

Sachbericht

2021

VIGA

Virtual Instructor for General Aviation



EUROPÄISCHE UNION

Europäischer Fonds für
Regionale Entwicklung

Investitionsbank
des Landes
Brandenburg **ILB**

Titel des Vorhabens: VIGA – Virtual Instructor for General Aviation

Zuwendungsempfänger: Technische Hochschule Wildau

Antragsnummer: 85017617

Richtlinie: StaF

Projektleitung: Prof. Dr.-Ing. Wolfgang Rütther-Kindel

Laufzeit des Vorhabens: 01. April 2018 bis 31. Oktober 2021

Inhaltsverzeichnis

1. Projektdaten	4
2. Projektziel	5
3. Durchführung des Vorhabens und erzielte Ergebnisse	8
Arbeitspaket 1: Aufbau der Messanlage	8
AP1.1: Konzeption einer Messanlage, die in zuverlässiger Weise die Evaluierung eines Flugzeugmusters ermöglicht.	8
AP1.2: Entwicklung der Messnabe zur Erfassung des Schubes und des Drehmomentes	13
AP1.3: Test der Luftdaten- und Inertialmessanlage	14
Arbeitspaket 2: Analyse, Gegenüberstellung und Auswahl der Verfahren zur Parameteridentifikation und zur Bestimmung der Flugleistungen des Forschungsflugzeugs der TH Wildau	17
AP2.1: Zusammenstellung und Vergleich der Methoden zur Berechnung der Bewegungsderivativa.	17
AP2.2: Zusammenstellung und Vergleich der Methoden zur Berechnung der Flugleistungen	17
AP2.3: Evaluierung der zu erwartenden Einflüsse von Ungenauigkeiten bei der Bestimmung der flugmechanischen Parameter als auch bei der Bestimmung der Flugleistungen	18
Arbeitspaket 3: Evaluierung des Forschungsflugzeugs der TH Wildau	18
AP3.1: Parameteridentifizierung des Forschungsflugzeugs Peregrine FA-01	18
AP3.2: Berechnung der Bewegungsderivativa des Forschungsflugzeugs der TH-Wildau	19
AP3.3: Planung und Durchführung der Flugversuche.	20
Probleme mit dem hochschuleigenen Ultraleichtflugzeug JULIA, FA-01 Peregrine, Kennzeichen D-MZTH:	23
Ermittlung wesentlicher Parameter für die Aquila A212T und Erstellung des Simulationsmodells	26
AP3.4: Erstellen eines möglichst exakten mathematischen Modells des Forschungsflugzeugs.	27
Arbeitspaket 4: Algorithmus mit Simulation	28
AP4.1: Entwicklung von Algorithmen für das Assistenzsystem.	28
AP4.2: Auslegung von Begrenzungsparametern und Anpassung von Warnschwellen	30
AP4.3: Realisierung geeigneter Mensch – Maschine Schnittstellen	30
AP4.4: Implementierung der in AP3.1 bis AP3.3 entwickelten Prozeduren in eine Simulationsumgebung	33
AP4.5: Test der in AP3.1 bis AP3.3 entwickelten Prozeduren in der Simulationsumgebung	37
AP4.6: Auswertung der Ergebnisse und iterative Anpassung beginnend bei AP3.1	38
Arbeitspaket 5: Test der erstellten Algorithmen im Forschungsflugzeug	44
AP5.1: Vorbereitung der Flugversuche	44
AP5.2: Durchführung der Flugversuche	45
AP5.3: Auswertung der Flugversuche	45
Arbeitspaket 6: Wie gut funktioniert das System, wenn die Eigenschaften des Flugzeugs nicht genau bekannt sind	49
AP6.1 Nutzung weniger genauer Inertialsysteme	49
AP6.2: Modifikation der mathematischen Modellbildung	49

AP6.3: Durchführung der Flugversuche	49
AP6.4: Auswertung der Flugversuche	49
4. Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit	50
5. Nutzen und Verwertbarkeit der erzielten Ergebnisse in Forschung und Lehre	51
6. Veröffentlichungen	52
7. Quellennachweis	53

1. Projektdaten

Richtlinie

Stärkung der technologischen und anwendungsnahen Forschung an Wissenschaftseinrichtungen im Land Brandenburg (StaF – Richtlinie EFRE)

Zuwendungsempfänger

Technische Hochschule Wildau (TH Wildau)

Antragsnummer:

85017617

Vorhabenbezeichnung

Virtual Instructor for General Aviation

Kurztitel

VIGA

Laufzeit des Vorhabens

01. April 2018 bis 31. Oktober 2021

Projektleitung

Prof. Dr.-Ing. W. Rüther-Kindel

2. Projektziel

Ziel des Vorhabens ist die Entwicklung und Erprobung eines Unterstützungssystems für Piloten, welches potentielle Gefährdungssituationen frühzeitig erkennt und in der Lage ist, diese durch eine rechtzeitige Warnung zu vermeiden bzw. im Falle des Eintretens einer Gefährdungssituation den Piloten durch einen „Virtual Instructor“ aus dieser Situation herauszuführen. Das zu entwickelnde Unterstützungssystem arbeitet nach dem Prinzip eines virtuellen Fluglehrers und soll durch die Erprobung mithilfe des fachgebietseigenen Forschungsflugzeugs JULIA (Joint Ultra Light Aircraft) – ein Ultraleichtflugzeug vom Typ Peregrine FA01 – die Anwendung des Systems im Bereich der s.g. Allgemeinen Luftfahrt (General Aviation) demonstrieren. Durch den Aufbau einer geeigneten Messanlage soll eine Erforschung der Parameteridentifizierung erfolgen z.B. zur Erstellung mathematischer Modelle der verwendeten Luftfahrzeuge, welche das Fundament für die Entwicklung des Unterstützungssystems bildet.

Derartige Unterstützungssysteme sind im Bereich der kommerziellen Zivilluftfahrt zwar bereits im Einsatz, allerdings basieren diese Systeme auf der Festlegung eines nur relativ engen Flugbereichs, der durch eine automatische Flugsteuerung eingehalten wird. In der Kategorie der Allgemeinen Luftfahrt sehen sich Piloten jedoch mit einem komplett anderen Stand der Technik konfrontiert. Ähnliche Unterstützungssysteme, die die Fluglage einschätzen oder sogar selbsttätig mithilfe automatischer Systeme abfangen können, existieren hier noch nicht in großem Maße. Ebenfalls unberücksichtigt bleibt der Trainingsstand der Piloten. Gerade in der Allgemeinen Luftfahrt können Piloten keinen so umfangreichen Erfahrungsschatz aufbauen, wie kommerziell tätige Piloten. Es besteht daher ein großer Widerspruch, dass gerade gut trainierten Piloten Hilfsmittel in Form von Assistenzsystemen zur Verfügung stehen, während die Gruppe der Piloten in der Allgemeinen Luftfahrt mit aufwändigeren, technisch schwierigeren und daher fehleranfälligen Systemen arbeiten muss und das auch noch mit einem kleineren Erfahrungsschatz. Unfälle, die dann aus überfordernden Situationen heraus entstehen und zum Absturz des vollkommen intakten Flugzeugs führen, werden als „Loss of Control - In Flight (LOC-I)“ oder „Kontrollverlust im Flug“ bezeichnet. Diese Unfallart stellt eine der Hauptunfallursachen in der Luftfahrt dar, wie aus den nachfolgenden Diagrammen ebenfalls entnommen werden kann.

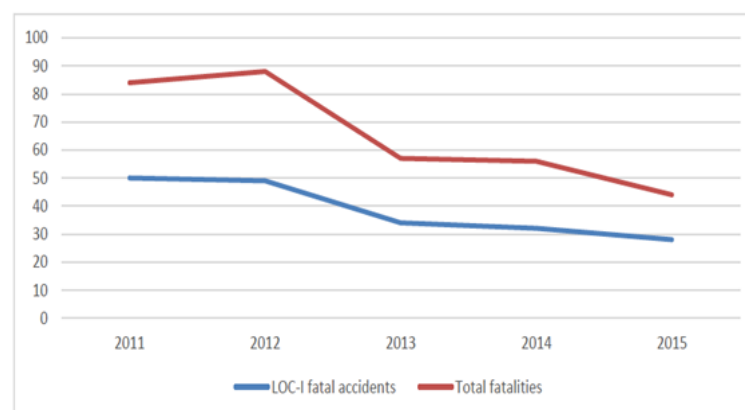


Abbildung 1: Tödliche Unfälle in der Allgemeinen Luftfahrt in Europa im Zeitraum 2011 bis 2015 infolge Kontrollverlust im Flug¹

¹ Quelle: EASA 2016 [1]

Fatalities by CICTT Aviation Occurrence Categories

Fatal Accidents | Worldwide Commercial Jet Fleet | 2011 through 2020

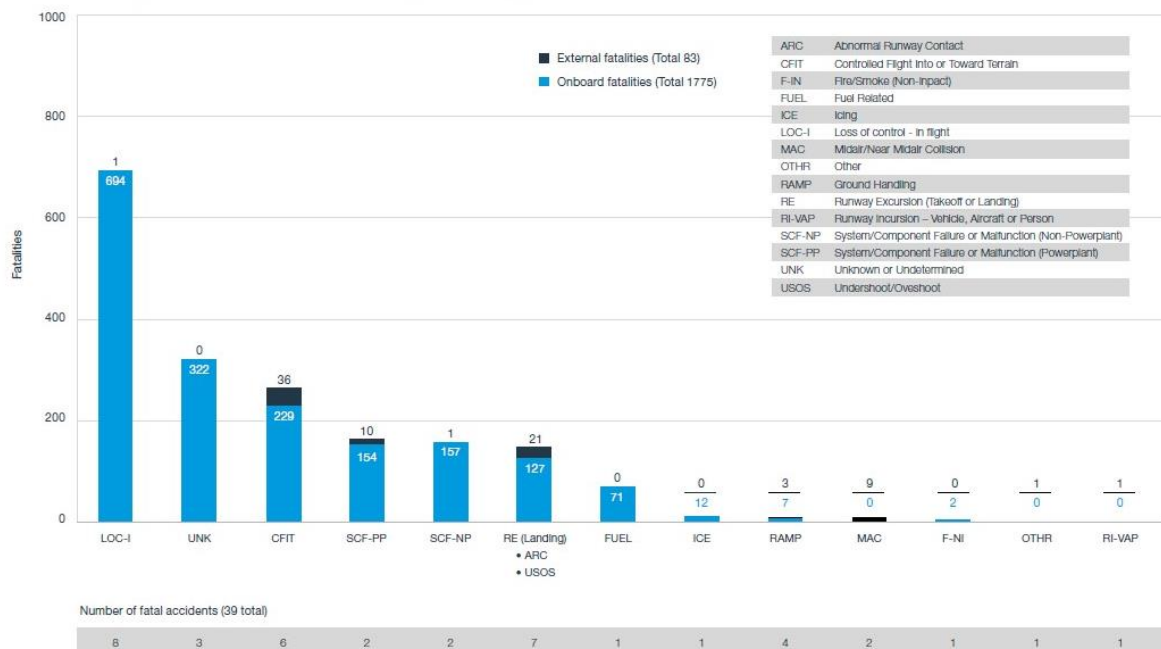


Abbildung 2: Tödliche Unfälle in der kommerziellen Luftfahrt weltweit im Zeitraum 2007 bis 2016²

Nicht nur in der Allgemeinen Luftfahrt, sondern generell in der gesamten Luftfahrt stellt LOC-I die Kategorie mit den meisten Todesfällen dar. Dies geht auch aus aktuellen Statistiken wie der Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents von Boeing (s. Abbildung 2) hervor. Ein System, welches Unfälle dieser Art minimieren würde, würde einen enormen Beitrag dazu leisten, die Luftfahrt ein weiteres Mal noch sicherer zu machen.

Im Rahmen des Projekts VIGA wird der Ansatz für ein solches System untersucht. Anders als bisherige Ansätze wird in VIGA die Entwicklung aus der Sicht eines Fluglehrers geführt. Techniken, die heute als “state of the art” gelten, basieren auf statischen “wenn, dann...” Bedingungen mit zum Teil verwirrenden Konsequenzen an den Piloten. Des Weiteren arbeiten heutige Systeme nach dem Prinzip, dem Piloten oder dem automatischen Flugsystem nur einen Teil der Flight Envelope zur Verfügung zu stellen, um so von vornherein den Eintritt in einen Gefahrenbereich auszuschließen. Dies führt dazu, dass das Leistungsspektrum des Flugzeugs, für das es konstruktiv ausgelegt wurde, nicht ausgeschöpft wird. Allerdings wäre es denkbar, dass das Flugzeug problemlos Manöver außerhalb des als “zulässig” definierten Flugbereichs absolvieren und beispielsweise eine Kollision mit dem Boden dadurch verhindern könnte. Das in VIGA zu entwickelnde System soll daher die Eigenschaft haben, dass es die gesamte Flugbereichs-Envelope des zugrundeliegenden Flugzeugentwurfs ausnutzt. Dafür ist die Bildung eines entsprechenden Flugmodells notwendig, um diese Grenzen abbilden zu können. Für die

² Quelle: Boeing Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents Worldwide Operations 1959 - 2016 [2]

Umsetzung des Ansatzes, ein System aus Sicht eines Piloten zu entwickeln, welches in seiner Entscheidungsfindung an die Betrachtungsweise eines Fluglehrers angelehnt ist, bedeutet dies, dass das Flugzeug sowie die Erwartungshaltung des Steuerers in mathematischen Modellen abgebildet werden müssen. Dies macht die Beschreibung der Aerodynamik, Flugleistungen, Flugdynamik und der Flugbahn für eine vorhersagende Berechnung erforderlich. Letztlich muss auch die Berechnung dieser "Erwartungshaltung" mit Blick in die Zukunft erfolgen. Dies hat zur Folge, dass die Berechnung in Form einer Simulation umzusetzen ist, welche schneller als Echtzeit arbeitet. Eine entsprechende Simulationsumgebung muss dafür ebenso erarbeitet werden, wie eine Messanlage, die die Eingangsdaten für die Simulation in Form der gemessenen und aufbereiteten Flugzustandsdaten liefert.

3. Durchführung des Vorhabens und erzielte Ergebnisse

Arbeitspaket 1: Aufbau der Messanlage

Im Arbeitspaket 1 wird die Konzeption und Realisierung einer Flugmessanlage bearbeitet. Das Ziel dieses Arbeitspakets ist es, eine Flugmesstechnik zu entwickeln, durch welche es ermöglicht wird, alle für die Simulation des jeweiligen Flugzeugs benötigten Parameter bestimmen zu können (Parameteridentifikation) sowie gleichwohl die Eingangsdaten für die Simulation in Form der Zustandsgrößen zur Verfügung zu stellen.

Der Aufbau der Messanlage basierte auf eine schon zum Projektbeginn im Fachgebiet für Luftfahrttechnik vorhandenen Messanlage. Diese wurde ursprünglich für die Flugleistungsvermessung von unbemannten Luftfahrzeugen entwickelt und im Rahmen von VIGA für die Bedürfnisse im Einsatz in bemannt operierenden Flugzeugen der Allgemeinen Luftfahrt weiterentwickelt. Für die Evaluierung der vorhandenen Software wurden mehrere Testflüge mit dem fachgebietseigenen Forschungsflugzeug durchgeführt. Dabei wurde festgestellt, dass nicht alle Sensordaten zeitsynchron erfasst wurden, was die Entwicklung einer neuen Software erforderlich machte. Diese Software sollte sich dadurch auszeichnen, dass sie zuverlässig sämtliche Flugmessdaten erfassen, anzeigen und aufzeichnen kann. Zu den notwendigen Flugmessgrößen zählen Inertialdaten, Luftdaten, GPS-Daten sowie Steuerungsdaten. Ebenfalls soll die Software die erhaltenen Daten so aufbereiten und darstellen können, dass die Bedienoberfläche für den Piloten eine Schnittstelle in Form eines Instrumentendisplay bietet, nach welcher die Flugtests durchgeführt werden. Dies ist von besonderer Wichtigkeit, da die Sensorik der Flugmessanlage wesentlich präziser ist, als die Instrumentierung im Flugzeugcockpit. Als Nebenbedingung sollte die Software auch schnelle Anpassungen im Versuch ermöglichen, um so auf veränderte Versuchsbedingungen entsprechend schnell reagieren zu können.

AP1.1: Konzeption einer Messanlage, die in zuverlässiger Weise die Evaluierung eines Flugzeugmusters ermöglicht.

Zur Erfüllung der an die Software gestellten Anforderungen wurde auf die in der Mess- und Regelungstechnik verbreitete Programmierumgebung LabVIEW (Laboratory Virtual Instrumentation Engineering Workbench) des Herstellers National Instruments zurückgegriffen, die ebenfalls bereits im Fachgebiet für Luftfahrttechnik zum Einsatz kommt. Der Vorteil liegt hier insbesondere in der Flexibilität der unterstützten Schnittstellen für die Integration verschiedener Sensoren und in der schnellen Bearbeitung der grafischen Benutzeroberfläche.

Für die Bestimmung der Parameter, die das Flugzeug in einer Simulation beschreibbar machen, werden diverse Messgrößen benötigt. Diese müssen zeitsynchron erfasst werden. Für die zentrale Sammlung aller Messdaten wird ein Embedded-PC verwendet, der über die entsprechenden Schnittstellen zu den Sensoren verfügt. Zur Steuerung und Anzeige der aufbereiteten Sensordaten in Form von Cockpitanzeigen wird ein Panasonic Toughbook CF-19 verwendet, welches remote auf den Embedded-PC zurückgreift. Für die Bestimmung der Position, Höhe und Geschwindigkeit des Luftfahrzeugs wird zum einen ein GNSS-Empfänger (BD970) verwendet, welcher vorwiegend GPS-Informationen zur Verfügung stellt. Für die Bestimmung der Lage im inertialen Raum wird ein Attitude and Heading Reference System (NAV440) eingesetzt. Dieses liefert als Messdaten die Beschleunigungen und Drehraten in allen drei Raumachsen und gibt die von einer GPS-gestützten Kalmanfilterung aufbereiteten Lagewinkel (Eulerwinkel) aus. Zur Beschreibung des Flugzeugs gegenüber der es umgebenden Luft werden ebenfalls Daten benötigt. Diese sind zugleich von besonderer Wichtigkeit für die Modellbildung, da über die Luftdaten die Flugleistungen des Flugzeugs bestimmbar sind. Zu den Sensorgrößen aus der Luftdatensonde zählen die Messung des statischen Drucks zur Bestimmung der Flughöhe, die Messung des dynamischen Drucks zur Bestimmung der Fluggeschwindigkeit, die Messung

der Temperatur zur Bestimmung der Luftdichte für die Korrektur der Fluggeschwindigkeit sowie die Messung von Anstell- und Schiebewinkel. Zusätzlich werden Informationen über die Stellung von Steuerflächen am Flugzeug benötigt. Hierzu sind eigene Aufnehmer gefertigt worden, die die Messung der Ruderausschläge ermöglichen. Vervollständigt wird die Messanlage mit einer Einheit zur Messung der Steuerkräfte. Diese Daten werden für eine spätere Nachbildung im Simulator benötigt. Die Abbildung 3 zeigt das Blockschaltbild der Messanlage.

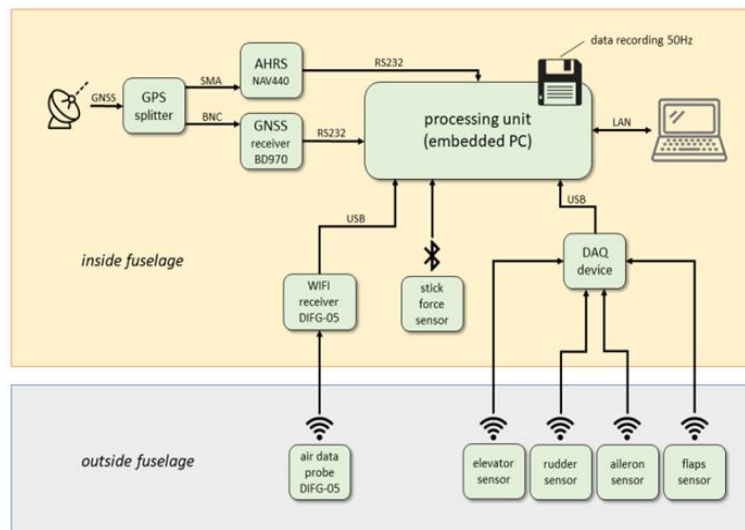


Abbildung 3: Blockschaltbild der Messanlage MACS

Nachfolgend sind alle Komponenten der Messanlage MACS im Detail tabellarisch aufgeführt.

Tabelle 1 : Sensorik der Flugmessanlage

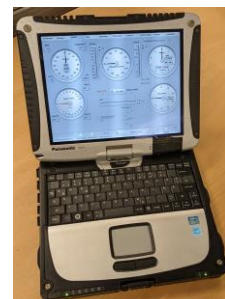
Embedded-PC NISE104
(Nexcom)

- Messrechner, Steuerung der Messanlage; Erfassung, Verarbeitung, Anzeige und Speicherung der Sensordaten



Panasonic Toughbook CF-19

- Bedienung des Messrechners per Remotedesktopverbindung über Touchscreen; Live-Anzeige der Sensordaten vom Messrechner und Überwachung



GNSS Receiver BD 970

- GPS-Informationen (Zeit, Position, Höhe, Kurs über Grund, Geschwindigkeit über Grund)



© intech.trimble.com

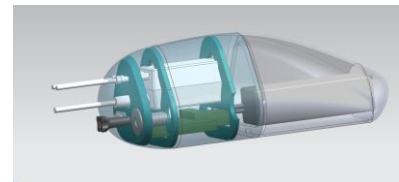
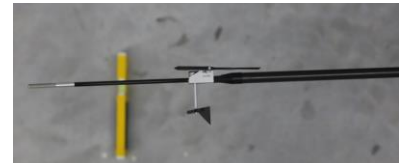
Inertialsystem NAV 440

- Bestimmung der Lage im inertialen Raum (Beschleunigungen, Drehraten, Eulerwinkel)



Luftdatensonde DIFG-05

- Messung aerodynamischer Zustandsgrößen (Anstell- und Schiebewinkel, barometrische Flughöhe, Staudruck, Fluggeschwindigkeit, statischer Druck, Temperatur, Dichte)
- aerodynamisch verkleideter Behälter zur Aufnahme der Messelektronik und deren Stromversorgung. Die Elektronik verarbeitet die Sensordaten und überträgt über W-LAN-Verbindung zum Messrechner



Ruderwegsensoren

- Messung des Klappenausschlags an der Steuerfläche (Quer, Seiten- und Höhenruder)



Steuerkraftsensor

- Messung der Steuerkräfte am Knüppel



Die verwendeten Sensoren werden für die Durchführung von Messflügen in das Flugzeug integriert. Hierbei wurde im Vorfeld beachtet, dass für die Sensorik außerhalb der Flugzeugzelle keine Kabelverbindungen benötigt werden. Die Luftdatensonde und die Ruderwegsensoren senden ihrer Daten über eine 2,4 GHz-Funkstrecke an den innen im Flugzeug installierten Embedded-PC. Diese beiden Sensoren verfügen daher auch über eine eigene Stromversorgung mittels integriertem Lithium-Polymer-Akku. Für die Montage des Rechners selbst sowie für das AHRS NAV 440, dem GNSS-Empfänger BD 970 und die Stromversorgung wurde eine Installationsplatte angefertigt, die im Gepäckfach befestigt wird. Die Verbindung des Embedded-PC zum Toughbook erfolgt mittels Ethernet-Kabel.

Auf dem Touchdisplay des Toughbooks kann die entwickelte Messoberfläche gesteuert und die Messdaten in Echtzeit betrachtet werden. Im Rahmen der Entwicklung des Flugversuchsprogramms wurden verschiedene Messoberflächen entwickelt, die die jeweils benötigten Messdaten aufbereitet anzeigen. Unter anderem wurden Messoberflächen für die Flugversuche Anstellwinkelkalibrierung, Höhenstufenverfahren, Neutralpunktbestimmung sowie Winddreieck erstellt. Eine Auswahl verschiedener Seiten der Bedienoberfläche ist in den nachfolgenden Abbildungen dargestellt.

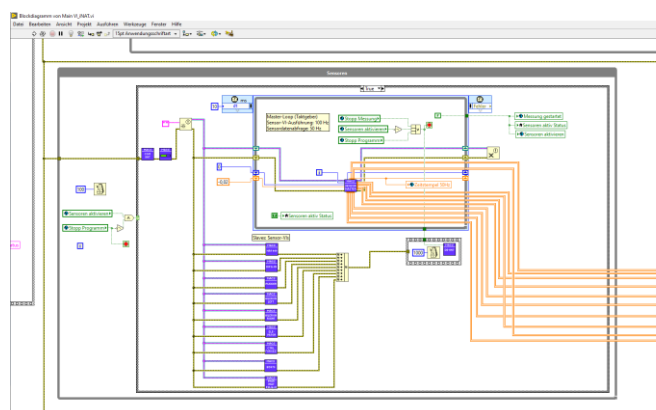
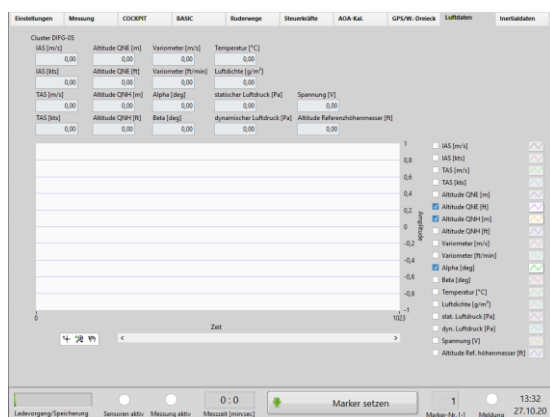
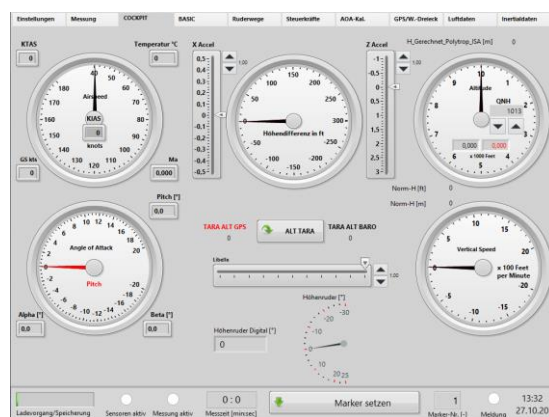
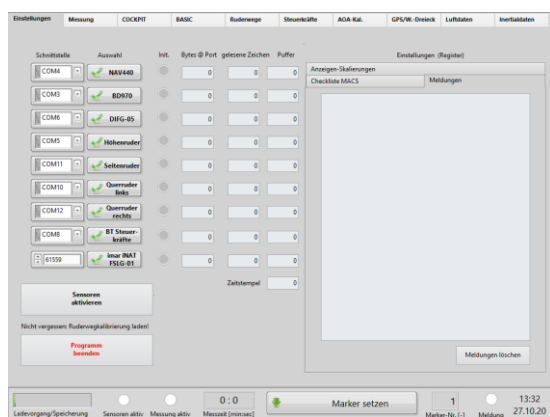


Abbildung 4: Screenshots der Bedienoberfläche der Messanlage MACS

Mithilfe der Software ist es ferner möglich entsprechend der formulierten Anforderung eine Datenaufzeichnung für eine anschließende Auswertung der Flugversuche durchzuführen. Zur Erleichterung der Auswertearbeit wurde eine Markerfunktion implementiert, welches es ermöglicht, bestimmte Datenpunkte in der Aufzeichnung zu markieren. Eine beispielhafte Auswertung eines im tdms-Dateiformat³ erfolgten Datensatzes ist in Abbildung 5 zu sehen.

Anhand der Auswertung in Tabellenkalkulationsprogrammen konnten somit die für die Modellkalibrierung benötigten Parameter aus den Flugversuchen gewonnen werden, um die Flugleistungsdaten und Flugeigenschaften des Forschungsflugzeugs in einem Simulationsmodell abbilden zu können. Wie sich erst zu einem späteren Zeitpunkt herausstellte, musste das Erfliegen dieser Parameter für ein anderes Flugzeugmuster wiederholt werden, wodurch ungeplanter Mehraufwand im Projekt entstand.

Root Name	Title	Author	Data/Time Groups	Description
1	Root Name			
2	Root Name			
3	Root Name			
4	Root Name			
5	Root Name			
6	Root Name			
7	Root Name			
8	Root Name			
9	Root Name			
10	Root Name			
11	Root Name			
12	Root Name			
13	Root Name			
14	Root Name			
15	Root Name			
16	Root Name			
17	Root Name			
18	Root Name			
19	Root Name			
20	Root Name			
21	Root Name			
22	Root Name			
23	Root Name			
24	Root Name			
25	Root Name			
26	Root Name			
27	Root Name			
28	Root Name			
29	Root Name			
30	Root Name			
31	Root Name			
32	Root Name			
33	Root Name			
34	Root Name			
35	Root Name			
36	Root Name			
37	Root Name			
38	Root Name			
39	Root Name			
40	Root Name			
41	Root Name			
42	Root Name			

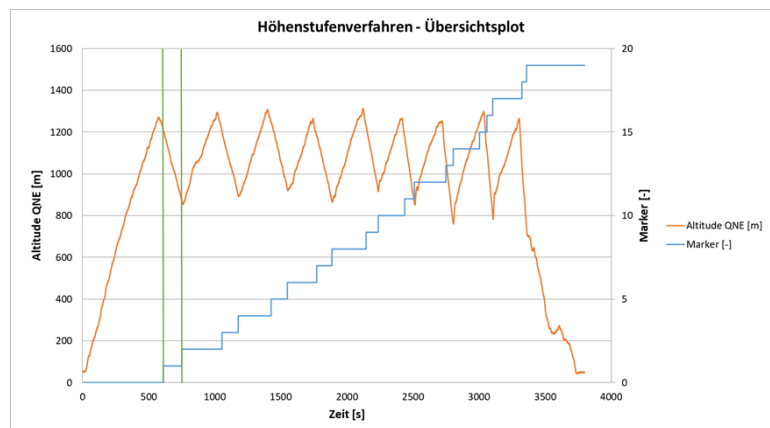


Abbildung 5: Auswertung eines mit MACS ermittelten Datensatzes

³ tdms - Technical Data Management Streaming, binäres Datenformat von National Instruments

AP1.2: Entwicklung der Messnabe zur Erfassung des Schubes und des Drehmomentes

Um eine verlässliche und akkurate Messwertebasis des Forschungsflugzeugs zu erzielen, muss die Kenntnis über die in das System "Flugzeug" eingeführte Energie vorhanden sein. Da es rechnerisch nicht zielführend ist in jedem Flugzustand zu bestimmen, welche Energie vom Motor tatsächlich in Vortrieb des Flugzeuges umgesetzt wird, bedarf es eines speziellen Messgerätes zur Erfassung des Schubes und zwar nicht nur am Boden, sondern viel wichtiger auch in der Luft.

Die besondere Schwierigkeit dabei besteht in der Separation der einwirkenden Kräfte (Drehmoment und Schub). Die entsprechende Konstruktion der Messnabe ermöglicht die Schubkraft und das Drehmoment mit Kraftmesssensoren ohne gegenseitige Beeinflussung aufzunehmen.

Die in der Messnabe befindliche Elektronik (s. Abbildung 6) ermöglicht die Erfassung der entstehenden Kräfte durch die Kraftmessdosen. Die entstehenden Signale werden digitalisiert und durch einen Mikrocontroller mit integriertem WLAN-Modul ESP8266 an die Messanlage übertragen. Durch den kabellosen, kontinuierlichen Datenfluss wird das Problem gelöst die erfassten Daten am drehenden Teil des Antriebes zuverlässig und in Echtzeit dem "stehenden Teil" (Messanlage) zur Verfügung zu stellen.

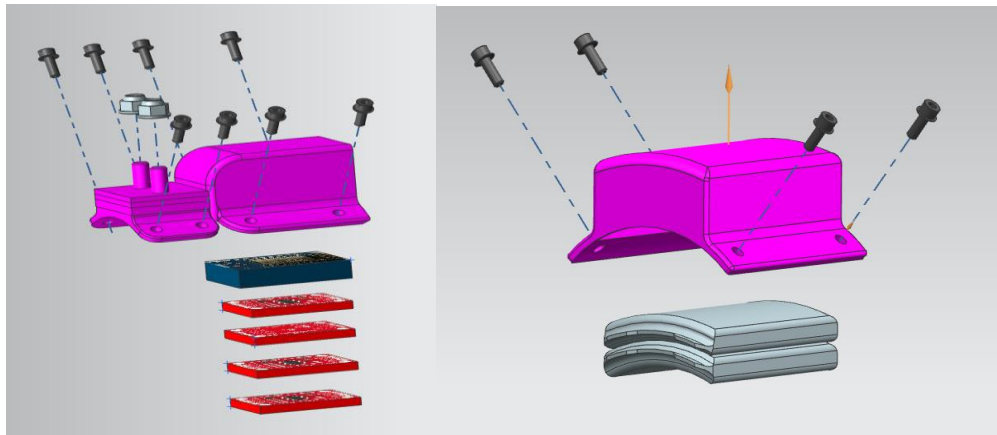


Abbildung 6: Messelektronik der Messnabe

Ein Konzept der Messnabe wurde im Rahmen einer Masterarbeit für das Forschungsflugzeug JULIA erarbeitet. Die Besonderheit der Propelleransteuerung an diesem Flugzeug machte es erforderlich die Kraft der Spannfeder, die gegen die Propellerverstellung arbeitet, mit einer separaten Kraftmessdose zu erfassen. Denn diese Kraft verfälscht konstruktionsbedingt die Schubmessung der Messnabe. Die separate Einheit der Spannfeder-Kraftmessung ist in folgender Abbildung 7 dargestellt und beinhaltet einen Messverstärker mit A-D Wandler, einem Akku und Mikrocontroller mit integriertem WLAN. Diese Messdaten werden im Rechner der Messanlage mit den Ergebnissen der Schubmessung gegeneinander verrechnet.

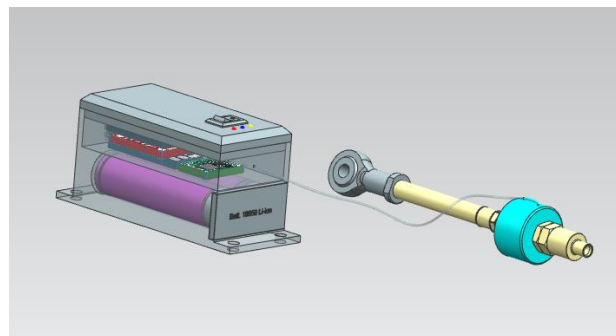


Abbildung 7: CAD-Konstruktion der Spannfeder-Kraftmessdose

Somit kann bei verschiedenen Flugzuständen der tatsächliche, momentane Propellerschub beachtet werden.

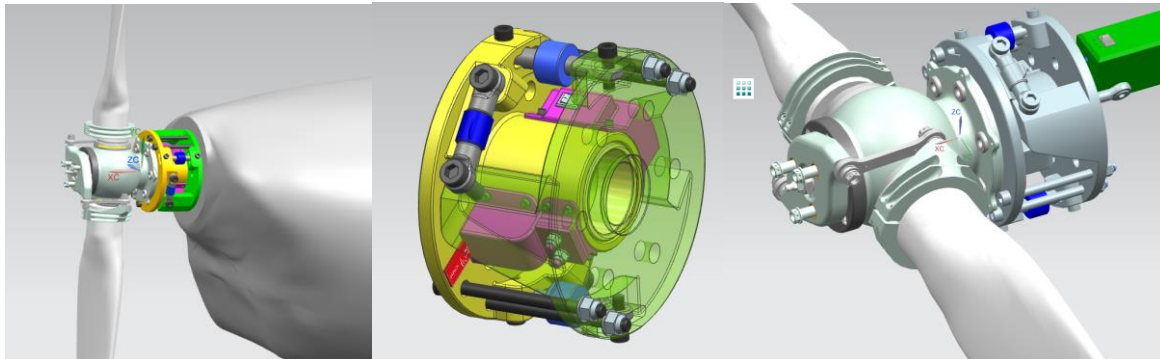


Abbildung 8: CAD-Konstruktion der Schubmessnabe für das Forschungsflugzeug JULIA

Die Umsetzung des Konzeptes der Messnabe erfolgte aufgrund der entstandenen technischen Probleme mit dem Forschungsflugzeug nicht, da die Messnabe explizit für dieses Flugzeug (FA 01 Peregrine) entwickelt wurde und einer konstruktiven Änderung für den Einsatz in der Aquila A212T bedarf, die aus zeitlichen Gründen nicht umgesetzt werden konnte.

AP1.3: Test der Luftdaten- und Inertialmessenanlage

Ursprünglich ist die Messanlage für den Einsatz auf dem Forschungsflugzeug JULIA ausgelegt worden. Erste Tests sowie die unter AP3 durchzuführenden Messflüge fanden auch nach dieser Planung statt. Später musste aufgrund des Ausfalls des eigenen Forschungsflugzeugs die Messanlage für den Einsatz auf dem Ersatzflugzeug Aquila A212T unter hohem Zeitaufwand umgebaut werden. Hierfür ist unter anderem eine komplett neue Halterung für die Luftdatensonde angefertigt worden, da die Befestigung an der Aquila sonst nicht möglich gewesen wäre.

In Vorbereitung der Flugversuche wurde die Stau-Statik-Anlage des Messsystems bei der Firma Avionics Service East Bölter am 17.12.2019 kalibriert. Die Ergebnisse sind in der Abbildung 9 und Abbildung 10 zu sehen. Die geringen Abweichungen vom Vergleichsmaß (Prüfgerät) zeigen, dass die Luftdatensonde sehr gute Ergebnisse liefert. Damit ist sichergestellt, dass die erhaltenen Messgrößen nicht zu einer fehlerbehafteten Berechnung bei der weiteren Verwendung der Messdaten führen. Des Weiteren kam im Zuge des experimentellen Fliegens die Messanlage in einem Flugzeug vom Typ Cessna 172 zum Einsatz und wurde ausgiebig getestet. Durch die wiederholten Flugtests und den Vergleich der Ergebnisse konnten so eventuelle Fehler oder Unzuverlässigkeiten der Sensoren ausgeschlossen werden.

Des Weiteren wurde mehrfach ein Flugverfahren zur Fahrtmesserkalibrierung mit installierter Luftdatensonde durchgeführt, um die Fahrtanzeige auch in der Luft überprüfen zu können. Bei diesem Verfahren wird ein sogenanntes Winddreieck in gleichbleibender Höhe mit gleichbleibender Gashebelstellung geflogen und die Fluggeschwindigkeit sowie die Geschwindigkeit über Grund ermittelt. In der Auswertung des Verfahrens erhält man die Abweichung der angezeigten zur tatsächlichen Fluggeschwindigkeit. Die erzielten Ergebnisse bescheinigen der Luftdatensonde eine sehr gute Messung des dynamischen Drucks, der für die Geschwindigkeitsbestimmung genutzt wird. Die maximale Abweichung liegt hier unterhalb von 1 km/h (0,5 Knoten), sodass bei der Auswertung der Messdatensätze von einer hohen Qualität der Messwerte ausgegangen werden kann.

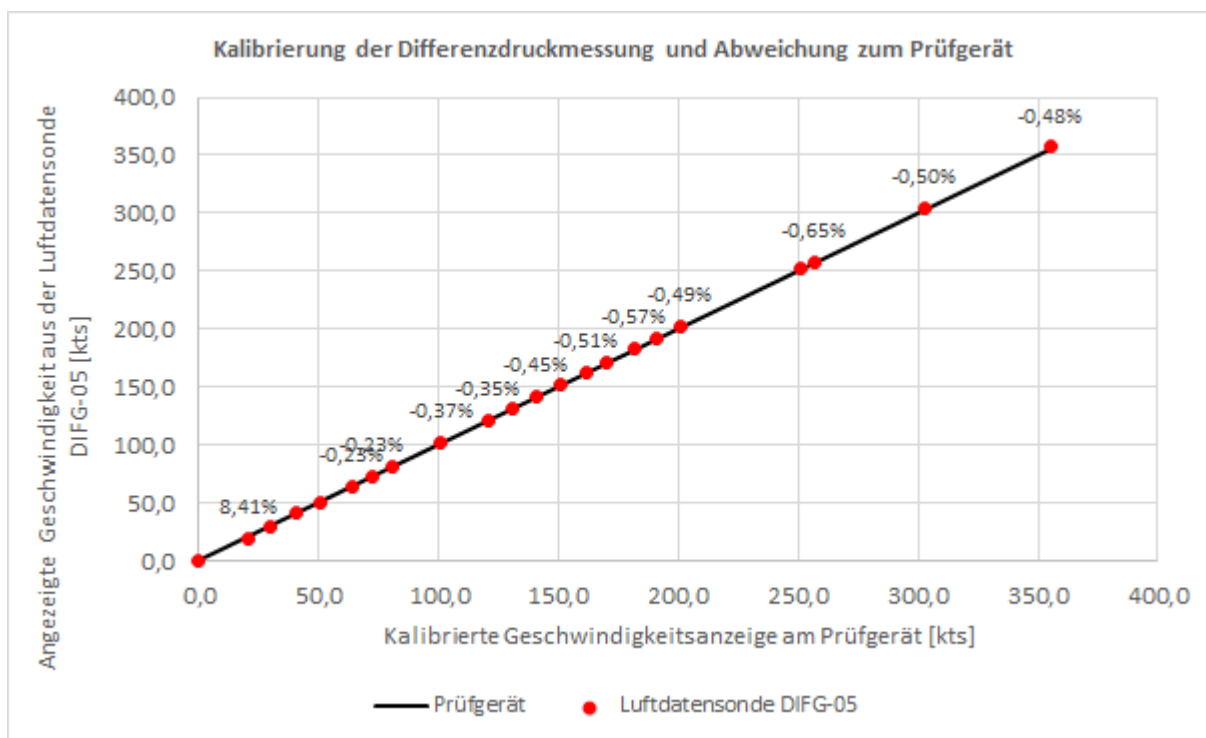


Abbildung 9: Kalibrierte Geschwindigkeitsanzeige der Luftdatensonde (Abweichungen zum Prüfgerät)

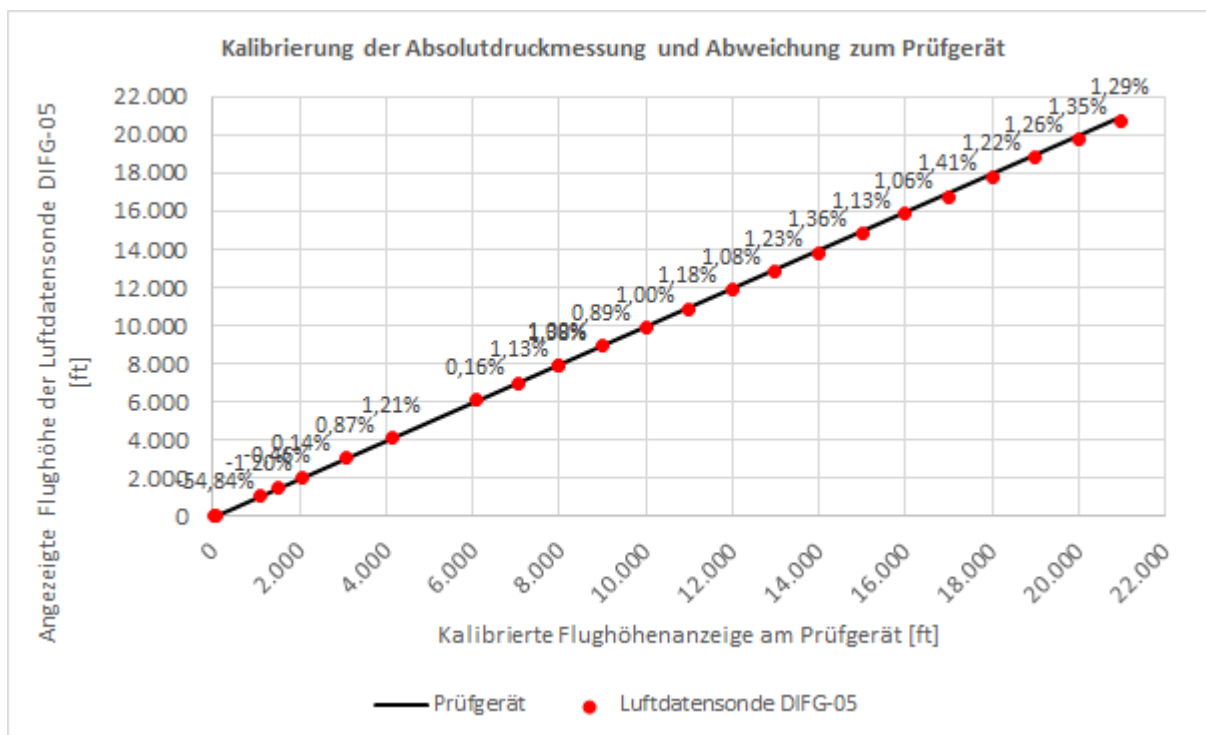


Abbildung 10: Kalibrierte Höhenanzeige der Luftdatensonde (Abweichungen zum Prüfgerät)

Überprüfung der Luftdatensonde im Flugversuch mittels Winddreieck(en)

TAS		154,75
V _e aus Berechnung [km/h]		154,90
V _w aus Berechnung [km/h]		15,20

Punkt 2	
Marker	2
GS [kts]	170,028
TAS [kts]	155,128
CAS [kts]	152,625
TT Garmin [°]	60,952
TT BD970 [°]	60,952
Zeit Garmin [z]	687,120
Zeit BD970 [z]	730,000

Punkt 3	
Marker	3
GS [kts]	145,228
TAS [kts]	154,807
CAS [kts]	152,321
TT Garmin [°]	182,946
TT BD970 [°]	182,946
Zeit Garmin [z]	764,920
Zeit BD970 [z]	800,000

Punkt 1	
Marker	1
GS [kts]	145,346
TAS [kts]	154,315
CAS [kts]	152,078
TT Garmin [°]	288,980
TT BD970 [°]	288,980
Zeit Garmin [z]	578,920
Zeit BD970 [z]	630,000

Abbildung 11: Auswertung eines Winddreieckverfahrens zur Bestimmung der Fahrtmesserabweichung (Abweichung TAS-Mittelwert zu errechneter V_e aus GPS-Daten: 0,15 km/h in dem gezeigten Flug, maximale Abweichung in Punkt 2: 0,59 km/h)

Die ausgiebigen Flugversuche und Bodentests haben die hohe Genauigkeit und Zuverlässigkeit der Messergebnisse bewiesen. Diese bietet eine hervorragende Basis für die Flugleistungsvermessung zur Ermittlung der Größen im Rahmen der Parameteridentifikation und zur Erstellung und Implementierung der VIGA-Algorithmen.

Im Gegensatz zur Luftdatensonde wurde im Zuge dieser Tests eine relativ große Abweichung der Inertialmesswerte (Inertialsystem NAV 440) bei bestimmten zügigen Flugrichtungsänderungen festgestellt, was zur Überlegung führte, dieses System ausführlicher zu testen. Im Resultat dieser Tests musste festgestellt werden, dass das verwendete Inertialsystem NAV 440, ein auf MEMS⁴-Technologie basierendes AHRS (Attitude and Heading Reference System) nicht für die Verwendung in einer hochdynamischen Umgebung geeignet ist. Dies führte zu dem Entschluss, ein neues Inertialsystem basierend auf einem Lichtfaser Kreisel (Fiber Optical Gyro – FOG) der Firma iMAR zu beschaffen, da Systeme mit dieser Technologie nicht diesem Fehlereinfluss unterliegen.



Abbildung 12: Laserfaserkreisel iNAT FSLG-01 der Firma iMAR

⁴ MEMS – mikro-elektro-mechanisches System

Arbeitspaket 2: Analyse, Gegenüberstellung und Auswahl der Verfahren zur Parameteridentifikation und zur Bestimmung der Flugleistungen des Forschungsflugzeugs der TH Wildau

AP2.1: Zusammenstellung und Vergleich der Methoden zur Berechnung der Bewegungsderivativa.

Die Bewegungsderivativa wurden unter Zuhilfenahme der Software Matlab-Simulink für das Forschungsflugzeug JULIA sowie für die Aquila A212T experimentell bestimmt. Eine vergleichende Betrachtung verschiedener Berechnungswege wurde nicht durchgeführt.

AP2.2: Zusammenstellung und Vergleich der Methoden zur Berechnung der Flugleistungen

Die Flugleistungen des Flugzeuges können mit den Höhenstufen- und Ausschießverfahren hinreichend genau bestimmt werden. Beim Höhenstufenverfahren werden definierte, stationäre Sinkflüge durchgeführt, durch die die aerodynamischen Beiwerte c_A und c_W ermittelt werden können. Hierbei stellt jede Höhenstufe jeweils einen Punkt auf der Lilienthalpolare dar. Somit erfordert dieses Verfahren viele Flugstunden und ist sehr zeitaufwendig.

Beim Ausschießverfahren wird das Flugzeug auf maximale Geschwindigkeit gebracht und anschließend durch die Reduktion des Schubes auf Leerlauf aerodynamisch verlangsamt und muss dabei auf gleicher Höhe gehalten werden. Das bedeutet, dass der abnehmende Auftrieb durch Erhöhung des Anstellwinkels kompensiert werden muss. Dieses Verfahren ermöglicht das Durchfliegen der Werte für die Lilienthalpolare in einem Durchgang.

Tabelle 2 Gegenüberstellung Methoden zur Berechnung der Flugleistungen

	Vorteile	Nachteile
Höhenstufenverfahren	einfach realisierbar und reproduzierbar (Mittelwert Höhenstufen) gute Ergebnisse, aufgrund langer Messstrecken	viele Höhenstufen nötig für ein gutes Gesamtergebnis (Zeitaufwand) wetterabhängig, Höhenstufen entweder in großen Höhen oder zu Tagesrandzeiten durchführbar
Ausschießverfahren	gesamte Polare wird in einem einzigen Messflug erfolgen, geringerer Zeitaufwand	wetterabhängig, Windeinfluss keine Mittelwertbildung

		möglich nur ein Polaren-Punkt nur zu einem Zeitpunkt vorhanden, daher Wiederholungen nötig
--	--	---

AP2.3: Evaluierung der zu erwartenden Einflüsse von Ungenauigkeiten bei der Bestimmung der flugmechanischen Parameter als auch bei der Bestimmung der Flugleistungen

Aufgrund der Tatsache, dass beim Ausschießverfahren keine Mittelwertbildung möglich ist, ist somit auch mit einem größeren Einfluss von Fehlern aus den Umgebungsbedingungen, wie z.B. Wind zu rechnen. Daher wurde entschieden, für die Ermittlung der Flugleistungsgrößen das Höhenstufenverfahren zu bevorzugen.

Arbeitspaket 3: Evaluierung des Forschungsflugzeugs der TH Wildau

AP3.1: Parameteridentifizierung des Forschungsflugzeugs Peregrine FA-01

Für die Erstellung eines mathematischen Modells des Flugzeuges wurde ein Flugversuchsprogramm entsprechend erstellt, um die grundlegenden Parameter ermitteln zu können. Diese werden standardmäßig in den Kurvenverläufen der Lilienthalpolare und der Geschwindigkeitspolare zusammengefasst.

Hinzu kommen weitere erforderliche Parameter für die Erstellung des mathematischen Modells. Diese Parameter wurden auf der Grundlage der erfolgten Werte berechnet. Die benötigten Parameter sind:

- Stallgeschwindigkeit
- Rollgeschwindigkeit
- Steiggeschwindigkeiten
- Maximalgeschwindigkeit

Die Durchführung der Flugversuche wurde im Rahmen einer Bachelorarbeit realisiert. Zur Anwendung kam das Höhenstufenverfahren zur Bestimmung der Lilienthal- und Geschwindigkeitspolare. Insgesamt wurden 16 Höhenstufen zur Auswertung herangezogen (vgl. Abbildung 13).

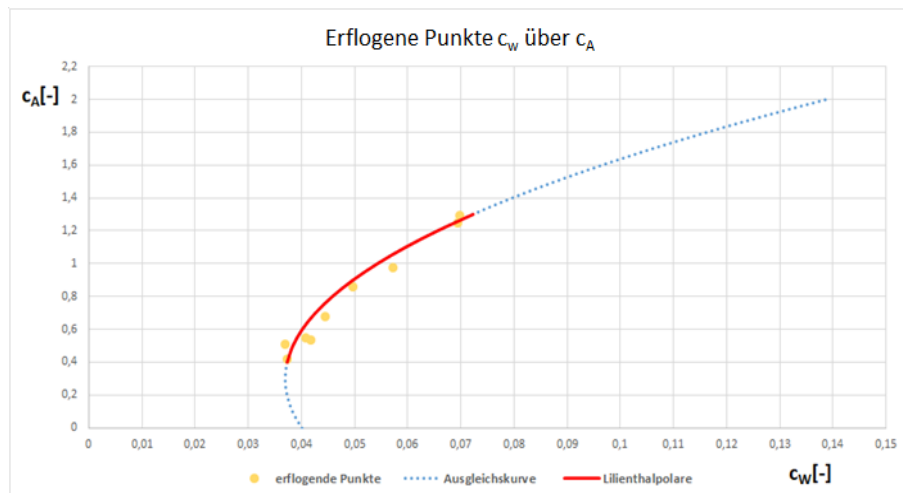


Abbildung 13: Lilienthalpolare des Forschungsflugzeugs JULIA

Die Berechnung des Energiewinkels und der Steiggeschwindigkeit ergibt folgenden Graphen.

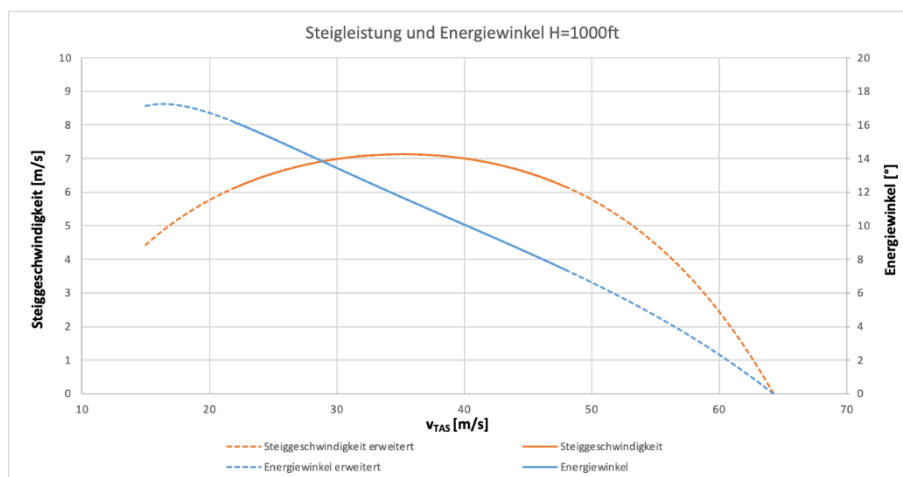


Abbildung 14: Steigleistungskurve des Forschungsflugzeugs JULIA

Für die Erstellung des mathematischen Modells für das Forschungsflugzeug JULIA wurden die erfliegenen Werte unter Zuhilfenahme geeigneter Computerprogramme wie Matlab/Simulink und LabView verarbeitet. Die mathematischen Modelle wurden mit den Leistungen des Flugzeuges validiert und bilden eine gute Grundlage für die Simulationsanwendungen.

AP3.2: Berechnung der Bewegungsderivativa des Forschungsflugzeugs der TH-Wildau

Die Berechnung der Bewegungsderivativa erfolgte unter Zuhilfenahme der Computerprogramme Matlab/Simulink. Hierfür wurde ein mathematisches Modell eines grundlegenden Flugzeugs in konventioneller Bauweise (Höhenleitwerk hinter dem Flügel) erstellt und mit den Parametern des Forschungsflugzeugs JULIA bzw. der Aquila A212T und Daten der Flugversuche kalibriert. Das Modell benötigt für die Berechnung in erster Linie geometrische Daten zu den verwendeten Flugzeugen und konnte daher mit geringem Aufwand an die Aquila A212T angepasst werden.

AP3.3: Planung und Durchführung der Flugversuche.

Die theoretischen Modelle sind im Grunde für theoretische Berechnung gut geeignet, jedoch müssen sie zwangsläufig im Flugversuch validiert werden, um herauszufinden wie verlässlich die theoretischen Betrachtungen für die praktische Umsetzung sind. Die Durchführung der Flugversuche muss möglichst frei von äußeren Einflüssen wie Wind und Thermik erfolgen - entsprechend schwierig ist auch die Planung. Erschwerend kam ab Sommer 2019 aufgrund technischer Probleme der Wegfall des Forschungsflugzeuges JULIA hinzu, was die Suche nach einem passenden Ersatzflugzeug und eine Umstellung der Messanlage erforderlich machte. Ebenfalls ist die erneute theoretische Betrachtung des Ersatzflugzeugs im Vorfeld notwendig, was zu einem weiteren ungeplanten Mehraufwand im Vorhaben führte.

Die Flugversuche mit dem eigenen Forschungsflugzeug wurden im Mai 2018 an den Flugplätzen Schönhagen EDAZ und Oehna EDBO durchgeführt. Für die Durchführung der Messflüge wurde die Messanlage MACS (AP1) in das Forschungsflugzeug JULIA eingerüstet (s. Abbildung 15ff). Die aufgezeichneten Messdaten bildeten die Grundlage für die Auswertung und die Berechnung der Flugleistungsparameter.

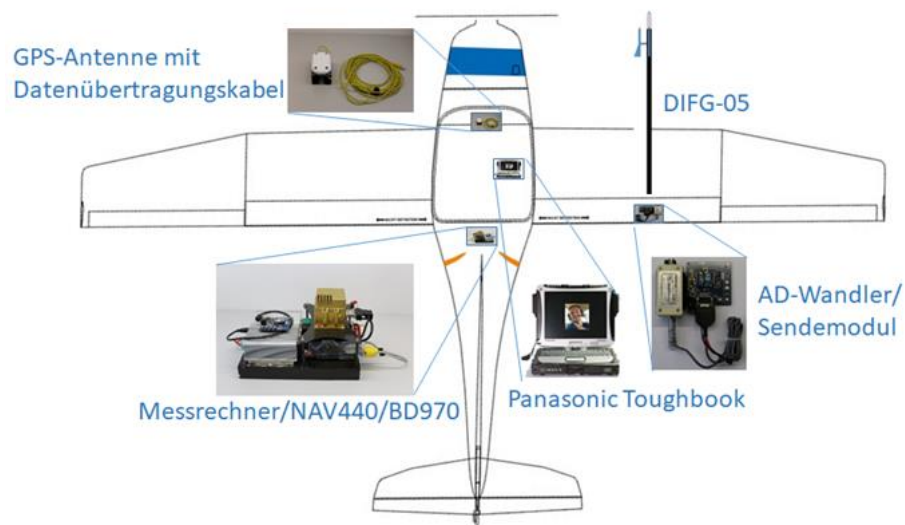


Abbildung 15: Schema des Einbaus der Messanlage MACS in das Forschungsflugzeug JULIA



Abbildung 16: Eingebaute Messanlage MACS im Forschungsflugzeug JULIA

In Vorbereitung auf die Flugversuche wurde in Absprache mit dem Piloten die Methodik und die einzuhaltenden Kennzahlen bei der Durchführung der Flugversuche abgesprochen. Dabei wurde auf die bei zahlreichen Flugerprobungen gesammelten Erfahrungen des Piloten gesetzt. Bei dem Erfliegen der Höhenstufen wurde auf eine möglichst ruhige Atmosphäre Wert gelegt. Im Ergebnis dieser Flugversuche wurden die Aerodynamik des Flugzeugs in Form der Lilienthalpolare sowie die aufgelöste Polare, die Schubverlaufskurve und die Steigleistungen des Forschungsflugzeugs experimentell ermittelt. Mithilfe dieser Daten konnte auch die Kalibrierung des mathematischen Modells vorgenommen werden.

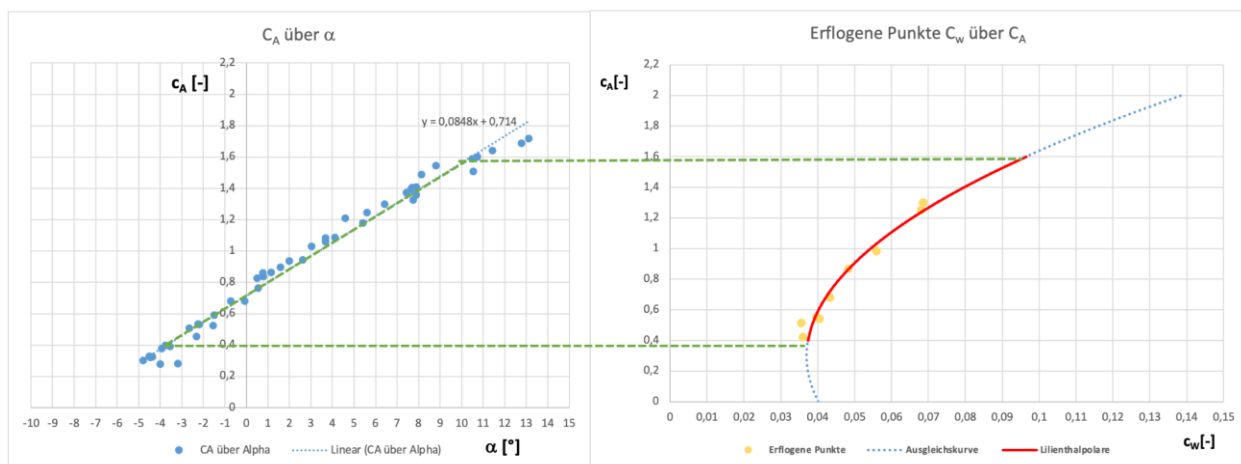


Abbildung 17: Aufgelöste Polare (links) und Lilienthalpolare (rechts) des Forschungsflugzeugs JULIA

Die Schubermittlung des Forschungsflugzeuges JULIA erfolgte mit drei verschiedenen Verfahren.

1. Standschubermittlung am Boden

Bei der Standschubermittlung am Boden wurde das Flugzeug an der Schleppkupplung mit einem Seil und Kraftmesssensor fixiert und der Schub bei verschiedenen Motoreinstellungen

erfasst. Allerdings ist die Standschubermittlung mit starker Reibung (z.B. Rollreibung) behaftet. Die Ergebnisse der Standschubvermessung wurden nach Plausibilitätsprüfung in einem Graphen zusammengefasst (Abbildung 18).

2. Schubermittlung im Startvorgang

Eine zweite Variante, das Schubvermögen des Forschungsflugzeuges zu ermitteln, besteht in der Messung der Beschleunigung während des gesamten Startvorganges vom Beginn des Rollens bis zum Abheben. Dabei ist zu beachten, dass die Bremsen des Flugzeug bis zum Erreichen des Maximalschubes des Propellers halten, um erst nach dem Entlasten der Bremse das Flugzeug in eine abrupte Beschleunigung zu bringen. Der Einfluss der Rollreibung sowie der mit steigender Geschwindigkeit entstehende Auftriebsanteil während des Startvorganges müssen dabei beachtet werden.

3. Schubermittlung im Flug über die Beschleunigung in Längsrichtung des Flugzeuges

Die dritte Methode der Schubermittlung beinhaltet das Fliegen zweier stationärer Flugzustände für einen Punkt des Schubes bei gleichem Anstellwinkel und gleicher Fluggeschwindigkeit. Im ersten Flugzustand wird der Versuch mit nicht laufendem Motor durchgeführt. Im Gegenzug dazu wird im zweiten stationären Flugzustand der Propeller mit Volllast für maximalen Schub betrieben. Hier kristallisiert sich heraus, dass eine stabile und idealerweise ruhige Atmosphäre von hoher Priorität ist, um für beide Flugzustände die gleichen Parameter zu erfüllen.

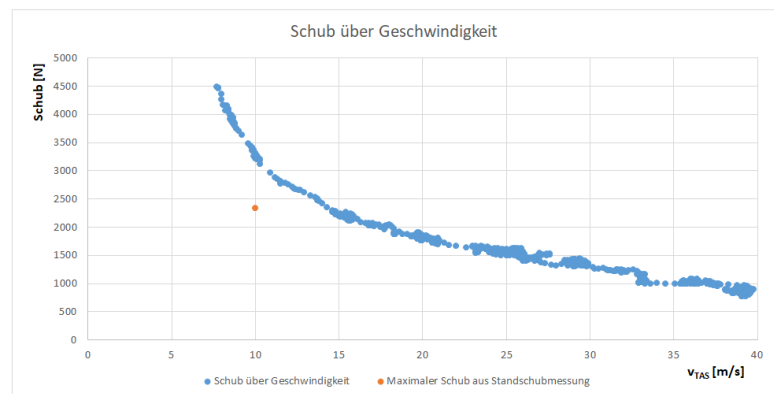


Abbildung 18: Ermittlung des Standschubs des Forschungsflugzeugs JULIA

Da nach dem Wegfall des Forschungsflugzeugs für die Ermittlung weiterer Parameter ein neues Flugzeug gefunden und somit ein neues Modell gebildet werden musste, ist die Verwendung der Daten zur Modellkalibrierung zumindest nicht vollständig wertlos. Weitere Flüge mit dem gefundenen Ersatzflugzeug vom Typ Aquila A212T fanden von Oktober bis Dezember 2020 statt.

Probleme mit dem hochschuleigenen Ultraleichtflugzeug JULIA, FA-01 Peregrine, Kennzeichen D-MZTH:

Aufgrund der Tatsache, dass mit dem Vorhaben VIGA ein umfangreicher Flugerprobungsteil mit dem eigenen Forschungsflugzeug geplant war, bestand ein wesentliches Problem darin, nach Bekanntwerden von technischen Problemen mit dem Flugzeug dennoch das Vorhaben VIGA adäquat fortzuführen. Im Resultat konnte glücklicherweise eine Nutzung des Flugzeugs Aquila A212T mit dem in Schönhausen ansässigen Unternehmen erzielt werden. In diesem Kapitel wird auf die Probleme mit dem hochschuleigenen Flugzeug FA-01 Peregrine eingegangen und die aufgetretenen Mängel sind in einer chronologischen Reihenfolge zusammengefasst.

06.07.2018 Ein Riss wurde an der Unterseite der Zelle entdeckt. Die weitere Nachforschung ergab, dass eine zu geringe Materialstärke an der Aufnahme des Klappenmotors die Ursache für diese Schwachstelle war. Dieser Mangel konnte durch den Einbau eines schwächeren Motors und einer Verstärkung der Struktur behoben werden.

17.07.2019 Bei einem Reifenwechsel des Hauptfahrwerks wurde eine zu lockere Aufnahmebefestigung der Hauptfahrwerksschwinge am Rumpf festgestellt. Eine genauere Inspektion offenbarte einen Riss am Spant unter dem Sitz. Durch das Bremsen wird ein Moment in der Fahrwerksschwinge in der y-Richtung erzeugt. Dieser Lastfall fand bei der konstruktiven Auslegung keine Berücksichtigung. Beim Bremsen wird die Rumpfschale tordiert und die in den Bildern zu sehende Sekundärstruktur überlastet.



Abbildung 19: Riss am Spant unter dem Sitz des Forschungsflugzeugs JULIA

Der Mangel wurde durch den Hersteller am 18.11.2019 behoben.

25.08.2020 Es wurde ein übermäßig großes Spiel an der Trimmklappe festgestellt. Diese Problematik kann schnell zu gefährlichen Flattererscheinungen am Höhenleitwerk führen. Dieser Mangel konnte vom Hersteller nicht behoben werden.

25.08.2020 Ein übermäßiges Spiel am Trimhrad führt zu Funktionsbeeinträchtigungen. Das Trimhrad kann vertikal in seine Halterung gedrückt bzw. herausgehoben werden. Die Ursache ist auf eine mangelhafte Konstruktion der Trimhradhalteraufnahme zurückzuführen. Der Hersteller hat diese Konstruktion nicht nachgebessert.

25.08.2020 Unzureichende Befestigung einiger Bedienelemente. Eine offensichtlich zu schwache Auslegung der Mittelkonsolenstruktur beweisen mangelhafte Befestigungen weiterer Bedienelemente auf der Mittelkonsole (Bremse, Trimhrad, Schleppkupplung), die eine sichere Bedienung ausschließen. Auch dieser Mangel wurde nicht vom Hersteller behoben.

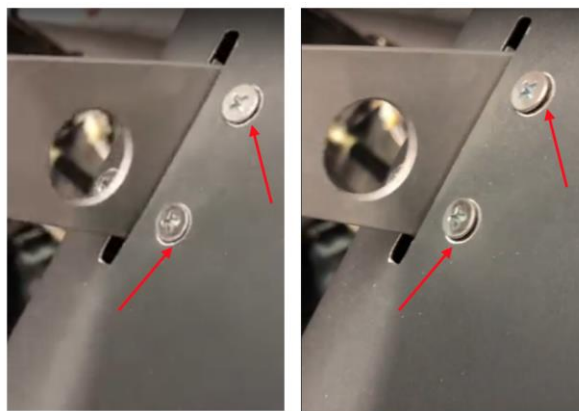


Abbildung 20: Lochweite an den Befestigungen von Bedienelementen auf der Mittelkonsole

Als weiterer Mangel fielen nichtisolierte Geberkontakte auf der (elektrisch leitenden) Carbonoberfläche im Flügel-Rumpfbereich auf, was eine Brandgefahr darstellt. Die Verkastung der Steuerstangen (Steuerknüppel) ist aus dünnem Blech geschweißt, welches sich bei normaler Belastung tordiert, was auch bei Nicht-Piloten Sicherheitsbedenken auslöst.

09/2019 Der Nachweis der Flatterfreiheit, welcher im Rahmen der Musterzulassung durch den Hersteller durchgeführt wurde, ist unklar. In dem vorliegenden ergänzenden Flugerprobungsbericht ist kein Nachweis der Flatterfreiheit enthalten. Da im Flugerprobungsbericht die Angezeigte (Indicated Airspeed IAS) mit der kalibrierten Fluggeschwindigkeit (Calibrated Airspeed CAS) verwechselt wurde, muss ernsthaft bezweifelt werden, ob dieser fundamentale Punkt in der Nachweisführung sachgemäß durchgeführt wurde.

09/2019 Durch die Vermessung der Parameter des Flugzeuges mit der hochschuleigenen Messanlage MACS wurde festgestellt, dass die erflogene Mindestgeschwindigkeit bei 75 km/h liegt (s. Abbildung 21) und somit außerhalb der Forderung aus der Bauvorschrift LTF-UL 1. Gemäß LTF-UL 49 muss die Überziehgeschwindigkeit nach dem in LTF-UL 201 vorgegebenen Verfahren und Nachweis der Mindestgeschwindigkeit von 65 km/h erfüllt werden. Der maximale Auftriebsbeiwert C_{Amax} müsste bei der gegebenen Flügelfläche einen Wert von 2,6 erreichen. Dies ist für das verwendete Flügelprofil SM-701 sehr unrealistisch hoch, weshalb davon ausgegangen wird, dass der Flügel für diese Luftfahrzeugklasse um ca. 30% zu klein dimensioniert ist.

Masse	
Leergewicht [kg]	309
Gabor [kg]	95
Jens [kg]	90
Tankvolumen max [l]	100
Tankinhalt [l]	50
Dichte Super Benzin [kg/dm ³]	0,745
Masse Kraftstoff [kg]	37,25
Messanlage [kg]	7
Abfluggewicht [kg]	538,25

Variante 1	533,25
Variante 2	543,25
	600
Bezugsgröße [kg]	472,5
V _{SO} Istwerte Messflug 538,25 kg [km/h]	79,55
V _{SO} Variante 1 kg [km/h]	79,18
V _{SO} Variante 2 [km/h]	79,92
V _{SO} 600 kg [km/h]	83,99
V_{SO} 472,5 kg [km/h]	74,53

Gradient m Marker 10	
t1 [s]	340
t2 [s]	358,04
V1 [km/h]	111,959741
V2 [km/h]	79,5598161
Δt [s]	18,04
Δv [km/h]	-32,3999251
m [km/h / s]	-1,7960472

C_A max	
Flügelspanne [m]	9,4
Mindestgeschwindigkeit CAS [km/h]	65
C _A max [-]	2,469
C _A max exp [-]	1,878

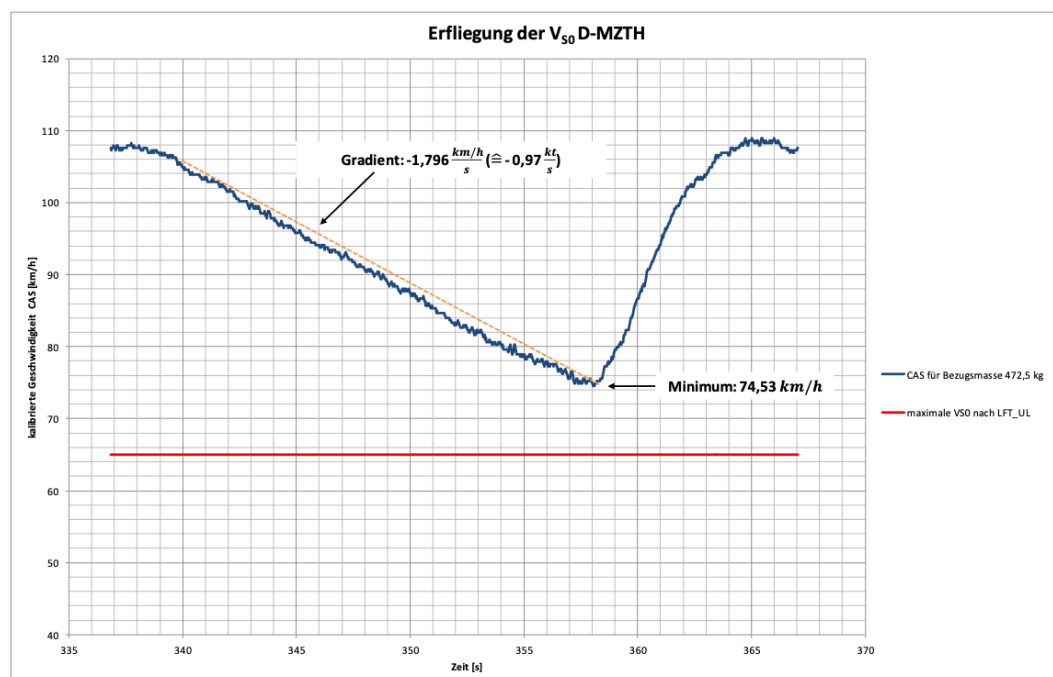


Abbildung 21: Erfliegung der Mindestgeschwindigkeit mit dem Forschungsflugzeug JULIA

Die gemessenen Werte sind aussagekräftig da die Pitot-Statik-Anlage der Messanlage kalibriert wurde, siehe Punkt AP1.3

Zusammen mit den aufgezählten Mängeln, fehlende Bereitschaft zur Mängelbeseitigung seitens des Herstellers und schwankendes Vertrauen über die Lufttüchtigkeit des Flugzeuges führten zur kurzfristigen Suche nach Alternativlösungen. Durch die erhebliche Unterstützung der Aquila Aviation International GmbH, die eine Aquila A212T zur Verfügung stellte, konnten die angedachten Arbeitspakete doch noch erfolgreich abgearbeitet werden.

Ermittlung wesentlicher Parameter für die Aquila A212T und Erstellung des Simulationsmodells

Wie bereits erwähnt wurden einige Flugversuche für die Ersatzmaschine wiederholt. Beispielfhaft wird hier das Erfiegen der maximalen Rollgeschwindigkeit der Aquila A212T angeführt. Die entsprechende Reaktion des Flugzeugs auf eine Querrudereingabe sollte auch in der Simulation korrekt abgebildet werden. Daher wurde die maximale Rollgeschwindigkeit in einem Flugversuch ermittelt und anschließend eine Abstimmung der Parameter des Simulationsmodells vorgenommen, um eine Übereinstimmung von Mess- und Simulationsgrößen zu erhalten.



Abbildung 22: Ersatzflugzeug vom Typ Aquila A212T

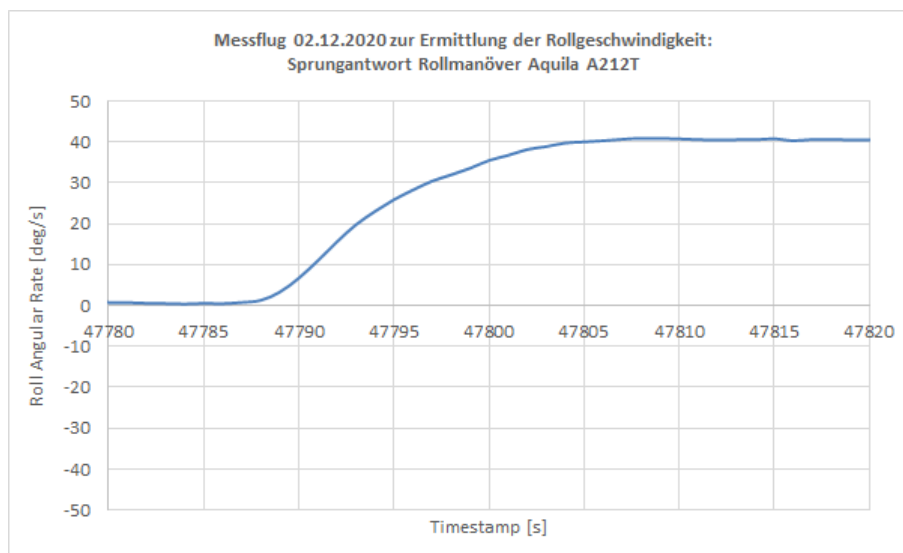


Abbildung 23: Erflogene maximale Rollgeschwindigkeit der Aquila A212T (41°/s)

AP3.4: Erstellen eines möglichst exakten mathematischen Modells des Forschungsflugzeugs.

Das mathematische Modell des Forschungsflugzeugs wurde mithilfe der unter AP3.3 beschriebenen, experimentell bestimmten Daten begonnen. Eine Fertigstellung war durch den Ausfall des Flugzeugs für die Restdauer im Vorhaben nicht möglich. Die Inhalte dieses Arbeitspaketes wurden mithilfe des Ersatzflugzeugs vom Typ Aquila A212T erarbeitet. Die abschließenden Tests des entwickelten VIGA-Systems fanden ebenfalls auf diesem Flugzeugtyp statt.

Im Ergebnis konnten alle für die Simulation benötigten Parameter identifiziert werden und es liegt ein mathematisches Modell der Aquila A212T vor. Ebenfalls ist mit der fachgebietseigenen Messanlage MACS, die unter AP1 umfangreich überarbeitet und auf die Erfordernisse für Flugversuche mit bemannten Luftfahrzeugen angepasst worden ist, erhebliche Erfahrung gesammelt worden. Im Resultat konnten unter Zuhilfenahme der ausgewerteten Flugdaten die Größen für die Simulation bestimmt werden. Über eine in der eigenen Simulationsumgebung programmierte Import-/Export-Funktion kann ein Teil dieser Daten in eine Konfigurationsdatei extrahiert werden. Die hier abgespeicherten Parameter sind somit auch außerhalb der Simulationsumgebung editierbar. Die nachfolgende Abbildung 24 zeigt beispielhaft einen Ausschnitt des Datensatzes des Modells „Aquila“. Weitere Parameter sind innerhalb der Simulationsumgebung einstellbar.

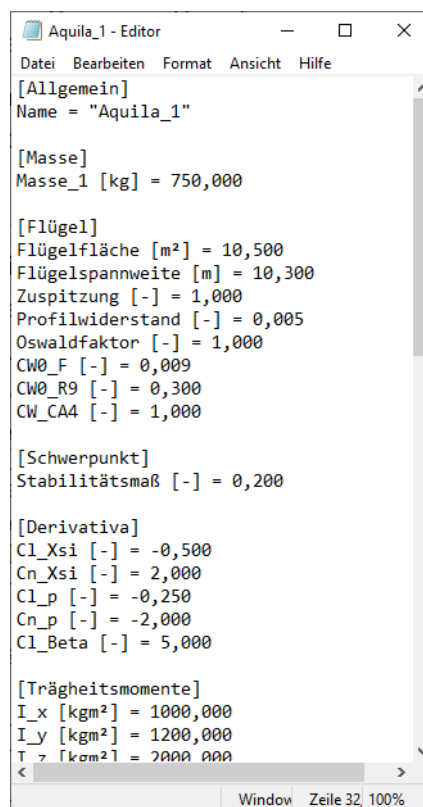


Abbildung 24: Ausschnitt des Datensatzes für das Modell Aquila A212T

Arbeitspaket 4: Algorithmus mit Simulation

AP4.1: Entwicklung von Algorithmen für das Assistenzsystem.

Zu Beginn der Entwicklung der Algorithmen für das Assistenzsystem musste die Frage beantwortet werden, was in einer in die Zukunft blickenden Simulation simuliert werden soll. Bei der Untersuchung dieser Fragestellung wurden drei wesentliche Kernaufgaben für ein auf Simulation basierendes Assistenzsystem identifiziert. Dies umfasst die Behandlung von drei verschiedenen Fehlerarten:

- Fehler, die erst in der Zukunft entstehen und eine Handlung in der Zukunft erforderlich machen
- Fehler, die bereits aktuell in der Gegenwart eine Handlung erforderlich machen
- Fehler, die der Pilot selber erkennt und beheben kann



Bei Fehlern der Kategorie 3 obliegt es dem Piloten eine gewünschte Maßnahme einzuleiten. Dies betrifft beispielsweise das Bemerken von sich verschlechternden Wetterbedingungen und die automatische Berechnung einer Umkehrroute zum Startflugplatz. Bei Fehlern der Kategorie 2 handelt es sich um Fehler, die bereits beim Auslösen des Berechnungsalgorithmus einer unmittelbaren Handlung bedürfen, beispielsweise, wenn sich das Flugzeug bereits im Strömungsabriss befindet. Fehler dieser Art stellen einen Grenzfall dar, da sie keine Zeit zur Handlung offen lassen und dadurch auch eine Simulation in die Zukunft nicht mehr zur Entwicklung einer Verhinderungsmaßnahme dienen kann. Diese Fehler können beispielsweise dadurch abgefangen werden, indem eine Ist-Zustands-Analyse durchgeführt und eine statische Handlungsabfolge empfohlen wird oder indem die Systematik der Simulationsberechnungen keine oder nur kleine "Zeitsprünge" aufweist und daher das Entstehen von Fehlern dieser Art im Vorfeld vermieden wird. Eine kontinuierliche Simulation wäre daher für diesen Fehlertyp zu bevorzugen, um frühzeitig eine geeignete Handlungsempfehlung auf Basis eines Simulationsergebnisses berechnen zu können. Fehler der Kategorie 1 stellen alle anderen Fehler dar, die erst in der Zukunft eintreten und für die eine Handlung in der Zukunft erfolgen muss. Für diese Fehler kann mit ausreichender Vorlaufzeit eine Simulation durchgeführt, analysiert und eine Auswertung in Form von Handlungsvorschlägen an den Piloten angezeigt werden. Auf diesen Fehlertyp wird im Rahmen des im Projekt VIGA zu entwickelnden Assistenzsystems fokussiert. Trotz der Eingrenzung auf diesen Fehlertyp stellt sich das Problem einer zu großen Vielfalt an variablen Parametern in der

Simulation. Daher bedarf es einer sinnvollen Variation ausgewählter Parameter, für die eine Simulation durchgeführt wird. Für das Projekt VIGA wurde daher ein szenariobasierter Ansatz gewählt, der den Rahmen der Variablen in einem Simulationszyklus darstellt.

Die Grundlage der Berechnung aller Szenarien in die Zukunft setzt damit einen schnellen, robusten Simulationsalgorithmus voraus, der es erlaubt, für ein definiertes Flugzeug Berechnungen schneller als in Echtzeit durchzuführen. Essenzieller Bestandteil einer schnellen Berechnung stellt eine geschickte Modellbildung des Flugzeugs dar. Wesentlich ist hierbei, dass es trotz der Berechnungsgeschwindigkeit nicht zu Berechnungsfehlern kommt, die aus der numerischen Simulation resultieren. Des Weiteren muss eine Simulation eine Grundlage für die Aussage liefern, ob eine bestimmte Fluglage in der Zukunft in einem gefährlichen Flugzustand enden kann. Daher muss die Simulation konkrete Parameter liefern, an denen eine derartige Beurteilung festzustellen ist.

Bei der Entwicklung der Lösungsidee wurde mit der Beobachtung der Arbeitsweise eines menschlichen Fluglehrers begonnen. Es wurde hierbei festgestellt, dass der Fluglehrer aufgrund seiner Erfahrungen über ein Gefühl für das Flugzeug und dessen Leistungsvermögen verfügt und basierend auf diesen Erfahrungen handelt. Für die Implementierung in einem "Virtual Instructor" bedeutet dies, dass das Gefühl des Fluglehrers synthetisiert werden muss.

Betrachtung der Funktionsweise eines Fluglehrers

- Dieser hat eine Vorstellung möglicher zukünftiger Ereignisse auf Basis des „Gefühls“ für das Flugzeug

Das Fluggefühl ist technisch nichts anderes als eine mathematische Modellbildung

Fluglehrer hat eine Erwartungshaltung

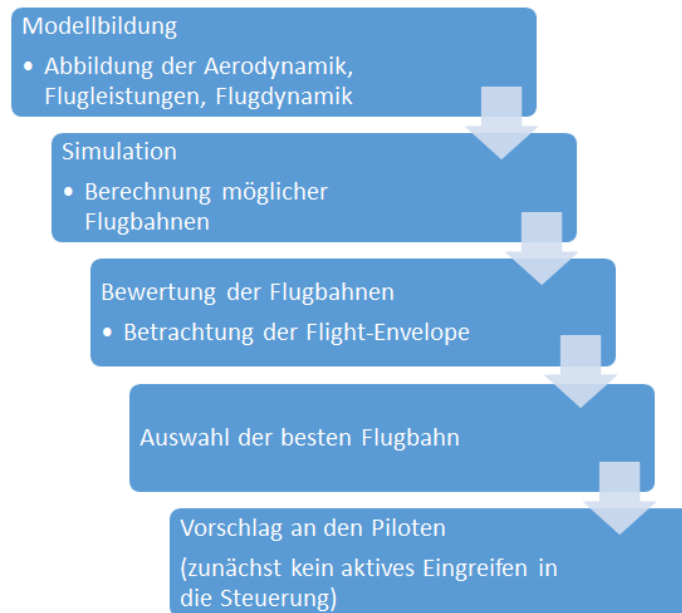
Simulationsprogramm mit verschiedenen Strategien

Lösungsstrategie / Lösungstrajektorie

Dies hat aus technischer Sicht eine mathematische Modellbildung zur Folge. Eine Modellbildung muss hinsichtlich der Aerodynamik, Flugmechanik, Flugleistungen und Flugdynamik optimiert werden, um ein reales Flugzeug zwar genau abbilden zu können, aber zugleich auch eine schnelle Berechnung zu gewährleisten. Mithilfe des mathematischen Modells können anschließend Szenarien berechnet und Lösungsstrategien entwickelt werden. Jede Lösungsstrategie kann dabei auch eine Lösungstrajektorie abbilden, die zugleich die Handlungsempfehlung für den Piloten beinhaltet. Somit wird die Lösung gleichzeitig mitberechnet, was einen Geschwindigkeitsvorteil darstellt.

Nach erfolgter Modellbildung ist somit die Berechnung der Trajektorie (Flugbahn) notwendig, für die ein Berechnungsalgorithmus mit Regelgrößenvorgabe benötigt wird. Eine derartige Flugbahnführung wurde in der Offenlegungsschrift DE102010031780A1 des Projektmitarbeiters Gabor Csapo beschrieben. Auf

der Basis des hierin beschriebenen Konzeptes wurde ein Algorithmus zur Flugführung in drei Dimensionen entwickelt.



Durch den szenariohaften Ansatz können mehrere Flugbahnen in unterschiedlichen Szenarien berechnet und anschließend miteinander verglichen werden. Eine vergleichende Bewertung erfolgt anhand des vn-Diagramms, welches die Flight-Envelope beschreibt, in der das Flugzeug sicher betrieben werden kann. Die Auswahl der besten Flugbahn kann dann anhand des Parameters "n" (Lastvielfaches) durchgeführt werden, um die Bahn zu ermitteln, die mit dem geringstem Lastvielfachen und damit der geringsten Belastung für die Maschine und die Insassen fliegbar ist. Über eine geeignete Mensch-Maschine-Schnittstelle wird diese Bahn anschließend dem Piloten als Flugmanöver angezeigt. Ein selbstständiges Eingreifen in die Steuerung ist in diesem Vorhaben nicht vorgesehen.

AP4.2: Auslegung von Begrenzungsparametern und Anpassung von Warnschwellen

Die beiden kritischen Bezugsparameter sind die Höhe und Geschwindigkeit. Die Bestimmung einer angemessenen Warnschwelle kann nur im Zusammenhang mit den realen Flugtests erfolgen, um auf die benötigte Vorlaufzeit für eine Reaktion infolge einer Warnung durch das VIGA-System schließen zu können. Daher erfordert die Festlegung der Warnschwellen eine Vielzahl an Versuchen, die auch im Simulator am Boden vorab erprobt werden können. Die Auswahl der letztendlichen Einstellungen ist jedoch erst nach den Flugtests im AP5 möglich.

AP4.3: Realisierung geeigneter Mensch – Maschine Schnittstellen

Von nicht unbedeutender Wichtigkeit ist die Kommunikation des Systems VIGA in geeigneter Weise mit dem Luftfahrzeugführer. Hierfür sind Konzepte unter Berücksichtigung psychologischer Faktoren in Stresssituationen entwickelt worden. In diesem Projekt findet jedoch kein aktiver Eingriff in die Flugsteuerung des Luftfahrzeuges statt, daher ist die Zuverlässigkeit der Warnungen vor anbahnenden Gefahren direkt von dieser Kommunikation abhängig. Folgendes Blockschaltbild zeigt das Entwicklungsschema der exekutiven Handlung des Piloten:

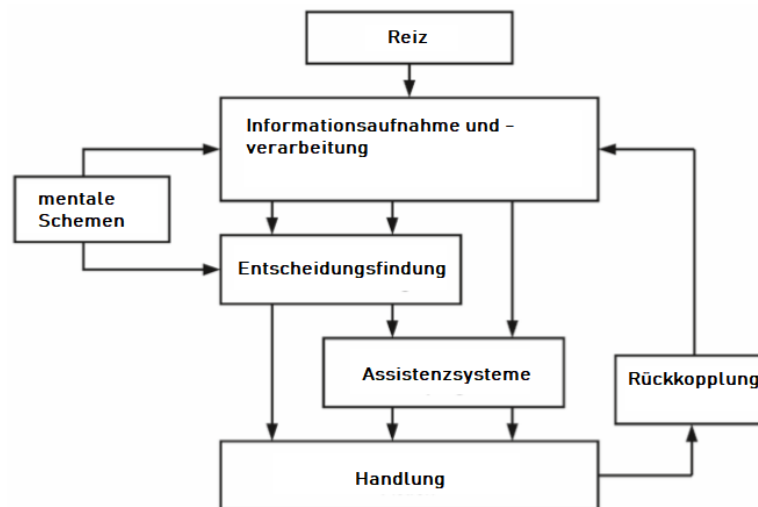


Abbildung 25: Reizschema⁵ (Bachelorarbeit C. Schwahn, 2019)

Zur Entwicklung der Mensch-Maschine Schnittstelle werden psychologische Studien (z.B. T. P. Newman - *“The philosophy of aircraft warning systems”*) herangezogen und die Szenarien übertragen. Als Ergebnis wird eine visuelle Vermittlung angestrebt, welche durch akustische Signale ergänzt werden kann. Primär wird der Fokus auf die visuelle Darstellung gelegt, da in der Studie gezeigt wurde, dass bei Abweichung zwischen akustischen und visuellen Signalen voneinander Menschen sprichwörtlich ihren Augen - der visuellen Darstellung - vertrauen.

Die Unterstützung von VIGA soll u.a. auch in Stresssituationen dem Piloten zur Seite stehen. Der Mensch kompensiert bis zu einem bestimmten Maß durch den präfrontalen Kortex, lediglich ein erhöhter Schwierigkeitsgrad führt zu einem Leistungsnachlass, wie die folgende Abbildung zeigt:

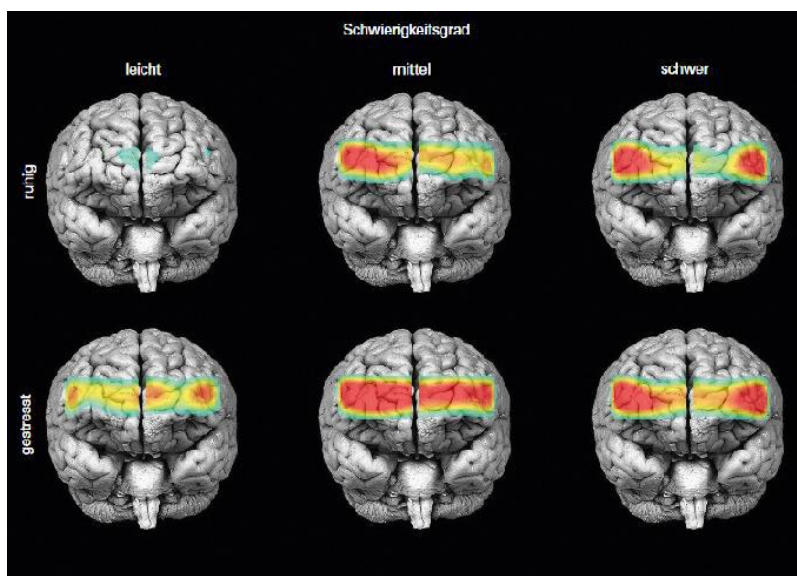


Abbildung 26: Aktivitäten des präfrontalen Kortex während einer Belastungsstudie⁶

⁵ Quelle: Schneider und Ebermann 2011, Human Factors im Cockpit – Praxis sicheren Handelns für Piloten, S.69

⁶ Quelle: Dehais und Causse 2017, Entscheiden im Flugmodus, Artikel aus Gehirn und Geist, Nr. 11/2017, S. 28

Die Ausführung sollte demnach intuitiv gestaltet sein, um dem Piloten kurz und knapp eine Handlungsempfehlung zu vermitteln. Die Aufmerksamkeit des Piloten wird primär durch visuelle und unterstützend synchron durch akustische Signale erzielt, alternativ ist ein haptisches Signal z.B. in Form eines Stick-Shakers möglich. Die visuelle Darstellung ist mittels eines modifizierten Instruments erprobt.

Das entwickelte Interface stellt einen künstlichen Horizont dar, der im Versuchsaufbau durch Informationen des Messsystems MACS und des Simulationssystems VIGA gespeist wird. Während des Projekts wurden mehrere Ideen zur Darstellung entwickelt. Unter anderem gab es hier Ansätze für die Darstellung über einen sogenannten "Tunnel in the Sky", der die Flugbahn als Trajektorie mithilfe von zu durchfliegenden Toren visualisiert. Im Simulator wurde die Idee einer Anzeige über den in der Luftfahrt bereits etablierten Flight Director als erstes umgesetzt und getestet.

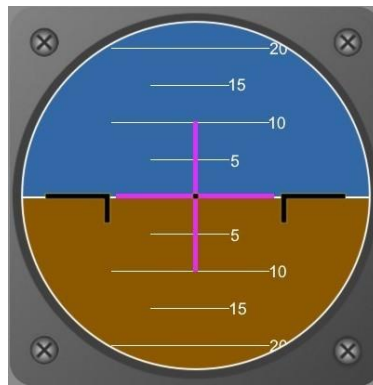


Abbildung 27: magentafarbene Flight Director-Anzeige im künstlichen Horizont des Simulators

Die Tests im Simulator stellten jedoch heraus, dass der Flight Director hier problematisch ist. Das Problem liegt hierbei darin, dass der Pilot die auszuführenden Kommandos selber interpretieren muss (der FD ist eine Kommandoanzeige in Form eines Kreuzeigerinstruments) und dies Spielraum für Fehler bietet. Daher wurde die Idee, die Trajektorie über den Flight Director darzustellen wieder verworfen. Die als aufwändig eingestufte Entwicklung eines "Tunnel in the Sky" wurde die Entwicklung einer einfacheren Anzeigeform vorangestellt. Darüber hinaus ließ sich nicht abschätzen, ob eine Darstellung als "Tunnel" nicht auch zu Verwirrung führen kann, da es auch hier keine unmittelbare Anzeige notwendiger Steuereingaben gibt. Diese wären damit ohnehin ein zusätzlich zu entwickelndes Element, welches die Darstellung des "Tunnel in the Sky" ergänzen müsste. Daher wurde mit der Entwicklung dieses Elements zur Anzeige der Handlung begonnen und eine Darstellung in Form einer getrennten Roll- und Pitchanzeige mit animierten Elementen entwickelt. Diese zeigen dem Piloten die vom System beabsichtigten Manöver an. Die Rollanzeige wird durch einen animierten Pfeil dargestellt, der die empfohlene Rollrichtung anzeigt. Der Ausschlag des animierten Pfeils endet dabei an einer Rollwinkelmarkierung (grün), die den Sollrollwinkel kennzeichnet, auf den der Pilot steuern soll. Ein grünes Dreieck am Rand des Instruments zeigt den aktuellen Rollwinkel an. Wenn die Dreiecksmarkierung mit der Sollrollwinkelmarkierung in Übereinstimmung gebracht ist, ist die korrekte Schräglage eingenommen worden. Der Sollrollwinkel kann dabei jeden beliebigen Wert einnehmen, sodass das Abfliegen der gesamten Flight Envelope möglich ist. Die Richtung der einzuleitenden Rollbewegung wird immer mit den animierten Pfeilen angezeigt. Die Pitchanzeige dient als Hilfestellung für die empfohlene Längslage. Die Richtung der sich bewegenden Chevron-Pfeile zeigt die Richtung an, in der die Längslage des Flugzeugs eingestellt werden soll. Ein Band von Pfeilen, dass sich von unten nach oben bewegt weist ein Ziehen am Steuerknüppel an, während abwärts laufende Pfeile ein Drücken

kommandieren. Somit sind für die Hauptsteuereingaben ganz wesentliche, einfache Anzeigen angefertigt worden, die die beabsichtigten Manöver nachvollziehbar machen. Da diese Darstellung noch keinen Rückschluss auf die Präzision der händischen Steuerung auf der berechneten Bahn zulässt, ist zu diesem Zweck noch ein Flight Path Vector Symbol programmiert worden, der die aktuelle Position gegenüber der Soll-Position in Form eines Flugzeugsymbols darstellt.

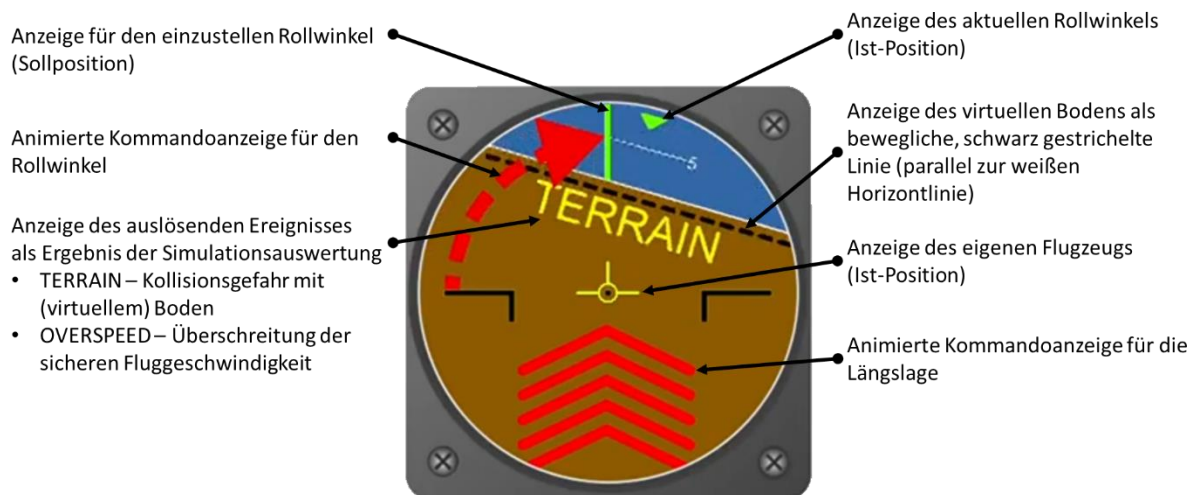


Abbildung 28: Künstlicher Horizont des VIGA-Systems für die Durchführung der Testflüge

Für spätere Flugtests wurde das Instrument auf dem Bildschirm eines Laptops angezeigt und dem Piloten vorgelegt, sodass ein Manövrieren nach den Anzeigen dieses künstlichen Horizonts möglich ist. Ein Einbau in das Cockpitpanel des eigenen Forschungsflugzeugs war nicht mehr möglich und für ein Einbauteil zur Darstellung in der Aquila war kein Platz im Panel vorhanden. Für die geplanten Versuche sollte eine Kollision mit dem Boden provoziert werden. Zu diesem Zweck wird für das Simulationssystem der Boden auf eine virtuelle Höhe von 5500 ft angehoben. Ein Durchfliegen dieser Höhe repräsentiert somit einen Einschlag. Zur Sichtbarmachung des Bodens im Instrument wurde eine Rising Ground Line eingefügt, die bei Erreichen des Bodenniveaus auf der Horizontlinie liegt. Diese wird durch eine gestrichelte schwarze Linie im Instrument repräsentiert, die sich in Abhängigkeit von der Differenz zwischen aktueller Flughöhe und eingestellter "virtueller Bodenhöhe" nach oben bewegt.

Bemerkt das System nun, dass in der schnellen Vorwärtssimulation ein Einschlag mit dem "virtuellen Boden" oder ein Überschreiten der sicheren Fluggeschwindigkeit droht, löst es ein Abfangmanöver aus, das die entsprechende Handlungsanweisung über die Roll- und Pitchanzeige darstellt. Das auslösende "Trigger-Event" wird dem Piloten in Textform unterhalb der Rising Ground Line angezeigt.

AP4.4: Implementierung der in AP3.1 bis AP3.3 entwickelten Prozeduren in eine Simulationsumgebung

Die Entwicklung der Algorithmen stellt einen iterativen Prozess dar, dessen Gesamtdauer nur schwer vorhersagbar ist. Es wurde im Projekt sehr frühzeitig damit begonnen, eine geeignete Simulationsumgebung zu finden. Am Anfang des Projektes unterscheidet sich die Programmentwicklung nur unwesentlich von der Entwicklung eines Simulationsprogramms, von denen bereits zahlreiche am Markt erhältlich sind. Die Überlegung liegt daher nahe, auf eine bestehende Flugsimulation zurückzugreifen und diese für die Aufgaben im Vorhaben VIGA zu modifizieren. Recherchen und eigene Erfahrungen dazu stellten jedoch schnell heraus, dass dieser Ansatz nicht zielführend ist, da keine Simulationssoftware eine einfache Handhabung und freie Editierung aller Berechnungsgleichungen

ermöglicht. Darüber hinaus muss die Simulation im Vorhaben VIGA sehr viel schneller als die Realzeit ablaufen und daher in diesem Punkt genau evaluiert werden können. Aus diesen Gründen wurde entschieden, eine eigene Simulationssoftware aufzubauen, in der diese Eigenschaften erfüllt sind, sodass eine strukturierte Verifikation des Programmcodes und der Algorithmen des Assistenzsystems ermöglicht wird. Zu diesem Zweck wurden verschiedene Systeme und Ansätze miteinander verglichen. Zielsetzung hierbei war es, eine Programmierumgebung zu finden, die den Ansprüchen an eine Softwareentwicklung für das Assistenzsystem gerecht wird. Zu diesen Anforderungen zählen unter anderem:

- eine schnelle Kompilierfähigkeit,
- echtzeitfähige Programmausführung,
- Schnittstellenprogrammierung für die Übertragung von Sensordaten,
- schnelle Entwicklung von Benutzeroberflächen.

Vergleichend wurden hierbei die Software DevC++ betrachtet, die in der Programmiersprache C++ arbeitet, LabWindows CVI, mit der es möglich ist, C-Code zu erstellen sowie die bereits im Kapitel zur Messanlage MACS beschriebene Programmierumgebung LabVIEW von National Instruments. Hinsichtlich der aufgestellten Anforderungen wurde abgewogen, wie groß der Aufwand und der Nutzen der Optionen liegen. Durch die Verwendung von DevC++ würde der Vorteil erreicht werden, dass eine Programmierung in einer sehr weit verbreiteten Programmiersprache vorliegt, die auch zukünftige Arbeiten an dem Quellcode absichert. Ebenfalls bietet DevC++ die Möglichkeit, die echtzeitfähige Ausführung von Threads an mehrere CPU-Kerne zuzuweisen. Allerdings ist die Entwicklung einer grafischen Benutzeroberfläche (Graphical User Interface - GUI) deutlich aufwändiger und erreicht zudem nicht dieselbe Flexibilität wie beispielsweise LabVIEW.

LabWindows CVI bietet die Möglichkeit einer Programmierung in C mit Verwendung der Bibliotheken von LabVIEW, die umfangreichen Zugriff zur Kommunikation mit Sensoren und externer Peripherie ermöglichen. Letztlich unterscheiden sich die Programmierumgebungen nur darin, dass in LabWindows CVI textbasiert in C programmiert wird, während in LabVIEW grafisch programmiert wird. Beide Optionen bieten die Vorteile, dass sie schnelle Compiler verwenden, eine echtzeitfähige Ausführung mit Zuweisung von s.g. "timed loops" an mehrere CPU-Kerne erlauben und eine Vielzahl an Kommunikationsschnittstellen bereits implementiert sind.

Aufgrund der guten, umfangreichen Erfahrungen im Fachgebiet für Luftfahrttechnik⁷ hinsichtlich des Umgangs und der Programmierung in LabVIEW, wurde entschieden, auch die Entwicklung der Algorithmen des Assistenzsystems in VIGA mit LabVIEW durchzuführen. Vorteilhaft ist hierbei, dass die Programmierung der Messanlage MACS direkt in das Programm des Assistenzsystems eingebaut werden kann, um die Datenakquisition für die Simulation zu übernehmen. Die anfängliche Absicht der Ausführung des Quellcodes auf einem Realtime-System wurde nach Beratungsgesprächen mit dem LabVIEW-Hersteller National Instruments verworfen, da eine endgültige Abschätzung der benötigten Systemleistung bis zum Ende des Projekts nicht möglich war. Aus diesem Grund wurden die Programmierarbeiten 2018 zunächst auf einem Desktop-PC begonnen und schrittweise die benötigte

⁷ Projekte / Geräte, in denen LabVIEW eingesetzt wird: Fahrender Windkanal MOWI, Propellerprüfstand PRELA, Messanlage MACS, Verwendung in Lehrveranstaltungen

Rechenleistung abgeschätzt, woraus die Anforderungen an die zu beschaffenden Rechner abgeleitet wurden.

Die flexible Erweiterbarkeit und Modifizierbarkeit des GUI in LabVIEW stellte sich während der Bearbeitung des Projekts als sehr bedeutender Vorteil heraus ohne den eine Adaptierung auf den späteren Simulator gar nicht möglich gewesen wäre. Ebenfalls konnte durch die grafische Programmierung das Debugging des Algorithmus gut durchgeführt werden. Während mithilfe des grafischen Programmcodes ein gutes Datenmanagement und die Steuerung von Informationsflüssen im Programm bewerkstelligt werden konnte, erfolgte die Programmierung der einzelnen Module textbasiert mithilfe des MathScript Moduls. Unter Verwendung dieses Moduls wurden auf diese Weise schrittweise alle

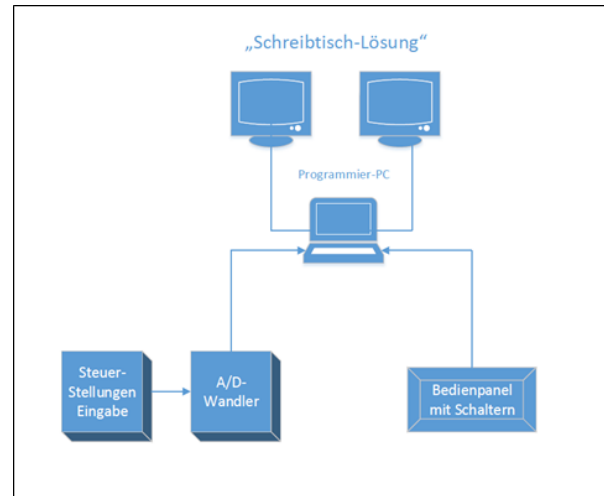


Abbildung 29: Schema des Programmieraufbaus am Büroarbeitsplatz

Berechnungsgleichungen des Algorithmus implementiert. Dies umfasst in erster Instanz die Berechnungsgleichungen für die Längs- und Seitenbewegung (Kräfte- und Momentenbilanzierung), die Berechnung der Aerodynamik und Flugleistungen, die Berechnung von Atmosphärenparametern, die Berechnung der Lagewinkel, die Erstellung der Flugführungsmodule sowie grundlegende Autopilotenfunktionen. Als Flugführungsmodule wurden Funktionen zum Abfliegen von vorgegebenen Sollbahnen in drei Dimensionen entwickelt sowie eine C*-Steuerung implementiert. Die grundlegenden Autopilotenfunktionen dienen zum Evaluieren der Regelungsparameter und unterstützen bei der Entwicklung der Szenarien. Als Autopilotenfunktionen wurden Funktionen zum automatischen Halten der Höhe (Altitude Hold - ALT HOLD), Steigen nach Steigrate (Vertical Speed - V/S), Halten des Kurses (Heading - HDG), ein Flight Director (FD) sowie eine automatische Leistungssteuerung (Auto Throttle - ATHR) umgesetzt. Diese Funktionen stellen ebenfalls die Funktionen dar, die bei einem zukünftig denkbaren aktiven Eingriff in die Steuerung benötigt würden. Die Vorwegnahme der Entwicklung dieser Funktionen wird in diesem Vorhaben genutzt, um die Machbarkeit und Leistungsfähigkeit der Algorithmen zu beweisen. Des Weiteren wurde eine grafische Oberfläche entwickelt, die zunächst darauf ausgerichtet war, die Richtigkeit der Berechnungsgleichungen zu verifizieren. Ein Bild dieser ersten Entwicklungsoberfläche ist in der folgenden Abbildung 30 dargestellt.

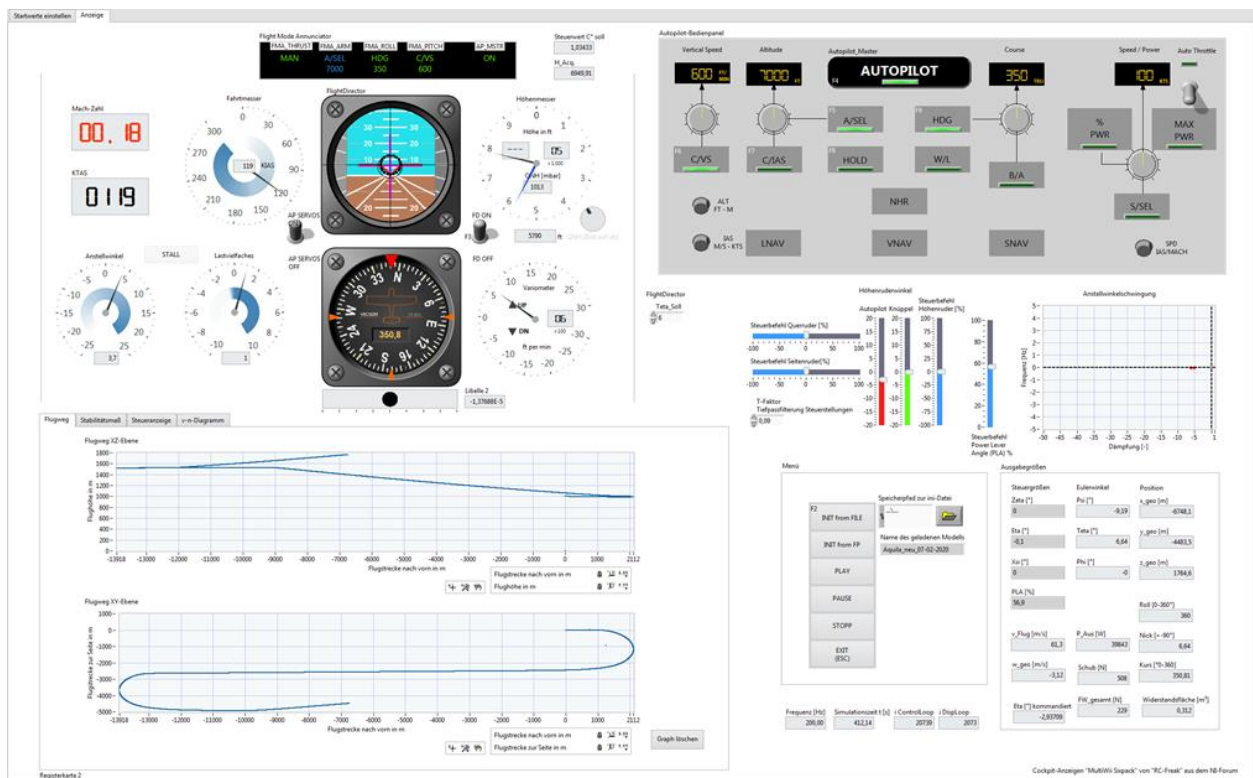


Abbildung 30: Bedienoberfläche der in LabVIEW erstellten Simulationsumgebung

Die Oberfläche ist aufgeteilt in zwei Bereiche, die durch ein Registerkartenelement gesteuert wird. Die Oberfläche besteht aus einer Darstellung der wesentlichen Cockpitinstrumente (oben links), Graphen zur Visualisierung der Flugbahn (unten links), einem Autopilotenpanel (oben rechts) sowie weiteren Anzeigefeldern für die Überwachung von Simulationsgrößen und Bedienschaltflächen zur Steuerung der Simulation (unten rechts). Die Eingabe der Modelldaten und Simulationsgrößen erfolgt auf der zweiten Registerkartenseite. Die Modellparameter wurden anhand der unter AP2 und AP3 entwickelten Prozeduren in der Simulationsumgebung eingerichtet. Eine Gruppierung der benötigten Parameter erfolgte für die Werte zur Beschreibung von Flugzeugkenngrößen, Flugzustand, Antrieb, Physik, Randbedingungen der Simulation und für die Eingabegrößen. Mithilfe dieser Parameter wird im Simulationsprogramm zunächst eine Initialisierung weiterer Berechnungsgrößen vorgenommen, die die Startwerte für die numerische Simulation liefern.

Die folgende Grafik zeigt den schematischen Aufbau des Simulationsprogramms:

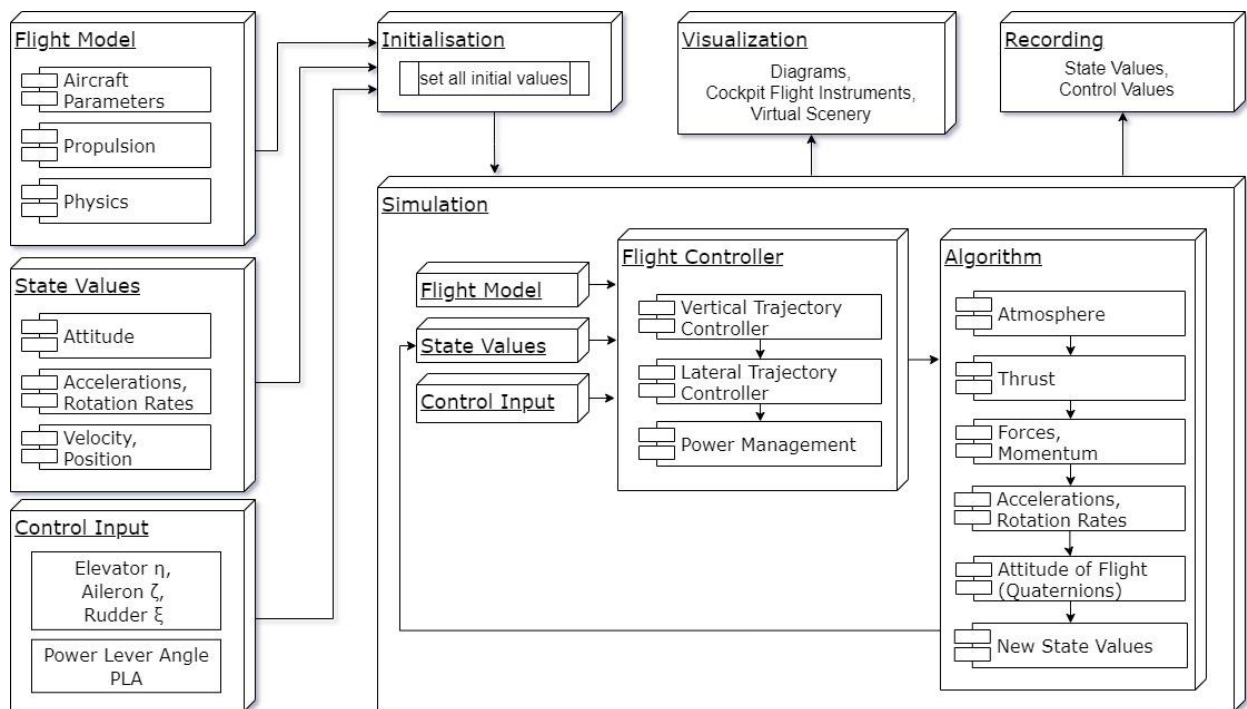


Abbildung 31: Blockschaltbild der in LabVIEW erstellten Simulationsumgebung

AP4.5: Test der in AP3.1 bis AP3.3 entwickelten Prozeduren in der Simulationsumgebung

Die Implementierung der Berechnungsgleichungen für die Simulation in drei Dimensionen konnte im April 2019 fertiggestellt werden. Danach wurden Verifikationstests an der Software durchgeführt. Diese beinhalteten zunächst die Untersuchung, ob die Simulation korrekte Ergebnisse liefert und stellt somit eine Überprüfung der Korrektheit der eingegebenen Berechnungsgleichungen dar. Ein Testen der Berechnungsergebnisse erfolgte hierbei über den Vergleich der Ergebnisse, die mithilfe von Matlab / Simulink erzielt werden konnten. Des Weiteren wurde ein Vergleich der Integrationsverfahren hinsichtlich der Genauigkeit und der benötigten Rechenzeiten durchgeführt. Der Unterschied zwischen einer Simulation nach dem einfachen expliziten Euler-Verfahren unterschied sich hierbei nur unwesentlich vom deutlich aufwändigeren Mehrschrittverfahren, hatte aber aufgrund der geringeren Komplexität eine schnellere Rechenzeit zur Folge. Weiterhin wurde untersucht, ob die Wahl des Integrationsverfahrens Auswirkungen auf die Stabilität des Algorithmus hat. Dazu wurde die Integrationsschrittweite dt sowie die Rechenzeit der Berechnungsschleife t variiert und überprüft, ab wann die Integrationsverfahren instabil werden. Auch hierbei konnte kein wesentlicher Unterschied festgestellt werden, der die Implementierung des etwas langsameren Mehrschrittverfahren rechtfertigen könnte. Es wurde daraufhin entschieden, das Euler-Verfahren für die Simulation zu verwenden.

Das Testen der weiteren Berechnungsmodule wie z.B. für die Flugführung wurde iterativ durchgeführt, sobald ein neues Modul fertiggestellt und implementiert wurde. Dabei aufgetretene Fehler wurden vor der Implementierung weiterer Funktionen behoben. Im Oktober 2020 wurde das Modul zur Bahnverfolgung fertiggestellt und das Testen von ersten Recovery-Strategien wurde begonnen.

Im Laufe der Tests wurde die ursprüngliche Entwicklungssoftware weiter angepasst und erreichte zum Ende des Projekts den folgenden Bearbeitungsstand, wie in Abbildung 32 dargestellt. In dieser Version

der Software kann eine Modellbildung und Untersuchung von Flugzeugen durchgeführt werden sowie eine Parametrierung von Flugbahnreglern vorgenommen werden. Über eine Export-Funktion können erstellte Modelle abgespeichert werden. Die Steuerung der Flugmodelle kann mithilfe einer USB-Hardware erfolgen.

In der Software ist somit das Testen und Evaluieren von neuen Flugzeugentwürfen und von automatischen Bahnreglern (Autopilotensystem) mit Bahnverfolgungsalgorithmen möglich. Dies bildet zugleich Ansätze für weitere Entwicklungen in Folgevorhaben.



Abbildung 32: Finale Version der Bedienoberfläche der in LabVIEW erstellten Simulationsumgebung

AP4.6: Auswertung der Ergebnisse und iterative Anpassung beginnend bei AP3.1

Während der Verifikationstests der erstellten Berechnungsmodule wurde festgestellt, dass die zunächst programmierte Beschreibung der Lagewinkel durch Eulerwinkel zur s.g. "Gimbal-Lock"-Problematik führt, die in einem Berechnungsfehler resultiert, in dem die Simulation nicht mehr eindeutig ist. Dies stellt einen schwerwiegenden Fehler dar, der für die Berechnung von Lösungstrajektorien korrigiert werden muss. Aus diesem Grund musste das Programm überarbeitet und auf die Verwendung von Quaternionen umgeschrieben werden. Damit wurde die "Gimbal-Lock"-Problematik umgangen und eine fehlerfreie, kontinuierliche Simulation erreicht.

Zeitgleich mit der Fehlerbehebung wurde die Programmierung des VIGA-Gesamtsystems begonnen, in dem die Algorithmen der Flugsimulation und der Messanlage MACS eingebunden werden sollten. Für das VIGA-System sollte eine eigene Bedienoberfläche entwickelt werden, die für die Verwendung in einem Flugzeugcockpit konzipiert ist. Grundlegende Untersuchungen zur Gestaltung einer solchen Mensch-Maschine-Schnittstelle wurden im Arbeitspaket 4.2 und 4.3 durchgeführt. Das Konzept des VIGA-Bordsystems ist in der folgenden Abbildung visualisiert.

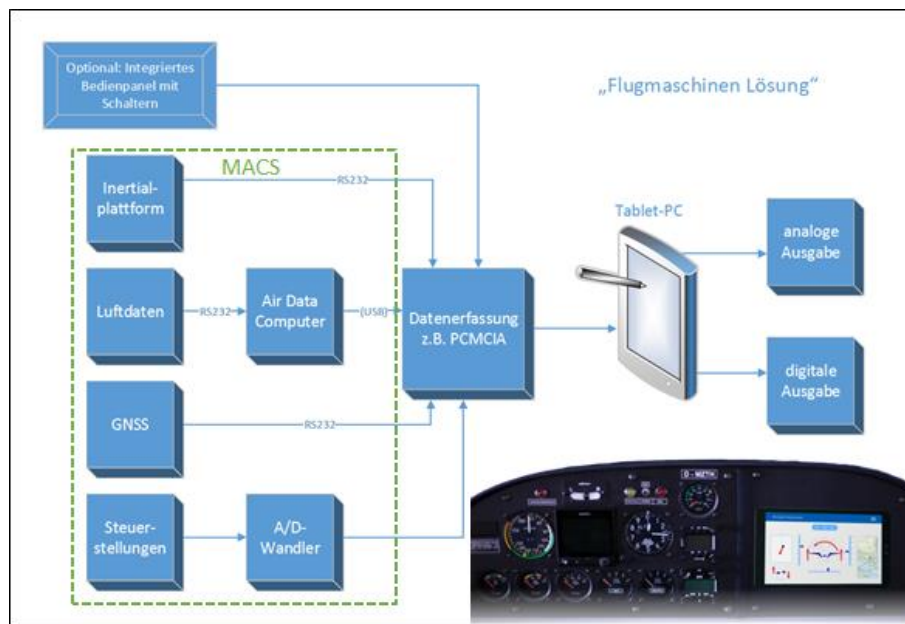
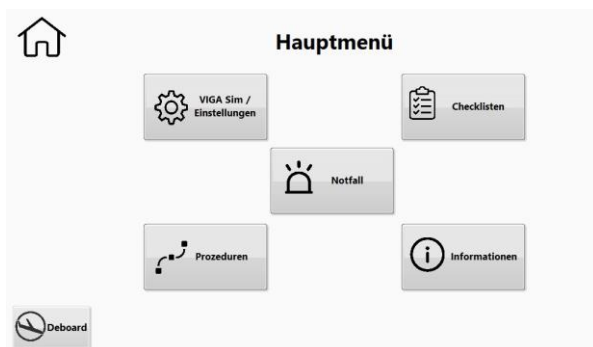


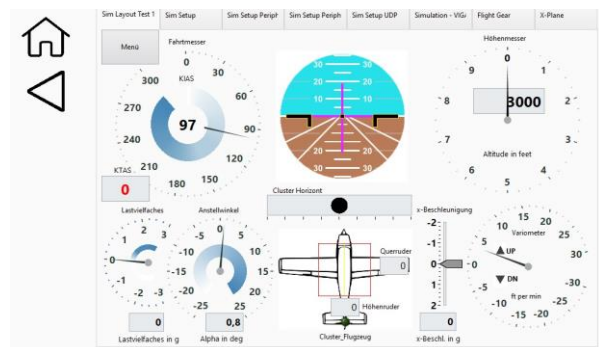
Abbildung 33: Konzept der Implementierung des Messsystems MACS und des VIGA-Systems in das Forschungsflugzeug

Im Arbeitsplan war ursprünglich vorgesehen, dass die praktischen Tests in der Realität mit dem hochschuleigenen Ultraleichtflugzeug JULIA durchgeführt werden. Hierfür wurde die Cockpitgestaltung des Flugzeuges so arrangiert, dass auf der linken (dem Piloten zugewandten) Seite die Cockpit-Instrumente ihren Platz finden. Auf der rechten Seite ist Platz für ein Tablet vorgesehen, mit welchem die VIGA-Schnittstelle realisiert wird. Die rechte Cockpitseite kann dabei variabel umgestaltet werden und durch weitere Elemente wie Schalter und Lampen ergänzt werden. Für die Peregrine wurde eine Bedienoberfläche in LabVIEW entwickelt, welche zusätzlich zum VIGA-System den Piloten auch bei Flugvorbereitungen wie Masse- und Schwerpunktberechnungen sowie mit Checklisten unterstützt. Die Oberfläche verfügt über eine hierarchische Menüstruktur wie in der folgenden Übersicht dargestellt:

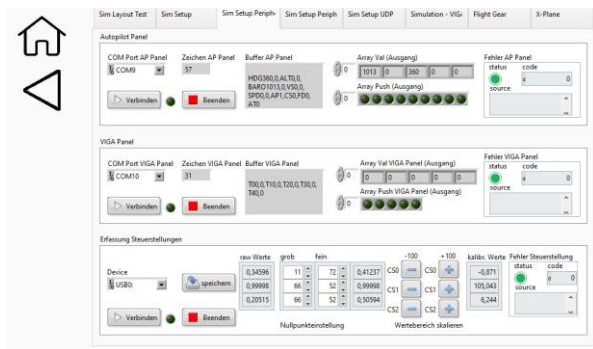
Tabelle 3 : Bedienoberfläche des VIGA-Systems



Startseite



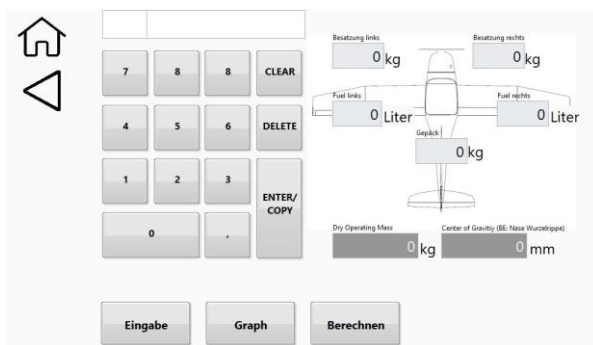
Seite VIGA-Simulation



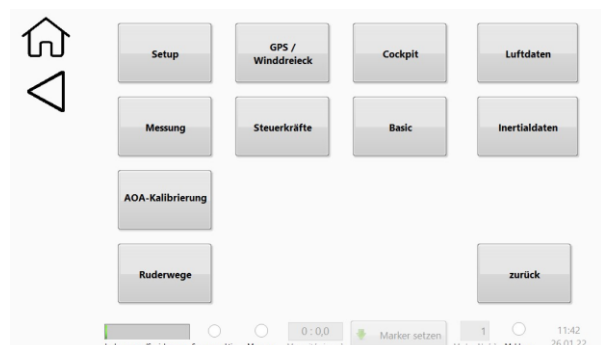
Seite Simulatorsteuerung



Seite Checklisten



Seite Weight and Balance



Seite Messanlage MACS

Der Fokus bei der Entwicklung der Bedienoberfläche lag auf den folgenden Punkten:

- wenige Unterpunkte, um nicht für Verwirrung zu sorgen und wichtige Zeit zu sparen (Schachtelmodell)
- die bereits vorhandenen Tools, wie z.B. die Eingabe der Massen oder das Abarbeiten von Checklisten mit den durch VIGA neu entwickelten Möglichkeiten verbinden
- bei einer Notsituation sind alle für diese Situation notwendigen Anweisungen auf dem Bildschirm vorhanden

Dieser Aufbau konnte jedoch nicht in der Peregrine getestet werden, da sich erste Bedenken zur Lufttüchtigkeit des Ultraleichtflugzeuges bildeten und die Suche nach einem Ausweichflugzeug begann, welches im weiteren Projektverlauf von der Aquila Aviation GmbH zur Verfügung gestellt wurde. Zur Vorbereitung auf den Einsatz im realen Flugversuch wurde das Testen in einer adäquaten Umgebung erforderlich. Hierfür wurde ein eigener Simulator entwickelt und umfassend verwendet. Der Grundgedanke beim Bau des Simulators lag darin, eine realistische Steuerung des Flugzeugs nachzubilden, um die Abstimmung von Flugmodellparametern vornehmen zu können. Des Weiteren sollte mithilfe des Simulators das Testen von Berechnungsstrategien für den Virtual Instructor erprobt sowie die Darstellung und Bedienung der grafischen Oberfläche getestet werden. Diese Untersuchungen sind in einer reinen Computer-Arbeitsplatzumgebung nicht durchführbar.



Abbildung 34: Simulator für Bodentests

In Anlehnung an für den Flugzeugbau konzipiertes Guidance Material wurde ein Flugzeugcockpit nachgebildet, welches über alle Steuerungsfunktionen sowie Standardinstrumentierung verfügt. Hierzu zählen Höhen, Seiten- und Querrudersteuerung, Schubhebel zur Leistungseinstellung, ein Cockpitpanel bestehend aus einem Autopilotenpanel (linkes Panel), eine Darstellung der Cockpitinstrumente (mittleres Panel) sowie dem Bedienpanel zur Steuerung des VIGA-Systems (rechtes Panel), welches ursprünglich für den Einbau in der Peregrine vorgesehen war. Zur besseren Veranschaulichung der Fluglage und der Flugzeugdynamik wurde ein Sichtsystem in den Simulator eingebunden. Das Sichtsystem verwendet die Flugsimulationssoftware X-Plane, um die Fluglage darzustellen. Im Rahmen des Projektes wird X-Plane nur für die Landschaftsdarstellung genutzt, die Berechnung der Simulationsgrößen erfolgt innerhalb der eigenen, LabVIEW-basierten Flugsimulation. Insgesamt werden für den Simulatorenaufbau drei Computer eingesetzt, die unterschiedliche Aufgaben erfüllen. Das Schaltbild sowie der Aufbau sind in der folgenden Abbildung 35 dargestellt.

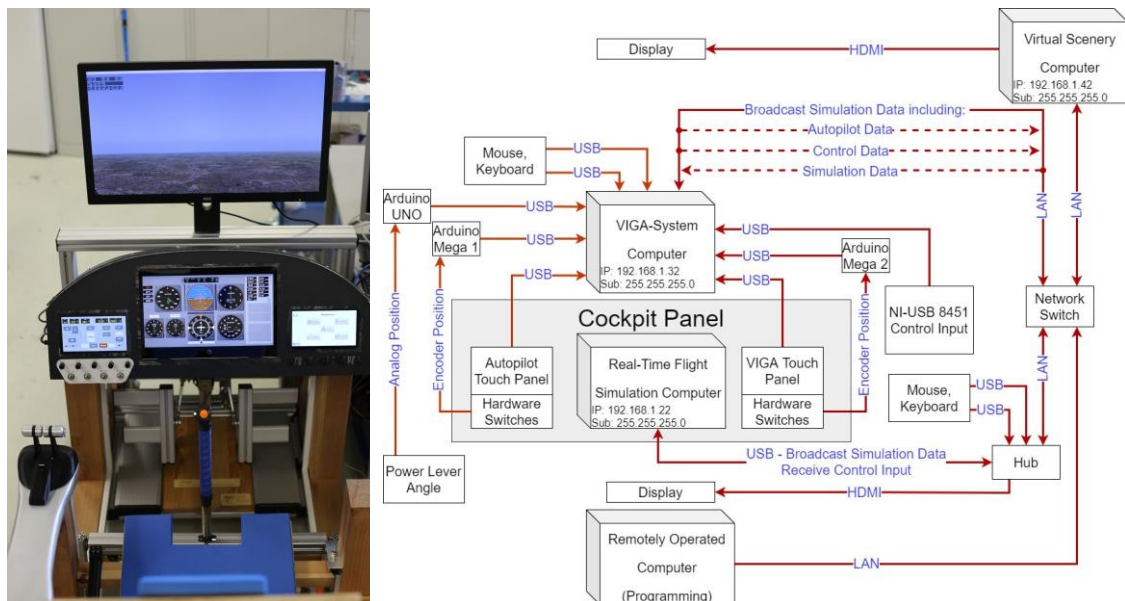


Abbildung 35: Simulator mit Sichtsystem, Cockpit-Panel und Steuerelementen (links) und Blockschaltbild des Aufbaus (rechts)

Die Simulation in dieser Testumgebung ermöglicht es, die viel schneller ablaufende Simulation des Virtual Instructors am Boden umfangreich testen zu können. Zu diesem Zweck wurde die eigens in LabVIEW entwickelte Simulation vom ursprünglichen Entwicklungscomputer (Workstation) auf ein Notebook verlegt, welches im Rahmen des Simulators als Quelle für die Berechnung von Flugzustandsdaten fungiert. Hierfür wurden im iterativen Anpassungsprozess Optimierungsarbeiten am Code und an der Bedienoberfläche notwendig, um die Ausführung auf dem Notebook bewerkstelligen zu können. Gleichzeitig dient das Notebook als Display für die Cockpitinstrumente (mittleres Panel). Die entwickelte Flugsimulation, welche in der Lage ist schneller als in Echtzeit abzulaufen, wurde auf dem Notebook so weit verlangsamt, dass sie in Echtzeit ausgeführt wird. Damit liefert diese Simulation ihrerseits die Flugzustandsdaten für die wesentlich schnellere Simulation des Virtual Instructors. Im realen Flugversuch werden die Flugzustandsdaten durch die Messanlage MACS gemessen und dem Simulationssystem bereitgestellt.

Die Software des "Virtual Instructors" wird auf einem eigenen Embedded-PC separat ausgeführt. Dieser PC beherbergt das "VIGA-System", welches die Lösungsstrategien berechnet und die Analyse der Berechnungsergebnisse vornimmt. Am Ende der Bewertung erfolgt auf diesem Computer die Entscheidung über das Auslösen eines Triggers zur Anzeige einer Handlungsempfehlung an den Piloten. Das Blockschaltbild des Softwareaufbaus ist in Abbildung 36 dargestellt und wurde analog zum Aufbau der Simulationssoftware entwickelt, welche auf dem Notebook zum Einsatz kommt. Des Weiteren ist der Embedded-PC als Teil des Simulators für das Erfassen der Eingabeinformationen über die Schalter, Drehgeber und Touchscreens des Autopiloten-Panels und des VIGA-Panels zuständig und verfügt darüber hinaus über die Programmierung der Messanlage MACS. Dadurch ist bereits für den Einsatz im Simulator dieselbe Aufteilung getroffen worden, die für die späteren Flugversuche benötigt wird.

Für die Durchführung späterer Flugversuche kann somit zwischen dem Betrieb im Simulator mit simulierten Flugdaten und dem Betrieb mit der Messanlage unter Verwendung echter Messdaten gewechselt werden.

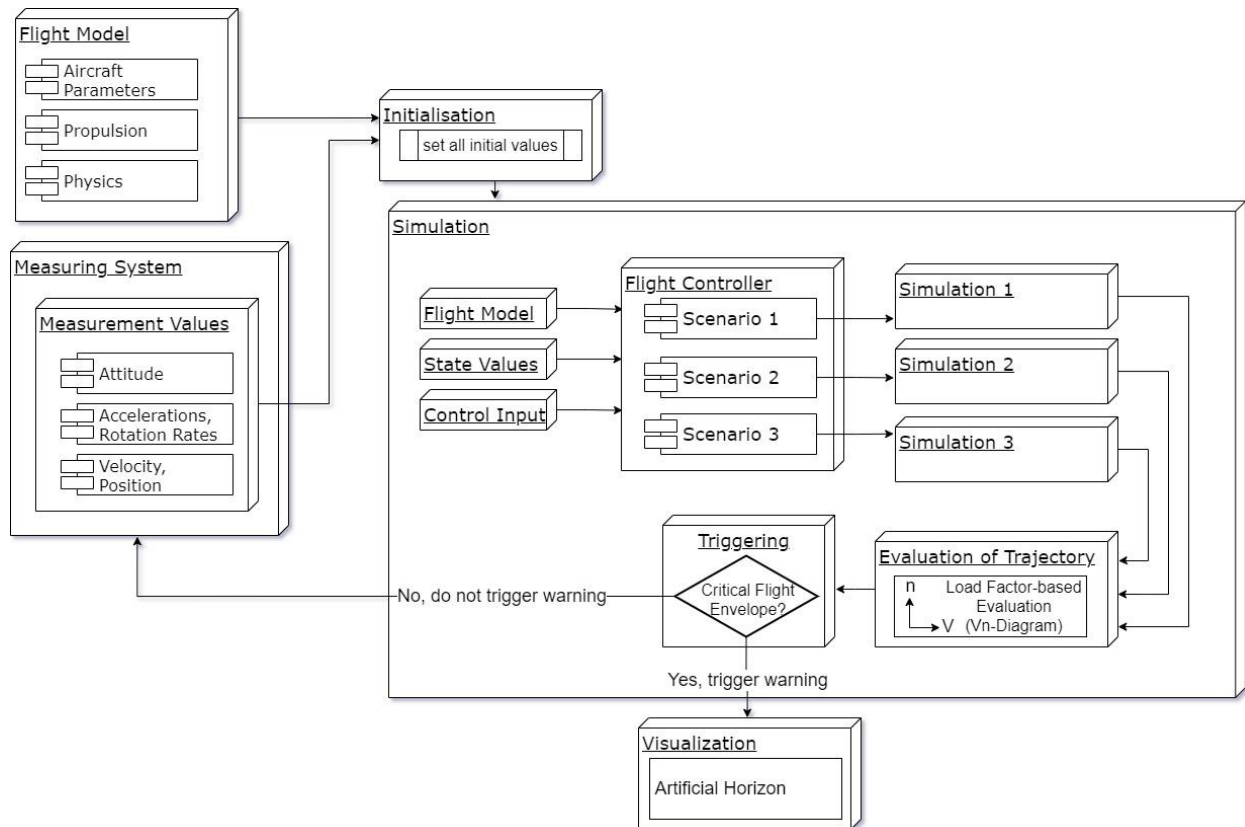


Abbildung 36: Blocksaltbild des VIGA-Systems

Durch die Zuhilfenahme des Simulators konnten folgende Ergebnisse erzielt werden:

- Die Algorithmen für den „Virtual Instructor“ wurden am Simulator entwickelt und liegen vor. Das Testen der Algorithmen wurde ab Februar 2021 ebenfalls erfolgreich im Simulator durchgeführt. (Fertigstellung des Simulators). Das System kann für den Einsatz in einem realen Flugzeug vorbereitet werden.
- Die Modellbildung des Flugzeuges ist implementiert. Die Vorausberechnung der Flugbahnen ist implementiert. Die Berechnung in die Zukunft ist möglich. Es ist damit gezeigt, dass die Projektidee funktioniert. Die Komplexität der Bahnberechnung wird schrittweise angehoben und im Simulator getestet.
- Als Anhaltspunkte für die Ergebnisse der Forschung muss fortwährend Klarheit geschaffen werden, ob die erstellten Algorithmen die Erwartungen erfüllen und falls Defizite während der Auswertung (AP4.6) festgestellt werden, so ist der iterative Prozess ab AP4.1. neu zu durchlaufen. Die Güte der Vorausberechnungen ist am Simulator erprobt. Es kann durch den Simulatorenbau untersucht werden, wie sich Abweichungen zwischen dem Simulationsmodell und dem realen Flugzeug bei der Simulation in die Zukunft auswirken.

In erster Linie wurde eine Simulationsumgebung geschaffen um mathematische Modelle zu testen, verschiedene Flugmodelle umzusetzen und die Ausweichstrategien zur Vermeidung von Gefahrensituationen zu optimieren. Es hat sich als sehr hilfreich erwiesen die möglichen Flugzustände am Simulator zu visualisieren und mit Hilfe der Steuerorgane und der Darstellung der Instrumentierung eine praktikable Lösung einer Mensch-Maschine-Interaktionen zu evaluieren. Gleichwohl konnten vor den realen Flugversuchen mit dem VIGA-System Piloten trainiert werden auf die VIGA-Warnhinweise und Handlungsempfehlungen richtig zu reagieren. Mithilfe eines weiteren Features wurde der Simulator so erweitert, dass die aufgezeichneten Flugdaten von einem Messflug mit der Messanlage MACS im Simulator eingespielt und im Post-Process analysiert werden können, was bereits großes Interesse bei Flugschulen gezeigt und weiteres Anwendungspotenzial der im Vorhaben entwickelten Werkzeuge freigelegt hat.



Abbildung 37: Simulatortests zur Evaluierung der Warnschwellen

Arbeitspaket 5: Test der erstellten Algorithmen im Forschungsflugzeug

AP5.1: Vorbereitung der Flugversuche

Voraussetzung für eine sichere und genaue Flugversuchsdurchführung ist der fachgerechte Einbau der Messanlage MACS. Hierfür wurde das INS/GNSS-System auf eine Grundplatte montiert und fest im Gepäckfach der A212T geschraubt. Über einen sog. Flügelschuh aus Kunststoff wurde die Luftdatensonde befestigt. Dabei lag die Pitot-Statikdruck-Sonde möglichst weit vorne, um den Einfluss des Flugzeugs zu verringern.

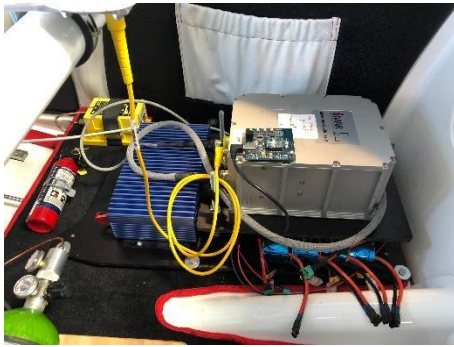


Abbildung 38: Eingebautes INS/GNSS-System im Gepäckfach der A212T



Abbildung 39: Cockpit der A212T



Abbildung 40: Luftdatensonde DIFG-05



Abbildung 41: Messeinheit und Spannungsversorgung der Luftdatensonde DIFG-05

AP5.2: Durchführung der Flugversuche

Für die Durchführung der Flugversuche am 08. und am 12.10.2021 wurde von der Aquila Aviation GmbH die A212T am Flugplatz Schönhagen zur Verfügung gestellt, die auch bereits für die Flugtests verwendet werden konnte. Folgende Testszenarien wurden im Flug erprobt:

- Testen des Systems mit Nachstellung eines „Loss of Control in Flight“
 - ➔ Sicherheitshöhe festlegen, in der die Flüge erfolgen sollen
- Triggern der Warngrenzen „maximales Lastvielfaches“ im Szenario „Terrain“ und „maximale Fluggeschwindigkeit“ im Szenario „Overspeed“ durch Sinkflüge mit Kollisionsrisiko zum virtuellen Boden
 - ➔ Festlegen eines „virtuellen Bodens“ in sicherer Flughöhe, in der der Boden simuliert wird

AP5.3: Auswertung der Flugversuche

Das erste Kollisionsvermeidungsexperiment wurde in einer Höhe zwischen 5500 und 6300 ft QNE durchgeführt. Dem VIGA Algorithmus wurde eine Bodenhöhe von 5500 ft simuliert, diese sollte nicht unterflogen werden. Aus einem Horizontalflug wurde das Luftfahrzeug in den Sinkflug überführt mit einer Sinkrate von ca. 500-1000 ft/min. Sobald der VIGA-Algorithmus die Gefahr einer Kollision bei beibehaltenem Flugzustand erkennt, fordert es den Piloten auf mit den Anzeigen (s. Abbildung 42)

entsprechende Flugzustandsänderungen durchzuführen (in diesem Fall ziehen des Steuerknüppels und Rollen nach links). Der Pilot befolgt die Anweisungen und wie an dem Graphen der Abbildung 43 gut zu erkennen ist, wird das Luftfahrzeug in einer zum virtuellen Boden (5500 ft) sicheren Höhe abgefangen und in den kommandierten Steigflug überführt. Anhand des ausreichend großen Sicherheitsabstands von 340 ft zur eingestellten Bodenhöhe bei 5500 ft ist ein sicheres Abfangen zur Vermeidung einer Kollision erkennbar. Die anhand von Simulatortests getroffenen Einstellungen für die Warnschwelle bei diesem Szenario (Warngrenze „maximales Lastvielfaches“) kann somit durch den Flugversuch als gut eingestuft werden, damit ein sicheres Eingreifen durch den Piloten frühzeitig ermöglicht wird.



Abbildung 42: Flugtests des VIGA-Systems (Laptop-Bildschirm) in der Aquila A212T, Szenario: „Terrain“
 (Kollisionsvermeidung mit dem „virtuellen Boden“; Trigger: maximales Lastvielfaches)

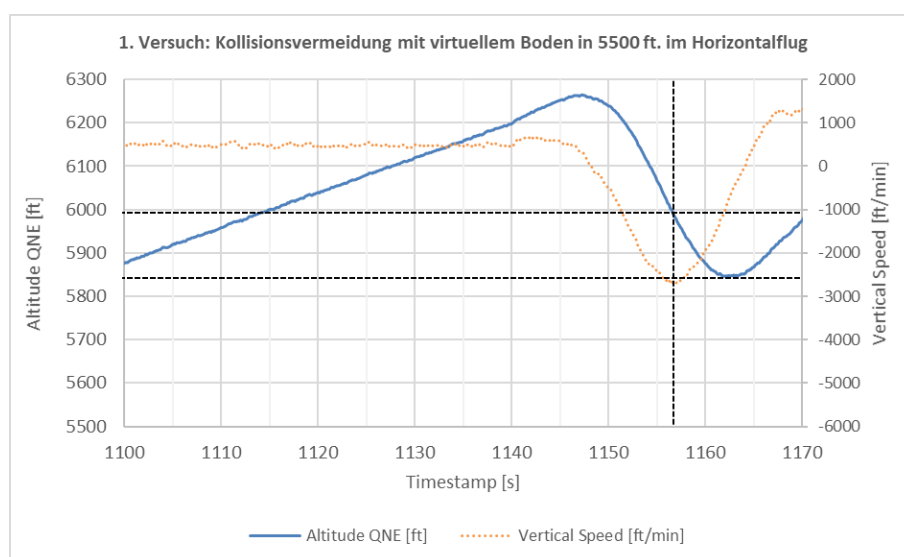


Abbildung 43: Flugdaten des Versuchs zum Szenario „Terrain“ (Kollisionsvermeidung mit dem „virtuellen Boden“)

In einem zweiten Szenario wurde die Warngrenze „maximale Fluggeschwindigkeit“ untersucht. Hierbei sollte der Pilot durch eine Handlungsempfehlung auf das Einleiten korrekter Maßnahmen zur Vermeidung der Überschreitung dieser maximalen Fluggeschwindigkeit gewarnt werden. Zu Versuchszwecken wurde eine ungefährliche Fluggeschwindigkeit für das Versuchsflugzeug gewählt und im VIGA-Simulationssystem als Warngrenze eingestellt. Wie in der Abbildung 44 zu sehen ist, wurde vom VIGA-System ein Überschreiten der eingestellten maximalen Fluggeschwindigkeit von 140 kts festgestellt und eine Warnung auf der Anzeige eingeblendet. Die verbleibende Sicherheitsmargin zur eingestellten maximalen Fluggeschwindigkeit ist jedoch etwas gering, wie in der Abbildung 45 erkannt werden kann. Der Pilot leitet bei exakt 140 kts das angezeigte Abfangmanöver aus. Hier ließe sich durch das Anpassen der Warnschwelle für dieses Szenario eine Optimierung des verbleibenden Sicherheitsabstands zu einer eingestellten Fluggeschwindigkeit erreichen. Dennoch kann festgehalten werden, dass das System auch im Flug unter Verwendung realer Messdaten der Messanlage MACS gut funktioniert hat. Dies konnte im Vorfeld nicht am Boden getestet werden, stattdessen wurden hier für die Bodenerprobung des Systems Simulationsdaten verwendet, die von einem externen Computer in einer Echtzeitsimulation berechnet wurden.



*Abbildung 44: Flugtests des VIGA-Systems (Laptop-Bildschirm) in der Aquila A212T, Szenario „Overspeed“
(Trigger: maximale Fluggeschwindigkeit)*

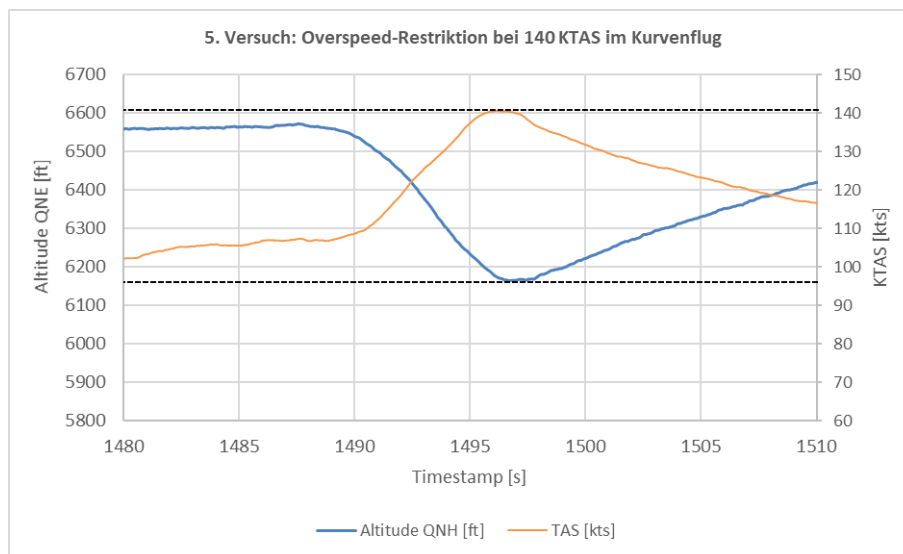


Abbildung 45: Flugdaten des Versuchs zum Szenario „Overspeed“

Schlussendlich konnte durch die experimentellen Versuche gezeigt werden, dass die erstellten Algorithmen fehlerfreier funktionieren und auch unter Verwendung realer Messdaten arbeiten. Des Weiteren konnte auch die Funktionsfähigkeit der Maschine-Mensch-Schnittstelle demonstriert werden. Das Interface des VIGA-Systems ist anwenderfreundlich und stellt eine praktikable Lösung für die Darstellung von Handlungsempfehlungen dar. Zudem sind die Zeichen und Symbole einfach zu verstehen, sodass eine sofortige Reaktion auf die Anzeigen seitens der Piloten vorgenommen wird

Arbeitspaket 6: Wie gut funktioniert das System, wenn die Eigenschaften des Flugzeugs nicht genau bekannt sind

AP6.1 Nutzung weniger genauer Inertialsysteme

Für die erfolgreiche zukünftige Umsetzung des Systems VIGA in der kommerziellen Luftfahrt ist es zwingend erforderlich die Herstellungskosten erschwinglich zu halten. Einen bedeutenden Kostenfaktor nimmt die laserfaserkreiselbasierte Inertialmessplattform ein (iMAR). Diese Plattform liefert hochpräzise Angaben zur Position des Fluggerätes im Raum, die zwingend erforderlich sind für die Umsetzung des VIGA-Algorithmus. In diesem Zusammenhang soll erforscht werden, welche Genauigkeit der Messsysteme genügt, um akzeptable Ergebnisse bei der Umsetzung des Algorithmus zu erzielen.

AP6.2: Modifikation der mathematischen Modellbildung

Bei weniger genauen Messwerten und ungenauen oder unbekannten Eigenschaften der Flugzeuge müssen viele Annahmen erfolgen, die zwangsläufig noch weitere Ungenauigkeiten verursachen. Daher muss die Fragestellung gelöst werden, welche Abweichungen/Fehler entstehen bezogen auf den Idealzustand (bekannte Eigenschaften des Luftfahrzeugs, präzise Sensordaten), um eine Aussage treffen zu können, mit welchen Toleranzen der Algorithmus rechnen muss. Als Ergebnis könnten frühere Warnungen für den Piloten für eine bevorstehende Gefahrensituation erfolgen. Hierzu muss eine Erprobung des VIGA-Systems auf mehreren, unterschiedlichen Flugzeugmustern erfolgen.

AP6.3: Durchführung der Flugversuche

Die Flugversuche sollen dann die Klarheit über die Annahmen und Berechnungen bringen. Ein Vergleich mit den parallellaufenden präzisen Messungen und dem ursprünglichen mathematischen Modell zeigt die Abweichungen und den Messfehler. Diese können nun mithilfe des entwickelten Simulators evaluiert werden.

AP6.4: Auswertung der Flugversuche

Die Auswertung der Flugversuche soll schließlich die Frage beantworten können, wie präzise die Trägheitssensoren und die mathematischen Modelle zu sein haben für die adäquate Funktionalität des Systems.

4. Notwendigkeit und Angemessenheit der geleisteten Arbeit

An dieser Stelle werden die im Rahmen des Vorhabens getätigten Ausgaben aufgeführt.

5. Nutzen und Verwertbarkeit der erzielten Ergebnisse in Forschung und Lehre

Simulator Nutzung:

Im Rahmen der Lehrveranstaltung Experimentelles Fliegen, bei der Studenten lernen Flugversuche vorzubereiten, durchzuführen, Messdaten zu verarbeiten und auszuwerten hat sich der Simulator als ein nützliches Werkzeug erwiesen, mit dem die Messflugvorbereitungen detailliert durchgesprochen und geübt werden können. Darüber hinaus können die geflogenen Messdaten für die Rekonstruktion des Fluges am Simulator visualisiert und analysiert werden. Des Weiteren kann der Simulator für die Lehrveranstaltungen Flugmechanik, Flugregelung und Flugmesstechnik eingesetzt werden, um flugphysikalische Phänomene zu demonstrieren und erfahrbar zu machen und steigert damit den praktischen Anteil an der Lehre und bietet darüber hinaus Potential für Weiterentwicklungen, die wiederum das Interesse für Technik und technische Informatik bei den Studierenden wecken kann. Die erstellte Software kann künftig auch für Auslegungsprozesse von Prototypen neuer Flugzeuge genutzt werden.

Die während der Erarbeitung des Vorhabens entwickelten Algorithmen haben das Potential gehoben, das auf das reine Hinweisen limitierte Vorhaben VIGA in Folgevorhaben derart weiterzuentwickeln, dass das System auch in die Steuerung des Flugzeugs eingreifen kann, um Unfälle zu vermeiden, beispielsweise wenn der Pilot hierzu selbst nicht mehr in der Lage ist. Die dafür benötigten Funktionen einer eigenen Autopilotensteuerung des Flugzeugs wurden bereits für die Erprobung des Systems im Simulator entwickelt. Dies offenbart ebenfalls Ansätze für ein Folgevorhaben, die bereits beim Flugzeughersteller Aquila auf Interesse gestoßen haben.

6. Veröffentlichungen

Corona-bedingt fanden im Projektzeitraum wenige Möglichkeiten für Veröffentlichungen statt. Im Zeitraum 2018-2019 wurde das Vorhaben auf den hochschuleigenen Messen (Wissenschaftswoche, Hochschulinformationstag) präsentiert sowie auf der Fachmesse AERO in Friedrichshafen. Im Zeitraum 2020-2021 war eine Beteiligung an der ECMS 2020 - International Conference on Modelling and Simulation geplant. Die Konferenz wurde leider abgesagt. Ebenfalls war eine Veröffentlichung und Teilnahme an der Konferenz OSTIV 2020 geplant, doch auch diese wurde Corona-bedingt leider abgesagt. Die Veröffentlichung und Präsentation des Vorhabens gelang 2020 beim online abgehaltenen Deutschen Luft- und-Raumfahrt-Kongress DLRK 2020. Auch nach dem Ende des Vorhabens wird das Projekt VIGA weiter durch das Fachgebiet präsentiert werden. So ist im Dezember 2021 eine Veröffentlichung beim CEAS EuroGNC 2022 - CEAS Conference on Guidance, Navigation and Control eingereicht worden, die bei positivem Bescheid im Zeitraum 2022 herausgegeben wird und durch eine Präsentation auf dem Kongress vorgestellt wird.

7. Quellennachweis

[1]	https://www.easa.europa.eu/system/files/dfu/Loss%20of%20Control%20in%20General%20Aviation%20-%20update%2017112016-%20sourcedoc-final.pdf
[2]	http://www.boeing.com/news/techissues/pdf/statsum.pdf