

Entwicklung einer modularen Messplattform zur Analyse des Potenzials von Freiflugmessungen

Von der Fakultät Luft- und Raumfahrttechnik und Geodäsie
der Universität Stuttgart zur Erlangung der Würde eines
Doktor-Ingenieurs (Dr.-Ing.) genehmigte Abhandlung

vorgelegt von
Klaus Kittmann
aus Berlin, Deutschland

Hauptberichter: Prof. Dipl.-Ing. R. Voit-Nitschmann
Mitberichter: Prof. Dr.-Ing. F. Holzapfel

Tag der mündlichen Prüfung: 14.12.2012

Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart
2013

"Gehe nicht, wohin der Weg führen mag,
sondern dorthin, wo kein Weg ist,
und hinterlasse eine Spur."

Jean Paul

Inhaltsverzeichnis

ZUSAMMENFASSUNG	7
ABSTRACT	9
VORWORT	11
ABBILDUNGSVERZEICHNIS	13
TABELLENVERZEICHNIS	19
NOMENKLATUR	21
ABKÜRZUNGSVERZEICHNIS	23
1 EINFÜHRUNG	27
1.1 DIE BEDEUTUNG VON FLUGVERSUCHEN IM ENTWURFSPROZESS VON FLUGZEUGEN	27
1.2 LITERATURRECHERCHE - ENTWICKLUNG DER FREIFLUGVERSUCHE	28
2 ZIELSTELLUNG	34
2.1 MOTIVATION ZUR ENTWICKLUNG EINER GENERISCHEN MESSPLATTFORM	34
2.2 INNOVATIVE ASPEKTE DES SYSTEMENTWURFS	36
3 PROBLEMSPEZIFIKATION	39
3.1 POTENZIALABSCHÄTZUNG VERSCHIEDENER DISZIPLINEN FÜR DIE FREIFLUGMESSUNGEN	39
3.2 ANFORDERUNGSLISTE	41
4 KONZEPTERSTELLUNG	47
4.1 DURCHGÄNGIGES MODULARITÄTSKONZEPT	47
4.2 STRUKTUR	47
4.3 AVIONIK	48
4.4 AUTOMATISCHE FLUGSTEUERUNG	50
4.5 BODEN-KONTROLLSTATION	51
4.6 PROZESSKETTE UND ENTWICKLUNGSUMGEBUNG	52
4.7 VERSUCHSABLÄUFE	54
4.8 FLUGABBRUCHSTEUERUNG UND BERGESYSTEM	56
4.9 SICHERHEITASPEKTE	57
5 GRENZEN UND POTENZIALE DER MESSPLATTFORM	59
5.1 ALLGEMEINE BESCHRÄNKUNGEN	59
5.2 GRENZEN DIESES SYSTEMS	59
5.3 POTENZIALE DES SYSTEMS	61
6 DETAILAUSLEGUNG	63
6.1 STRUKTURMODULE DER MESSPLATTFORM	63
6.2 AVIONIK - MODULARE SENSORIK, DATENERFASSUNGS- UND VERARBEITUNGSELEKTRONIK	66
6.3 TRIEBWERKSSTEUERUNG UND TANKSYSTEM	92
6.4 FLUGABBRUCHSTEUERUNG	102
6.5 BODENSTATION	108
7 AUTOPILOT	113
7.1 MODULARES REGLERKONZEPT	113
7.2 SIGNALGENERATOREN	115
7.3 ROLL- UND PITCHREGELUNG	115
7.4 HÖHENREGELUNG	116
7.5 KURSREGELUNG MIT ROLLWINKELVORSTEUERUNG	117
7.6 NAVIGATION - "BUBBLE-ALGORITHMUS"	118
7.7 TEST UND VALIDIERUNG DES AUTOPILOTENSYSTEMS	131
8 PROZESSKETTE / ENTWICKLUNGSUMGEBUNG	133

8.1	SIMULATION DER FLUGZEUGDYNAMIK	133
8.2	SCHNITTSTELLE ZUR MATLAB-SIMULATION	134
8.3	SCHNITTSTELLE ZUM ERPROBUNGSTRÄGER	134
8.4	<i>HARDWARE IN THE LOOP</i> -TESTUMGEBUNG UND <i>IRON BIRD</i>	134
9	SICHERHEITSANALYSE	137
9.1	KONZEPT ZUR ERHÖHUNG DER SYSTEMSICHERHEIT	137
9.2	KLAPPENAKTUATOREN.....	138
9.3	TRIEBWERKSSTEUERUNG	139
9.4	STROMVERSORGUNG	140
9.5	KOMMUNIKATION	142
9.6	FLUGABBRUCHSYSTEM.....	142
9.7	BODENBETRIEBSSICHERHEIT <i>SAFETY PIN</i>	143
9.8	BEWERTUNG UND QUANTIFIZIERUNG DES SICHERHEITSGEWINNS.....	144
10	FAZIT	171
11	AUSBLICK.....	173
	ANHANG - A TEST UND VALIDIERUNG	175
A - 1	EINLEITUNG.....	175
A - 2	TRIEBWERKSSYSTEM.....	175
A - 3	STROMVERSORGUNGSSYSTEM.....	181
A - 4	AKTUATORENTESTS	190
A - 5	FLUGABBRUCHSTEUERUNG	199
A - 6	VERMESSUNG DER LUFTDATENSONDE	203
A - 7	VERGLEICHSMESSUNG DER HÖHENSENSOREN IM FLUGVERSUCH.....	210
A - 8	REICHWEITENTESTS.....	217
A - 9	AUTOPILOTEN-INITIALISIERUNGSFLÜGE	226
A - 10	WINDKANALVERSUCHE MIT AKTIVER AVIONIK.....	235
	ANHANG - B DATENBLÄTTER.....	253
B - 1	EINLEITUNG.....	253
B - 2	AKTUATOREN DATENBLATT.....	254
B - 3	JET CAT ECU – QUICK REFERENCE.....	255
B - 4	ELS-1100 LIQUID LEVEL SENSOR INSTRUCTION BULLETIN	256
B - 5	ELS-1100 LIQUID LEVEL SENSOR SPECIFICATIONS.....	258
B - 6	ELS-1100HT LIQUID LEVEL SENSOR INSTRUCTION BULLETIN.....	259
B - 7	ELS-1100HT LIQUID LEVEL SENSOR SPECIFICATIONS	261
B - 8	PARACHUTE DO-DT 25MOD. - DATA SHEET	262
B - 9	AMBER LONG RANGE DATA MODEM - DATA SHEET.....	263
B - 10	ADXL321 ACCELEROMETER - DATA SHEET – EXTRACT	265
B - 11	DIGITAL INCIDENT FLOW GAUGE DIFG-05 - FACT SHEET	279
B - 12	ROTARY TRANSDUCER - DATA SHEET	284
B - 13	SMARTGPS5 - DATA SHEET	285
B - 14	3DM-GX2 & 3DM-GX3 - PIN-OUTS	287
B - 15	3DM-GX3-25 - DATA SHEET	289
B - 16	3DM-GX3-25 - FOOTPRINT AND CONNECTOR	291
B - 17	OPTONCDT ILR 1191 - DATA SHEET.....	295
	ANHANG C ZUSÄTZLICHE ABBILDUNGEN	297
A.	ABBILDUNGEN DER BODEN-KONTROLLSTATION.....	297
12	LITERATURVERZEICHNIS	303

Zusammenfassung

In der vorliegenden Arbeit wird die Entwicklung einer modularen, unbemannten Freiflug-Messplattform mit 145 kg Abflugmasse beschrieben. Die Plattform soll die bereits vorhandenen Testwerkzeuge wie Windkanalversuche, CFD-Rechnungen oder Simulationen im Flugzeugentwurfprozess sinnvoll ergänzen. Ein Schwerpunkt in der Entwicklung wurde auf die Nutzbarkeit einer derartigen Plattform in verschiedenen Disziplinen gelegt.

Zunächst wird in einer historischen Betrachtung die Geschichte von Freiflugversuchen skizziert. Daraus geht hervor, dass Freiflugversuche zur Analyse oder Verifikation von Flugzeugentwürfen nahezu so alt sind, wie die Geschichte der Luftfahrt selbst. Bei der Betrachtung aktueller Forschungsprojekte stellt man fest, dass dieses Thema aufgrund neuer Randbedingungen im zivilen Flugzeugbau wieder ein verstärktes Interesse hervorruft.

In der Arbeit werden die Motivation zur Entwicklung einer generischen Plattform sowie die sich daraus ergebenden innovativen Aspekte des Systementwurfes erläutert, welche aus dem universellen Einsatzszenario der Plattform resultieren. Dieses Messgerät soll nicht - wie existierende Vertreter - nur der Untersuchung eines bestimmten Phänomens dienen, sondern zur Analyse der Verwendbarkeit herunterskalierter Fluggeräte an sich. Das soll qualitativ in unterschiedlichen wissenschaftlichen Disziplinen erfolgen. Die Anforderungen für den Entwurf leiten sich einerseits aus konkreten exemplarischen Anwendungen ab, und andererseits aus dem Anspruch, das Fluggerät auch für zukünftige Missionen einsetzen zu können. Diese Anforderungen werden zusammen mit einer Potenzialabschätzung über die Möglichkeiten von Freiflugmessungen in unterschiedlichen wissenschaftlichen Themenbereichen erläutert, welche innerhalb des Projektes *NACRE* durchgeführt wurde. Diese Untersuchung macht deutlich, dass die größten Potenziale im Bereich der flugdynamischen Untersuchungen und Lärmmessungen gesehen werden.

Nach der Definition der Einsatzbereiche und den sich daraus ergebenden Anforderungen wurde in einem konzeptionellen Entwurf das Systemdesign entwickelt. Es wurden insbesondere die aus dem Einsatzzweck abzuleitenden, neuen Nutzungsansätze analysiert und Lösungsmöglichkeiten erörtert. Als eine der Hauptstrategien ist der modulare Systemaufbau zu betrachten, durch den der multidisziplinäre Einsatz ermöglicht wird. Der konsequente modulare Aufbau zieht sich durch das gesamte *UAV*-System, angefangen bei der Entwicklungsprozesskette über den strukturellen Aufbau des Gerätes bis hin zur *Onboard*-Elektronik und der Bodenstation. Eine entscheidende Besonderheit des modularen Systemaufbaus ist die Möglichkeit, das Fluggerät in kürzester Zeit in unterschiedlichen Konfigurationen flugfertig aufzubauen beziehungsweise innerhalb von nur 30 Minuten in andere Konfigurationen umzurüsten. Somit sind Vergleichsflüge zwischen bekannten Standardkonfigurationen und neu zu untersuchenden Konfigurationen mit geringen Einflüssen durch wechselnde Umgebungsbedingungen möglich, da die Umrüstzeiten minimiert werden. Die Einsatzmöglichkeiten des Gerätes werden nochmals dadurch erweitert, dass bei Bedarf Module mit spezieller Ausstattung an Sensorik, Aktuatorik oder missionspezifischem Aufbau konfiguriert und angeschlossen werden können.

Das vorgestellte Konzept wird bezüglich seiner Grenzen und Potenziale analysiert. Dazu werden zunächst physikalische Einschränkungen dieser Methode untersucht, gefolgt von der spezifischen Betrachtung des hier vorgestellten Konzeptes. Es zeigt sich, dass Freiflugversuche von ähnlichen Problemen bei der Skalierung betroffen sind wie Windkanalmessungen. Sowohl in Windkanälen als auch in Freiflugversuchen lassen sich Bereiche definieren, die für Untersuchungen ungeeignet sind. Unterschiede liegen darin, dass im Windkanal zum Teil Vorkehrungen zu deren verminderter Einflussnahme getroffen werden können, wogegen beim Freiflugmodell weniger Größenbeschränkungen bestehen und

dadurch die Skalierungseffekte besser kompensiert werden können. In Windkanälen lassen sich hochgenaue Messungen der aerodynamischen Parameter vornehmen, da die Umgebungsbedingungen bekannt und beeinflussbar sind. In Freiflugversuchen sind die Möglichkeiten, Manöver abzubilden jedoch höher und erweitern den Bereich vermessbarer Systemdynamiken. Damit wird deutlich, dass beide Methoden parallel angewendet werden können und nicht in direkter Konkurrenz zueinander stehen.

Es wird die detaillierte Systemauslegung und Umsetzung dargestellt. Zunächst wird der strukturelle Aufbau des Fluggerätes erläutert, gefolgt von der Darstellung der wichtigsten Subsysteme des *Onboard*-Systems. Dabei wird ein möglichst vollständiges Abbild des Systems gegeben, wobei im Falle von "Stand der Technik"-Lösungen eine knappe Darstellung erfolgt, wogegen bei speziellen - aufgrund der Anforderungen neuartigen - Detaillösungen eine genaue Beschreibung gegeben wird. Die sich durch den modularen Aufbau ergebenden Besonderheiten des Avioniksystems sind in den Beschreibungen des jeweiligen Subsystems enthalten. Einen bedeutenden Stellenwert im Systemdesign nimmt das Flugabbruchsystem ein, welches, im höheren Maße hinsichtlich Redundanz und Zuverlässigkeit ausgelegt wurde.

Das *UAV*-System wird durch eine modulare, anpassungsfähige Bodenkontrollstation ergänzt, über die das System überwacht und manipuliert werden kann.

Es folgt die Darstellung des Autopilotensystems, welches zur Unterstützung von Freiflugmessungen ausgelegt ist. Der Autopilot enthält neben den herkömmlichen Funktionen zur Stabilisierung auch Navigationsalgorithmen und Funktionen zur Anregung flugdynamischer Messmanöver. Der Autopilot ist modular gestaltet, so dass er für die jeweilige Mission konfiguriert werden kann. Das Steuerungssystem ist dafür ausgelegt, dass bei Umbauten am Fluggerät keine Software- oder Regleranpassungen manuell vollzogen werden müssen, sondern derartige Anpassungen automatisch erfolgen können.

Für die Entwicklung und Tests der Systemkomponenten wurde eine Toolkette erstellt, die für die Validierung des Gesamtsystems herangezogen wurde. Als Teststand wurde ein *Iron Bird* aufgebaut, der das System im Maßstab 1:1 mit allen Funktionen (bis auf das Fahrwerk) abbildet. Der *Iron Bird* ist unter anderem mit beweglichen Steuerflächen, dem Tanksystem, dem Fallschirm sowie betriebsfähigen Triebwerken ausgestattet. Er wurde zum Test aller Subsysteme, des Gesamtsystemtests sowie zur Vorbereitung der Windkanalversuche und zu Trainingszwecken für den realen Einsatz herangezogen. Einen weiteren Bestandteil der Validierungstests stellen die Flugversuche mit dem Avioniksystem dar. Dazu wurde die *Onboard*-Elektronik in ein verkleinertes *UAV* eingerüstet, mit dem die *In flight*-Validierungsflüge absolviert wurden.

Abschließend wird eine Sicherheitsanalyse dargestellt. Dazu wurden die sicherheitsrelevanten Aspekte des Systementwurfs und der einzelnen Subsysteme zusammengefasst. Das sind vor allem die Segmentierung der Steuerflächen und deren Ansteuerung, Redundanzen bei der Stromversorgung, beim Triebwerks- und Tanksystem sowie die Flugabbruchsteuerung und deren redundante Kommunikations- und Verarbeitungselektronik. Die Untersuchung wurde in Form einer vereinfachten Fehlerbaumanalyse durchgeführt. Aus dieser geht hervor, dass ein Sicherheitsgewinn erzielt werden kann. Gleichzeitig zeigt die Analyse noch verbliebene *Single Points of Failure* auf, die mit diesem *UAV*-Avioniksystem nicht restlos eliminiert werden können. Zudem wird gezeigt, dass selbst unter Fehlereinflüssen das Flugabbruchsystem ausgelöst werden kann und mehr als ein wesentliches Subsystem ausfallen muss, um auch diese Option zu verlieren. Damit ist sichergestellt, dass selbst unter kritischen Fehlereinflüssen ein Notstopp mit anschließender Fallschirmbergung möglich ist.

Aus der Fehleranalyse konnten zudem Optimierungsmöglichkeiten für das Avioniksystem abgeleitet werden, welche im Ausblick dieser Abhandlung erläutert werden.

Abstract

This dissertation deals with the development of a modular, unmanned free flight measurement platform with a takeoff weight of 145 kg. The platform is meant to reasonably complement the already existing test tools such as wind tunnel tests, CFD-calculations or simulations during the aircraft design process. The main focus of this development is on the usability of such a platform in various disciplines.

At first the history of free flight tests is delineated. It shows that free flight tests in order to analyse or verify aircraft designs are almost as old as aviation itself. Considering current research projects it becomes obvious that this topic arouses an increased interest again due to new basic conditions in civil aircraft design.

Furthermore the motivation for the development of a generic platform as well as the resulting innovative aspects of the system design are described which follow from the platform's universal application scenario. In contrast to other existing devices, this measuring tool is not only meant to help examine a particular phenomenon but also serves the analysis of the usability of downscaled aircrafts as such. This should qualitatively be carried out in different scientific disciplines. The requirements for the design derive on the one hand from concrete exemplary applications and from the expectation to also use the aircraft for future missions on the other. These requirements are exemplified together with an assessment of potential concerning the possibilities of free flight measurements in various scientific areas of interest which have been carried out in the *NACRE* project. This *NACRE* study reveals that one of the greatest potential is seen in the domain of flight dynamic research and noise measurement.

After the definition of the application areas and the resulting requirements, the preliminary design according to which the system was developed is presented. The new utilisation approaches resulting from the intended use are analysed and possible solutions discussed. The modular system construction, because of which the multidisciplinary application is enabled, is to be regarded as one of the main strategies. The consequently modular design runs through the entire *UAV*-system, ranging from the development process chain to the device's structural configuration as well as the onboard electronics and the ground control station. A decisive special feature of the modular system design is the possibility to build up the aircraft ready-to-fly in different configurations within a very short time and accordingly change to other configurations within just 30 minutes. Thus, comparison flights between known standard configurations and configurations yet to be examined can be performed with minimized influences due to changing atmospheric conditions. The device's applicability is also increased by the fact that modules can be attached, with a special equipment of sensors, actuators or mission specific instrumentation.

The presented concept is analysed concerning its limits and potentials. For that purpose the physical constraints of this method are examined at first, followed by the specific consideration of the presented concept. It is evident that free flight tests are struck by similar problems with regard to scaling as wind tunnel measurements. Both in wind tunnels and free flight tests areas can be defined which are unsuitable for examination. In the wind tunnel arrangements can be made for a reduced influence of these problems, whereas less size restrictions exist for the free flight model, hence, the scaling effects can be compensated in a better way. In wind tunnels high-precision measuring of the aerodynamic parameters can be performed since the test conditions are known and can be influenced. However, in free flight tests the possibilities to realise manoeuvres are higher and enlarge the area of analysable system dynamics. This indicates that both methods can be used parallelly and do not directly compete against each other.

A detailed system design and realisation are described. At first the structural design of the aircraft is explained. Then the most important subsystems of the onboard system are commented. Thus, an image of the system as complete as possible is given. In case of “state of the art”-solutions the description is brief, whereas special – because of the requirements new – solutions are described in detail. The characteristics of the avionics system which arise from the modular design are included in the descriptions of the respective subsystem. The flight abort system, which was designed with a special focus on redundancy and safety, plays a significant role in the system design.

The *UAV*-system is complemented by a modular, adaptable ground control station with which the system can be monitored and manipulated.

It follows the description of the autopilot system which is specially designed to support free flight measuring. Apart from the conventional functions for stabilisation, the autopilot also contains navigation algorithms and functions in order to excite flight dynamic measuring manoeuvres. The autopilot is modularly designed so that it can be configured for the respective mission. The control system is designed in a way that no manual software- or controller adjustments have to be carried out when changing the aircraft’s configuration, but that such adjustments can happen automatically.

For the development and tests of the system components a tool chain was created which was consulted in order to validate the entire system. An iron bird was built as a test stand which represents the system on a scale of 1:1 with all functions (except the landing gear). The iron bird is amongst others equipped with movable control surfaces, the tank system, the parachute as well as operable engines. It was used to check all subsystems, the entire system as well as to prepare the wind tunnel tests and for training purposes in order to simulate the test flight scenario. The flight tests with the avionics system are another component of the validation tests. For this purpose the onboard electronics was implemented into a downscaled *UAV* which was used to complete the in-flight validation tests.

The safety analysis is described with a summary of the safety relevant aspects of the system design and the individual subsystems. In particular, these are the segmentation of the control surfaces and their actuators, redundancies in the power supply, the engine- and tank system as well as the flight abort system and its redundant communication- and processing electronics. The analysis was carried out in the form of a simplified fault tree analysis. It reveals that additional safety can be gained. At the same time the analysis shows still existing single points of failure which cannot completely be eliminated with this *UAV*- avionics system. Additionally, it is shown that the flight abort system can be activated even under the influence of failures, and only if more than one essential subsystem fails will even this option be lost. This ensures that even under critical influences of failures an emergency stop with a following parachute recovery is possible.

The failure analysis also revealed optimisation possibilities for the avionics system which are dealt with in the conclusion of this dissertation.

Vorwort

Die Faszination für Fluggeräte begann bereits in meiner frühen Jugend. Deshalb ergriff ich mit großer Freude die Chance am Institut für Flugzeugbau im Bereich der Forschung an unbemannten Luftfahrzeugen eine Stelle als wissenschaftlicher Mitarbeiter anzunehmen. Es bot sich eine einmalige Gelegenheit, Interessen und Beruf stark zu verzahnen und dabei wichtige Entwicklungen in diesem wissenschaftlichen Feld begleiten zu dürfen.

Bei Herrn Prof. Rudolf Voit-Nitschmann möchte ich mich für die freundschaftliche und kollegiale Führung des Forschungsbereiches Flugzeugentwurf bedanken und dafür, dass er die Grundlage geschaffen hat, dass ich diese Dissertation im Rahmen meiner Tätigkeit anfertigen konnte. Für den Mitbericht bedanke ich mich sehr herzlich bei Herrn Prof. Florian Holzapfel von der Technischen Universität München.

Ich möchte mich auch bei meinen Lektoren bedanken, meiner Frau und meinen Eltern, die sich durch etliche Versionen gearbeitet und unermüdlich Korrekturen eingebracht haben.

In besonderem Maße beeindruckt war ich von der Leidenschaft, Hingabe und Unterstützung eines Teams von Studenten, das die Durchführung dieser Dissertation begleitet und unterstützt hat. Ihr unermüdlicher Einsatz ging weit über das normale und erwartbare Maß hinaus. Dafür spreche ich meinen größten Dank aus.

Meiner Familie möchte ich danken, dass sie mir während dieser Zeit den Rücken frei gehalten, und somit den Weg für die Dissertation geebnet hat.

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 X29-A <i>Drop model</i> (Quelle: www.456fis.org)	29
Abbildung 2 F/A-18E/F <i>Drop model</i> (Quelle: Nasa Images, Jahr 2000).....	30
Abbildung 3 <i>Generic Transport Model</i> NASA (Quelle: [3]).....	30
Abbildung 4 X 48-B Demonstrator (Quelle: www.dfrc.nasa.gov)	32
Abbildung 5 <i>VELA II</i> Demonstrator (Quelle: IFB, Universität Stuttgart)	32
Abbildung 6 Module und Schnittstellen.....	37
Abbildung 7 Anforderungen abgeleitet aus der Multidisziplinarität	42
Abbildung 8 Strukturmodule der generischen Plattform	47
Abbildung 9 Ausgewählte Beispiele für Variationsmöglichkeiten der Plattformkonfigurationen (U-Leitwerk links oben; T-Leitwerk rechts oben; Vorwärtsgepfeilt mit veränderter Flügelanschlussposition links unten; Canard-Konfiguration mit Rumpfverlängerung rechts unten).....	48
Abbildung 10 Architektur der Simulations- und Entwicklungsumgebung für die automatische Flugsteuerung, <i>Onboard</i> -Software und Hardwarekomponenten	54
Abbildung 11 Gegenüberstellung von Unfalldaten eines Flugzeugs und typischer Bereiche von Windkanalmessungen (Quelle: [11])	62
Abbildung 12 Generische Messplattform	63
Abbildung 13 Systemübersicht Avionik	67
Abbildung 14 Bodenstation mit vier Monitoren	69
Abbildung 15 Gesamtsystemplan.....	70
Abbildung 16 <i>FMCS</i> mit Ein- und Ausgängen	71
Abbildung 17 Systemübersicht <i>FMCS</i>	72
Abbildung 18 <i>CSM</i> Ein- und Ausgänge (Quelle: Ingenieurbüro E. Boenisch; modifiziert)....	73
Abbildung 19 Polare für Landeklappensektion bei 45° Klappenwinkel.....	75
Abbildung 20 Profil mit Klappenausschlag 45°	75
Abbildung 21 Verteilung der Flügel-Hinterklappensegmente (Quelle CAD: PW; modifiziert). Vergleich von kraftthomogener Verteilung und gleichmäßiger Hinterkantenaufteilung.....	76
Abbildung 22 Verteilung der Steuerflächenaktuatorik (U-Tail)	77
Abbildung 23 Servoarm	78
Abbildung 24 Servomechanik Prinzipskizze (Quelle CAD: PW; modifiziert).....	78
Abbildung 25 Gestängeanschlüsse Servokinematik (Quelle: IFB, Universität Stuttgart)	78
Abbildung 26 Servotestaufbau Drehmomentmessung (links), Langzeitversuch (Mitte und rechts).....	79
Abbildung 27 Luftdatensonde während des <i>Full Scale</i> -Windkanalversuches (links, Quelle: Universität Stuttgart) und mit Verarbeitungselektronik (rechts, Quelle: Ingenieurbüro SFL-GmbH).....	80
Abbildung 28 Inertiale Messeinheit (Quelle: www.microstrain.com , Zugriff am 05.09.2011)	81
Abbildung 29 <i>Lasersensor</i>	81
Abbildung 30 Lärmmess-Ausrüstung im Heckmodul	82
Abbildung 31 Potentiometer VP12 Steuerflächenvermessung (Quelle: [19]).....	82
Abbildung 32 Empfänger und Antennenkonfiguration am Rumpf (gelbe Pfeile markieren RC-Antennen, weißer Pfeil markiert Telemetrie-Antenne), rechts: Aufteilung der RC-Antennen am Rumpf.....	83
Abbildung 33 Testergebnisse Reichweiten-Vergleichstest (35 MHz blau, Futaba Fasst pink, ACT gelb).....	83
Abbildung 34 Testaufbau Reichweitentest Gesamtsystem	84
Abbildung 35 <i>Human Interface Board</i>	85

Abbildung 36 <i>HIB</i>	86
Abbildung 37 <i>SD Card Slot</i> auf dem Haupt- <i>HIB</i>	87
Abbildung 38 Fahrwerkskomponenten Bugrad (links); Hauptfahrwerk (rechts)	88
Abbildung 39 Beispiel eines defekten Reifens eines anderen Demonstrators - Abrieb durch Ausdehnungserscheinungen bei hohen Geschwindigkeiten (Quelle: IFB, Universität Stuttgart)	88
Abbildung 40 Stromkreise und deren Verbraucher.....	89
Abbildung 41 Prinzipskizze Tanksystem.....	93
Abbildung 42 Tanksystem Leitungsverlaufsplan.....	93
Abbildung 43 Anschlussschema Triebwerke	95
Abbildung 44 <i>Human Interface Board – Tail</i>	95
Abbildung 45 Hoppertankabmessungen	96
Abbildung 46 Innerer Aufbau der Hoppertanks.....	96
Abbildung 47 Entlüftungsvorgang im Hoppertank.....	98
Abbildung 48 Frontansicht Hoppertank mit Füllstandssensoren	98
Abbildung 49 Hoppertank links; Haupttank (30 l) rechts; Turbine unten	100
Abbildung 50 Triebwerkssystem bei Ausfall einer Pumpe.....	100
Abbildung 51 Architektur des Flugabbruchsystems	104
Abbildung 52 Rettungssystem - automatische Auslösung.....	105
Abbildung 53 Fallschirm-Auslöseeinheit; links: komprimierte Federhülse, Mitte: expandierte Federhülse, rechts: Fallschirm gepackt	107
Abbildung 54 Auslösemechanismus: oben links: verriegelt, oben rechts: ausgelöst Normalbetrieb, unten links: ausgelöst über Servo 2, Servo 1 in gegenläufigem Vollausschlag unten rechts: ausgelöst über Servo 1, Servo 2 in gegenläufigem Vollausschlag	107
Abbildung 55 Architektur der Bodenstation	109
Abbildung 56 Bodenstation in Betrieb.....	109
Abbildung 57 Architektur des Autopiloten.....	114
Abbildung 58 Erzeugung von Navigationssollwerten mittels <i>Bubble</i> -Algorithmus (isometrische Ansicht einer Flugbahn; links: 2D-Prüfgeometrie, rechts: 3D-Prüfvolumen) (Quellen: [15], [15])	118
Abbildung 59 Erklärung des Projektionspunktes auf dem Flugpfad	120
Abbildung 60 Vergleich eines generischen P-Verstärkungsgliedes mit dem Ergebnis einer großen und einer kleinen Kontrollkugel (max. +/-90°, 0° entspricht Fehler = Null).....	121
Abbildung 61 Prinzip des <i>Early turn</i> -Manövers (Quelle: [15]).....	122
Abbildung 62 "Wegpunkt erreicht"-Bedingung durch Definition eines Bereiches um den Wegpunkt entlang eines geografischen Rasters	123
Abbildung 63 "Wegpunkt erreicht"- Bedingung durch Kontrollkreisdefinition.....	123
Abbildung 64 "Wegpunkt erreicht"-Bedingung mit kombinierter Bedingung	123
Abbildung 65 Beispiel: Flug zwischen zwei Wegpunkten und zurück	124
Abbildung 66 Selbst initiiertes <i>U-turn</i> (Quelle: [15])	124
Abbildung 67 Berechnung des korrekten Schnittpunktes bei der Pfadverfolgung (Quelle: [15])	125
Abbildung 68 Fallunterscheidung bei der Schnittpunktauswahl (Quelle: [15])	126
Abbildung 69 Windkompensation mittels des <i>Bubble</i> -Algorithmus (Quelle: [15])	127
Abbildung 70 Kurvenflug (ϕ : Rollwinkel; F_C : Zentripetalkraft; F_L : Auftriebskraft) (Quelle: [15]).....	128
Abbildung 71 Flugverhalten bei Höhenregelung über PIDs (Seitenansicht eines Sollpfades) (Quelle: [15]).....	130
Abbildung 72 Schleppabstandsfehlerkompensation mittels Höhensollwertermittlung über temporärem Wegpunkt (Seitenansicht eines Flugpfades) (Quelle: [15]).....	130

Abbildung 73 <i>Iron Bird</i>	135
Abbildung 74 <i>Iron Bird</i> -Klappenaktuatorik mit Positionsmessung.....	136
Abbildung 75 Prozesskette <i>Full Scale-HIL</i>	136
Abbildung 76 Fluggerät mit gestecktem <i>Safety Pin</i>	144
Abbildung 77 Ableitung der sicherheitsrelevanten Anforderungen	145
Abbildung 78 Fehlerbaum.....	150
Abbildung 79 Fehlerbaum mit <i>Top Level Event "Uncontrollable crash"</i>	151
Abbildung 80 Fehlerbaum mit lokalem <i>Top Level Event "Uncontrollable state"</i>	151
Abbildung 81 Fehlerbaum mit lokalem <i>Top Level Event "Out of normal operation"</i>	152
Abbildung 82 Fehlerbaum 11 mit lokalem <i>Top Level Event "RC or modem failure"</i>	153
Abbildung 83 Fehlerbaum 10 mit lokalem <i>Top Level Event "Antenna failure"</i>	153
Abbildung 84 Fehlerbaum 14 mit lokalem <i>Top Level Event "No connection to aircraft"</i>	154
Abbildung 85 Fehlerbaum 16 mit lokalem <i>Top Level Event "FMCS failure"</i>	155
Abbildung 86 Fehlerbaum mit lokalem <i>Top Level Event "LCU failure"</i>	156
Abbildung 87 Fehlerbaum 02 <i>Top Level Event "CSM failure"</i>	157
Abbildung 88 Fehlerbaum 01 mit lokalem <i>Top Level Event "Actuator failure"</i>	157
Abbildung 89 Fehlerbaum mit lokalem <i>Top Level Event "Total loss of roll control"</i>	158
Abbildung 90 Fehlerbaum 03 mit lokalem <i>Top Level Event "One side aileron failure"</i>	158
Abbildung 91 Fehlerbaum mit lokalem <i>Top Level Event "Total loss of high lift control"</i>	158
Abbildung 92 Fehlerbaum 04 mit lokalem <i>Top Level Event "One side flap failure"</i>	159
Abbildung 93 Fehlerbaum 06 mit lokalem <i>Top Level Event "Total loss of pitch control"</i>	159
Abbildung 94 Fehlerbaum 07 mit lokalem <i>Top Level Event "Total loss of yaw control"</i>	160
Abbildung 95 Fehlerbaum 12 mit lokalem <i>Top Level Event "No power supply for connected subsystem"</i>	161
Abbildung 96 Fehlerbaum mit lokalem <i>Top Level Event "Power supply failure"</i>	161
Abbildung 97 Fehlerbaum 05 mit lokalem <i>Top Level Event "Battery failure"</i>	161
Abbildung 98 Fehlerbaum mit lokalem <i>Top Level Event "Power supply board failure"</i>	162
Abbildung 99 Fehlerbaum 12 mit lokalem <i>Top Level Event "No power for connected subsystem"</i>	162
Abbildung 100 Fehlerbaum 13 mit lokalem <i>Top Level Event "No thrust control"</i>	164
Abbildung 101 Fehlerbaum 09 mit lokalem <i>Top Level Event "Engine failure"</i>	164
Abbildung 102 Fehlerbaum 08 mit lokalem <i>Top Level Event "ECU failure"</i>	164
Abbildung 103 Fehlerbaum 15 mit lokalem <i>Top Level Event "No parachute deployment"</i> ..	165
Abbildung 104 Fehlerbaum 18 mit lokalem <i>Top Level Event "Non-recoverable autopilot failures"</i>	166
Abbildung 105 Fehlerbaum 17 mit lokalem <i>Top Level Event "Wrong sensor values"</i>	166
Abbildung 106 <i>CSM-Board</i> detailliert (Quelle: Ingenieurbüro SFL-GmbH; modifiziert)	168
Abbildung 107 Optimiertes Systemdesign mit erhöhter Redundanz	169
Abbildung 108 Testaufbau Treibstoffleitungsvalidierung	176
Abbildung 109 Kavitationsblasen im Pumpmedium	177
Abbildung 110 Testsituation zum Nachweis von Kavitationsblasen nach Abschalten der Pumpe	178
Abbildung 111 Entlüftungsvorgang im Hoppertank	179
Abbildung 112 Schub über Drehzahl	180
Abbildung 113 Einflüsse der Hitzestrahlung des Triebwerksauslasses auf die Gondel	180
Abbildung 114 Triebwerkstestmodul des <i>Iron Bird</i>	181
Abbildung 115 Stromaufnahme der Aktuatoren im Windkanal	183
Abbildung 116 Position der Temperaturfühler auf dem <i>Power Supply Board</i> (Quelle <i>Boardlayout</i> : Ingenieurbüro SFL-GmbH; modifiziert).....	184
Abbildung 117 Temperaturverlauf <i>Power Supply Board Test 1</i>	185

Abbildung 118 Temperaturverlauf <i>Power Supply Board</i> Test 2/3	186
Abbildung 119 <i>Power Supply Board</i> mit und ohne Kühlkörper	186
Abbildung 120 Temperaturverlauf <i>Power Supply Board</i> Test 4.....	187
Abbildung 121 Temperaturverlauf <i>Power Supply Board</i> Test 5.....	188
Abbildung 122 Temperaturverlauf der <i>Power Boards</i> bei einer Normalflugsimulation	189
Abbildung 123 Temperaturverteilung auf dem <i>Board</i> (Quelle <i>Boardlayout</i> : Ingenieurbüro SFL-GmbH; modifiziert).....	190
Abbildung 124 Messung des maximalen Drehmoments.....	192
Abbildung 125 Servo-Drehmomentmessung bei 5 V Versorgungsspannung	192
Abbildung 126 Drehmomentmessung Hitec HS 5955TG mit Stromversorgung aus einem Flugakku.....	193
Abbildung 127 Langzeitversuch Aufbau	194
Abbildung 128 Beispiel eines Datenlogs eines Langzeit-Versuchs mit zyklischen Lasten...	194
Abbildung 129 Langzeittest - exemplarischer Temperaturverlauf (lila Kurve).....	195
Abbildung 130 Dauerlastversuch 5 V; 60% des max. Drehmoments; HS 5955TG	195
Abbildung 131 Dauerlastversuch HS 5955 TG; 5 V; 90% des maximalen Drehmoments ...	196
Abbildung 132 Temperatureinfluss auf die Leistungsaufnahme	197
Abbildung 133 Dauertest mit Überhitzungserscheinung	198
Abbildung 134 Hauptkomponenten Fallschirmbergesystem	200
Abbildung 135 Testaufbau Windkanalversuch Fallschirmsystem.....	201
Abbildung 136 Auslösetests Fallschirmsystem im Windkanal.....	202
Abbildung 137 Testergebnisse Windkanalversuche Fallschirmsystem	202
Abbildung 138 Luftdatensonde im Laminarwindkanal	204
Abbildung 139 Luftdatensonde, exemplarischer Datenlog.....	205
Abbildung 140 Windfahne im Lee	205
Abbildung 141 Windfahne im Luv	206
Abbildung 142 Windfahne im Lee.....	206
Abbildung 143 Geschwindigkeitsmessung unter Einfluss von Schräganströmung der Sonde	207
Abbildung 144 Luftdatensonde AoA und AoS	209
Abbildung 145 Messplattform im Windkanal (<i>Institute of Aviation</i> , Warschau, Polen, D=5m)	210
Abbildung 146 <i>Lasersensor</i> optoNCDT ILR 1191-300 (Quelle: http://www.micro-epsilon.de ; Zugriff am 30.12.2011)	211
Abbildung 147 <i>Lasersensor</i> LDM 40 A (Quelle: http://www.astech.de ; Zugriff am 30.11.2011).....	211
Abbildung 148 Testflugzeug während der Tests.....	212
Abbildung 149 GPS-Antenne und Luftdatensonde.....	212
Abbildung 150 Daten des Messfluges der Höhensensorik.....	214
Abbildung 151 Detailansicht - Messungen während eines tiefen Überfluges	215
Abbildung 152 Signalqualität des <i>Micro-Epsilon</i> -Sensors (rot)	216
Abbildung 153 Signalqualität über Waldgebieten (links: Waldgebiet aus Blickrichtung des Sensors)	216
Abbildung 154 Reichweitentest Testaufbau A.....	218
Abbildung 155 Testumgebung Reichweitentest A.....	218
Abbildung 156 <i>Onboard</i> -Funksysteme an Bord des Ultraleichtflugzeuges	219
Abbildung 157 Reichweitentest Flugplatz Hahnweide [16]	219
Abbildung 158 Testaufbau Reichweitentest des Gesamtsystems [16].....	220
Abbildung 159 Testergebnis Boden-Boden-Test.....	221
Abbildung 160 Signalqualität des ACT-Systems.....	222

Abbildung 161 Flugtrack des Ultraleichtflugzeuges während des Reichweitentests	223
Abbildung 162 Antennenpositionen (rot)	224
Abbildung 163 Trägerplattform „Lifter“ für Avionik-Flugversuch [19]	226
Abbildung 164 Trägerplattform DA40 im Maßstab 1:4	227
Abbildung 165 Avioniksystemintegration im <i>Lifter</i> [19]	228
Abbildung 166 Avionik-Systemintegration in der DA40 [19].....	228
Abbildung 167 Bypass für Pilotensignale [19]	229
Abbildung 168 Integriertes Avioniksystem im <i>Lifter</i> [19].....	230
Abbildung 169 Integriertes Avioniksystem in der DA40 [19].....	230
Abbildung 170 Höhenregelung <i>Lifter</i> Flug 1 [16]	231
Abbildung 171 Pitchregelung.....	231
Abbildung 172 Höhenregelung DA40 kompletter Flug.....	232
Abbildung 173 Geschwindigkeitsregelung DA40	232
Abbildung 174 Kursregelung	233
Abbildung 175 Groundtrack.....	233
Abbildung 176 Geflogener Kurs nach Optimierung mit der DA40.....	234
Abbildung 177 Windkanalversuchsaufbau	236
Abbildung 178 Windkanaltest <i>Onboard</i> -Systemübersicht	236
Abbildung 179 Windkanaltest Kontrollleitungsübersicht.....	237
Abbildung 180 Gesamtsystem-Übersicht und im Windkanal eingesetzte Komponenten	237
Abbildung 181 Luftdatensonden-Installation.....	238
Abbildung 182 Netzteile (Quelle: http://www.manson.com.hk ; Zugriff am 30.12.2011) und Pufferbatterien (Quelle: www.conrad.de ; Zugriff am 01.02.2011).....	239
Abbildung 183 Hauptbildschirm der Windkanaltestsoftware.....	240
Abbildung 184 Manuelle Steuerung der Servos im Windkanal.....	241
Abbildung 185 Warnungen der Windkanalsoftware.....	241
Abbildung 186 Luftdatensonde-Datenlog.....	243
Abbildung 187 Servokinematik der Landeklappen.....	243
Abbildung 188 Farbcodierung Strommessung.....	244
Abbildung 189 Strommessung Landeklappen links 45 m/s, flaps 0°	244
Abbildung 190 Strommessung linker Flügel 34 m/s, flap 40°	245
Abbildung 191 Soll- Istpositionsabweichung bei Lastzunahme der Landeklappen (45 m/s, 0° flap, Alpha -10° bis +25°)	246
Abbildung 192 Linker Flügel mit Strömungsvisualisierung an der Hinterkante	247
Abbildung 193 Querruder Strommessung (45 m/s, variables Alpha); (Test mit ±20° bei 50- 150 s)	248
Abbildung 194 U-Leitwerkskonfiguration.....	249
Abbildung 195 Strommessung Höhenruderaktuatoren (45 m/s, variables Alpha, Ausschlag 0°)	249
Abbildung 196 Strommessung Höhenruderaktuatoren -20° Klappenausschlag, 34 m/s, Alpha variabel	250
Abbildung 197 Ausgeschlagene Seitenruder	250
Abbildung 198 Strommessung Seitenruderaktuatoren 45 m/s, variables Alpha, Beta =0° ...	251
Abbildung 199 Telemetriemodul	297
Abbildung 200 Navigationsbildschirm	298
Abbildung 201 Kartendarstellung und Flugbereiche als Markierungen für Maßnahmen bei deren Überschreitung	298
Abbildung 202 Bodenstations-Hauptbildschirm	299
Abbildung 203 Datenlogkontrolle.....	299
Abbildung 204 Beispiel Nutzlaststeuerung in der Bodenstation	300

Abbildung 205 Telemetriedarstellung.....	300
Abbildung 206 Systemstatus	301
Abbildung 207 Servoströme.....	301
Abbildung 208 Wing Control Unit Status.....	302

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Wesentliche Anforderungen, abgeleitet vom Einsatzzweck	43
Tabelle 2 Wesentliche Anforderungen, abgeleitet aus operativen Aspekten.....	44
Tabelle 3 Wesentliche Anforderungen, abgeleitet aus Sicherheitsaspekten	46
Tabelle 4 Freiheitsgrade durch Strukturmodule	48
Tabelle 5 Steuerflächenverteilung.....	74
Tabelle 6 Aktuatoren - Übersicht	77
Tabelle 7 Technische Parameter <i>Power Supply Board</i>	92
Tabelle 8 Jetcat P200 technische Spezifikationen.....	94
Tabelle 9 Triebwerks-LEDs auf dem Teil HIB.....	95
Tabelle 10 Kalibriertabelle der Hoppertank-Füllstandssensoren	98
Tabelle 11 Redundanzen im Flugabbruchsystem.....	106
Tabelle 12 Fallunterscheidung bei der Berechnung des temporären Wegpunktes	126
Tabelle 13 <i>Airfield requirements</i>	145
Tabelle 14 Allgemeine Anforderungen aus [13].....	145
Tabelle 15 Sicherheitsrelevante Anforderungen	146
Tabelle 16 Abkürzungen im Fehlerbaum.....	149
Tabelle 17 Lösungsansätze für sicherheitsrelevante Anforderungen.....	152
Tabelle 18 Weitere Lösungsansätze sicherheitsrelevanter Anforderungen	155
Tabelle 19 Testmatrix Leitungssystemtest	177
Tabelle 20 Testergebnisse Leitungssystemtest	177
Tabelle 21 Testmatrix Stromversorgungs-Systemtest.....	182
Tabelle 22 Durchschnittliche Stromaufnahme der Steuerfunktionen	183
Tabelle 23 <i>Power Board</i> Test 6 Normalflugsimulation	188
Tabelle 24 Testmatrix Aktuatoren.....	191
Tabelle 25 Ausschussversuche Fallschirmsystem im Windakanal	201
Tabelle 26 Laminarwindkanal Parameter	203
Tabelle 27 Testmatrix Luftdatensonde.....	204
Tabelle 28 Luftdatensonde Testergebnisse	208
Tabelle 29 Auszug aus dem Datenblatt des <i>Lasersensors</i> optoNCDT ILR 1191-300.....	211
Tabelle 30 Extract from data sheet <i>Lasersensor</i> LDM 40 A	211
Tabelle 31 Getestete Übertragungssysteme	217
Tabelle 32 Positionen und Abstände im Boden-Boden-Test	220
Tabelle 33 Signalqualitätslevel	220
Tabelle 34 Testergebnisse Boden-Boden-Reichweitentest des Gesamtsystems bei 2000 m Distanz.....	225
Tabelle 35 Spezifikationen <i>Lifter</i>	227
Tabelle 36 Stromversorgung Windkanalversuch	238
Tabelle 37 Windkanal-Datenlog	242
Tabelle 38 Stromverbrauch der Landeklappenaktuatoren	246
Tabelle 39 Durchschnittliche Stromaufnahme Querruderaktuatoren.....	247
Tabelle 40 Durchschnittliche Stromaufnahme der Höhenruder.....	248
Tabelle 41 Durchschnittliche Stromaufnahme der Seitenruderaktuatoren	250

Nomenklatur

a	Alpha - Anstellwinkel
A_L	Referenzflügelfläche
b	Hebelarmlänge bei Klappenkinematiken
C_d	Widerstandsbeiwert
C_l	Auftriebsbeiwert
C_m	Momentenbeiwert
D	Widerstand
cm_{flap}	Momentenbeiwert einer Steuerfläche
F	Kraft
F_C	Zentripetalkraft
F_L	Auftriebskraft
φ_{flap}	Phi - Klappenausschlag
φ_{servo}	Phi - Aktuatorausschlag
ϕ	Rollwinkel
G	Gewichtskraft
L	Auftrieb
λ	Fehlerrate
l_μ	Mittlere Flügeltiefe
$l_{\mu flap}$	Mittlere Tiefe der Steuerfläche
m	Masse
M_{flap}	Moment einer Steuerfläche
M_{servo}	Aktuator- Drehmoment
p^*	durchschnittliche Rollrate
q	dynamischer Druck
R_B	Bubble Radius

R_C	Kurvenradius
ρ	Luftdichte
S	Flügelfläche
T	Timer
v	Geschwindigkeit
x	Dimension/ Koordinate
y	Dimension/ Koordinate
z	Dimension/ Koordinate
ζ	Zeta - Verwendet als Verhältnis von True Airspeed zum Bubble Radius

Abkürzungsverzeichnis

ACT	Actuator
ADC	Analog Digital Converter
ADP	Air Data Probe
AFD	Airfield
AIL	Aileron
AoA	Angle of Attack
AoS	Angle of Sideslip
ATP	Autopilot
B	Bubble
Bat	Battery
BWB	Blended Wing Body
CAM	Camera
CFD	Computational Fluid Dynamics
CH	Channel
CMD	Command
COM	Communication
CS	Control Surface
CSM	Control Surface Module
COTS	Components of the Shelf
D	Dimension, Distanz
DGPS	Differential Global Positioning System
DMS	Dehnmessstreifen
ECU	Engine Control Unit
Eng	Engine
Ele(v)	Elevator

F	Flap
FAS	Flight Abort System
FASST	Futaba Advanced Spread Spectrum Technologies
FE	Finite Elemente
FL	Flaps
FMCS	Flight Management and Control System
FMS	Flight Management System
FTA	Fault Tree Analysis
GCS	Ground Control Station
GCU	Gear Control Unit
GPS	Global Positioning System
GSU	Ground Support Unit
HF	High Frequency
HIB	Human Interface Board
HIL	Hardware in the Loop
I2C	Inter-Integrated Circuit
IEP	Innovative Evaluation Platform
IMU	Inertial Measurement Unit
IO	Input/Output
IPA	Institut für Produktion und Automatisierung
ISP	In-System-Programmierung
K2020	Konfiguration 2020
LA	Left Aileron
LCU	Link Control Unit
LDS	Luftdatensonde
LiPo	Lithium Polymer
Ma-Zahl	Mach-Zahl

MEMS	Microelectromechanical Systems
MMC	Multimedia Card
NACRE	New Aircraft Concept Research (Projektbezeichnung)
NiMh	Nickel Metallhydrid
NLR	Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium
NWP	Next Waypoint
Pos	Position
PID	Reglertyp Proportional-Integral-Differential
PW	Politechnica Warsawa - Universität Warschau
PWM	Pulse Width Modulation
PWP	Previous Waypoint
PWR	Power
RA	Right Ailerons
RC	Radio Control
Re-Zahl	Reynolds-Zahl
Rud	Rudder
S	Shadow point
SD Card	Secure Digital Memory Card
SPI	Serial Peripheral Interface
SR	Safety Requirement
T	Timer, theoretisch
TAS	True Airspeed
TCU	Tail Control Unit
TTWP	Temporary Target Waypoint
UART	Universal Asynchronous Receiver Transmitter
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UDP	User Datagram Protocol

VELA	Very Efficient and Large Aircraft
WCU	Wing Control Unit
WCUL	Wing Control Unit Left
WCUR	Wing Control Unit Right
WV	Windvektor

1 Einführung

1.1 Die Bedeutung von Flugversuchen im Entwurfsprozess von Flugzeugen

Bei der Entwicklung von Flugzeugen werden seit jeher hohe Anforderungen an die Funktionsfähigkeit und Sicherheit gestellt. Um die Kosten und das Risiko für die Entwicklung einer neuen Konfiguration zu reduzieren, werden verkleinerte Modelle eingesetzt, die das Verhalten der Originalflugzeuge in Windkanälen, Trudelkanälen oder Wurfkanälen simulieren. In der Entwicklung der Luftfahrt wurde auch eine Methode verwendet, um vor einem Erstflug des Originalflugzeugs bereits Flugdaten zu gewinnen. Dafür wurden skalierte, frei fliegende Modelle in freier Atmosphäre erprobt. Die Geschichte zeigt, dass Versuche, mit verkleinerten Modellen Flugzeuge zu vermessen, nahezu so alt sind, wie die Luftfahrt selbst.

Jede Methode bringt Vor- und Nachteile mit sich. Während in Windkanälen einerseits die Bedingungen sehr kontrolliert sind und Messungen hochgenau durchgeführt werden können, sind die Versuche andererseits durch das geringe Platzangebot und die Aufhängung des Modells beschränkt.

Freiflugmessungen bieten die Möglichkeit, Modelle exakt so im umgebenden Luftmedium zu bewegen wie das Original. Es können Flugmanöver vollständig ausgeführt und unter Einfluss aller Beschleunigungskräfte vermessen werden. Als nachteilig ist anzusehen, dass die Umgebungsbedingungen nur begrenzt vermessen werden können. Zwar lassen sich Dichte, Druck, Temperatur und Feuchtigkeit direkt am Gerät ermitteln, jedoch spielen Einflüsse von Böen, Thermik und sonstigen Luftbewegungen eine größere Rolle, da sie als Unbekannte in die Messungen eingehen. Diese Einflüsse können zum Beispiel durch geschickte Wahl des Testtermins und durch mehrfache Wiederholung des Tests und einer anschließenden stochastischen Auswertung verringert werden.

Unter Wissenschaftlern gibt die Methode der Freiflugmessungen zur Ermittlung von Flugdaten Anlass zu großen Diskussionen. Es werden zum Beispiel der Einfluss von teilweise unbekanntem äußeren Bedingungen oder die Genauigkeit der in den Originalmaßstab umzurechnenden Messergebnisse diskutiert.

Die vorliegende Arbeit widmet sich einem Thema, das als Grundlage zur Lösung dieser Fragestellungen dienen soll. Im Gegensatz zu allen bisherigen Erprobungsträgern, welche im Normalfall zur Vermessung eines bestimmten Flugzeugkonzeptes oder eines gewissen Phänomens entwickelt wurden, wird im Rahmen dieser Abhandlung die Entwicklung einer generischen Testplattform zur Analyse der Methode selbst beschrieben. Dazu wird das System speziell für dieses neuartige Nutzungskonzept entwickelt. Die Plattform soll in der Lage sein, in mehreren Disziplinen einsetzbar zu sein. Innerhalb einer zuerst durchgeführten Auswahlbetrachtung wurden potentielle Bereiche zur Freifluganalyse bestimmt. Diese Bereiche stellen eine Zusammenfassung von Disziplinen dar, die bei Analysen durch andere Methoden benachteiligt sind. So wurden zum Beispiel die Flugdynamik, Rettung aus kritischen Flugbedingungen und Lärmanalysen als Bereiche mit hohem Potenzial für den Einsatz der Freiflugmessung bewertet. Bereiche wie Aerodynamikmessungen (Laminaritätsuntersuchung, Wirbelschleppenanalyse...) wurden als eher ungeeignet eingestuft. Das Ergebnis dieser Vorbetrachtung zeigt, dass einerseits bestehende Methoden für bestimmte Disziplinen die durchaus besten Analysemethoden darstellen, und andererseits das Feld untersuchbarer Phänomene durch den Einsatz von Freiflugmessungen erheblich erweitert werden kann [1]. Obwohl dieses Ergebnis nicht unerwartet ist, müssen sich Freiflugmessungen immer noch der Akzeptanzdiskussion stellen. Die steigenden Potenziale der Freiflugmessungen können dadurch begründet werden, dass erst in den letzten

Jahrzehnten durch die Miniaturisierung der Technik die Qualität der Messungen in einen Bereich gekommen ist, dass Untersuchungen überhaupt mit der nötigen Genauigkeit durchgeführt werden können. Trotz dieses Qualitätssprunges wurde bisher keine Untersuchung der Methode an sich durchgeführt. Das soll durch die in dieser Arbeit beschriebene Plattform ermöglicht werden.

In der Luftfahrt ist ein Paradigmenwechsel zu beobachten. Voraussagen von Experten verschiedener Disziplinen ergeben, dass für einen weiteren Quantensprung in Bezug auf Effizienz, Transportkapazität, Lärmbelastung und Reichweite eines Transportflugzeuges ein Wechsel der aerodynamischen Konfiguration, der Materialien und Antriebskonzepte bevorsteht. Die Luftfahrtindustrie sieht sich daher mit dem Problem konfrontiert, dass bestehende Tools zum Entwurf eines Fluggerätes stark mit der Standardkonfiguration verwoben und nur begrenzt für unkonventionelle Konfigurationen anwendbar sind.

1.2 Literaturrecherche - Entwicklung der Freiflugversuche

1.2.1 Historische Entwicklung

Im Folgenden soll ein Überblick über die Historie im Bereich der Ermittlung von Flugdaten aus Versuchen mit frei fliegenden Messplattformen gegeben werden. Es wird dargestellt, seit wann und in welcher Form unbemannte Testplattformen zur Generierung von Flugversuchsdaten eingesetzt werden. Um ein möglichst umfassendes Bild zu erhalten, werden die Anfänge von Windkanalmessungen und Flugversuchen im Originalmaßstab kurz angerissen.

Bereits seit den Anfängen der Luftfahrtindustrie wurden verkleinerte Modelle in Windkanälen zur Analyse von hauptsächlich aerodynamischen Phänomenen benutzt. Jene Modelle waren passive Objekte. Einfluss konnte man von außen über Steuergestänge nehmen, indem Parameter wie Anstellwinkel oder Schiebewinkel variiert wurden. Über die Steuerung des Kanals sind unter anderem Parameter wie die Geschwindigkeit des Luftstroms, Luftzusammensetzung, Dichte, Druck und Temperatur beeinflussbar. Messungen wurden durch Sonden vorgenommen, welche wahlweise im Modell oder um das Modell herum platziert wurden sowie durch Sensoren in der Aufhängung, durch die Kräfte und Momente erfasst wurden. Die zum Einsatz gekommenen, skalierten Modelle waren meist weder mit beweglichen Steuerflächen ausgerüstet noch gab es eine Simulation des Antriebs.

Ähnlich früh sind die Anfänge der Freiflugmessung zu sehen. So wurde schon im Jahr 1919, wenige Jahre nach dem ersten motorisierten Flug der Gebrüder Wright (1903) im *NASA Langley Research Center* der Testbetrieb mit speziell ausgerüsteten Versuchsträgern im Originalmaßstab aufgenommen. Warner und Norton fassten die Ergebnisse dieser ersten Tests in [24] zusammen. Ein Kurzüberblick über die weitere Geschichte des Testgeländes ist in [22] zu finden. Obwohl zu jedem Zeitpunkt die bestverfügbare Technik zur Messung eingesetzt wurde, waren Datenraten, Genauigkeit und Auflösung nicht von besonderer Güte. Die verwendeten Sensoren in bemannten Versuchsträgern werden als "eher bescheiden" beschrieben.

In einem nächsten Schritt entwickelte sich die Messung im Windkanal von statischen Messungen hin zur Möglichkeit von dynamischen Messungen. Die verwendeten Modelle bekamen zum Teil bewegliche Steuerflächen. Modelle wurden auf einer Verfahreinrichtung gelagert, um Flugbewegungen nachzuempfinden und mittels DMS-Waagen Kräfte und Momente bestimmen zu können. Eine zweite Möglichkeit bestand darin, ein Modell frei beweglich aufzuhängen. Durch Anregungen von außen führt das Modell Bewegungen im jeweiligen Freiheitsgrad aus. Der Vorteil dieser Methode liegt in der Einfachheit des Aufbaus, allerdings war die Qualität der Messungen hinsichtlich einiger Disziplinen beschränkt.

Entwicklungen dieser Art wurden vor allem in den 1950er und 60er Jahren unternommen [24].

Freiflugmessungen wurden nun auch mit Hilfe von verkleinerten Modellen durchgeführt. Messungen mit Modellen haben diverse Vor- und Nachteile, verglichen mit den bis dahin verwendeten Methoden. Die ersten Versuche, verkleinerte Modelle in Freiflugmessungen zu benutzen, wurden in Form von *Drop tests* unternommen. Dazu wurde das Fluggerät mittels eines bemannten Trägerflugzeugs in eine große Höhe verbracht und ausgeklinkt. Die zur Verfügung stehende Messzeit war die, die das Gerät benötigte, um im Gleitflug zurück zum Boden zu gelangen. Anfänglich waren diese Modelle als reine Gleiter ausgelegt und wurden unter anderem zur Simulation von Wiedereintrittsversuchen eingesetzt. Später bekamen die *Drop models* Steuereinrichtungen und konnten kontrolliert abgleiten. Relativ früh wurden auch Tests mit eigenstartfähigen Fluggeräten unternommen, wie das Beispiel aus den 1970er Jahren des *3/8 large scale fighter airplane* der NASA zeigt [1] oder das *NASA Scale F-15 remotely piloted research vehicle program* [1]. Das Verfahren, die Geräte mit einem Träger in die Luft zu bringen, wurde teilweise zur Optimierung der Testzeit und zur Einsparung der für den Steigflug benötigten Energie weiterhin beibehalten.

In den späten 80er Jahren wurde die X29-A Konfiguration sowohl mittels Windkanalversuchen und Spinnkanaltests als auch mit Hilfe eines *Drop models* untersucht. Mittels eines Helikopters wurde das Gerät auf Ausgangshöhe gebracht, um es dann nach dem Ausklinken im kontrollierten Gleitflug zu vermessen [24].



Abbildung 1 X29-A *Drop model* (Quelle: www.456fis.org)

Ein weiteres Beispiel für die kombinierte Anwendung von Freiflugversuchen und Windkanalmessungen stellt die X-31 dar. Sie wurde im Laufe der 90er Jahre bezüglich flugdynamischer Eigenschaften untersucht [34],[38],[11].

Ein moderner Vertreter der Technik der *Drop models* ist das auf 22% skalierte F/A-18E/F *Drop model*. Dieses Testgerät stellt eine verkleinerte Version eines zweistrahligen Überschallflugzeuges dar. Das Modell ist ein Beispiel für die neueste Generation von Freiflugmodellen mit integriertem, digitalem, quadruplex, *fly-by-wire* System mit Autopilotenfunktion [1].

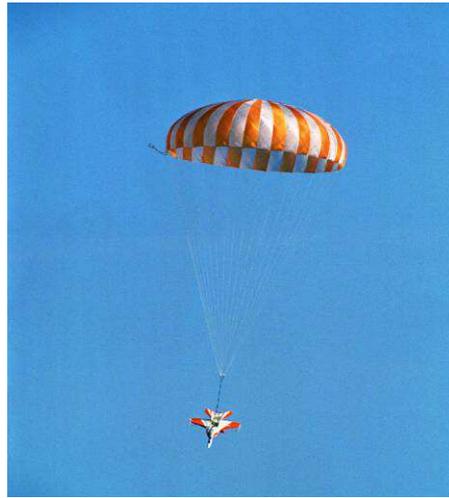


Abbildung 2 F/A-18E/F Drop model (Quelle: Nasa Images, Jahr 2000)

Im weiteren Verlauf zeigte sich, dass stationäre Flugzustände optimal im Windkanal untersucht werden können und Freiflugmessungen eher bei instationären Zuständen ihr Potenzial besitzen. Daher stellt einer der größten Bereiche der Freiflugmessungen die Untersuchung jedweder Art von Manövern dar. Ein normales (ziviles) Flugprofil besteht vereinfacht aus den Phasen Start, Anstieg zur Reiseflughöhe, Reiseflug, Abstieg und Landung. Die interessanten Bereiche für Freifluguntersuchungen sind alle Abschnitte bis auf den Reiseflug. Die konstanten, stationären Zustände im Reiseflug lassen sich in Windkanälen mit sehr guter Qualität vermessen und analysieren. Da die Vermessung im freien Flug sich hauptsächlich auf die manöverreichen Abschnitte des Fluges konzentrierten, ist es nachzuvollziehen, dass sich die Geräte schnell von reinen *Drop models* zu eigenstart- und landefähigen Testplattformen entwickelten, um auch Start- und Landephase komplett zu vermessen.

Die NASA untersuchte mit Hilfe eines generischen Transportflugzeugmodells das flugdynamische Verhalten eines weiteren Sonderfalls – Rettung aus Störfall-Bedingungen. Dieses Programm (*NASA's Aviation Safety and Security Program*) ist aufgrund eines hohen Interesses ins Leben gerufen worden, Flugzeugkonfigurationen ähnlich heutiger *Airliner* in kritischen Bedingungen zu testen [3], [29], [3], [4]. Diese Tests sind mit Windkanalversuchen nur sehr beschränkt umsetzbar. In Simulationen existieren häufig Einschränkungen aufgrund der Gültigkeitsbereiche hinterlegter Rechenmodelle für bestimmte Arbeitspunkte. Freiflugversuche zur Analyse katastrophaler Konditionen sind mit Transportflugzeugen im Originalmaßstab praktisch nicht umsetzbar. Daher werden vermehrt skalierte Modelle für diesen Bereich eingesetzt. Das "*AIRSTAR Testbed*" [11] wurde entwickelt, um kritische Flugszenarien im Freiflug unter Zuhilfenahme eines skalierten, unbemannten Modells zu untersuchen. Die Methode eröffnete völlig neue Testmöglichkeiten. Ohne Risiko für etwaige Besatzung und mit wesentlich größeren Bereichen an möglichen g-Belastungen konnten nun kritische Szenarien vollständig nachgebildet werden. Diese Art Messungen sind außerdem mit geringeren Kosten verbunden.

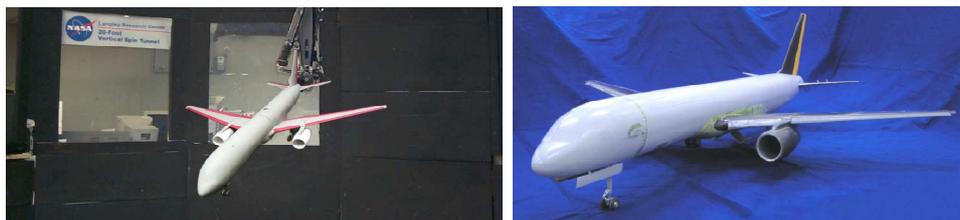


Abbildung 3 Generic Transport Model NASA (Quelle: [3])

Im Projekt "FASER" [24] wurde anhand eines skalierten, ferngesteuerten Kleinflugzeuges die Methode zur Analyse von Flugdaten bezüglich Kosteneffizienz untersucht. Hauptziel des Projektes war es, die Methode bezüglich der Testfrequenz zu optimieren. Es sollte eine Plattform zur schnellen Generierung von Daten entwickelt werden, um diese in Bereichen wie dynamische Modellierung, Regleroptimierung und Simulation zu nutzen.

In [1] untersucht Arning die Eignung von Modellflugversuchen für die Vermessung von Wiedereintrittskörper-Geometrien. Dabei geht es vor allem um den Einsatz neuer, miniaturisierter, elektronischer Komponenten wie Sensoren und Prozessoren. Weiterhin sollten Versuche preiswerter und somit wirtschaftlicher werden.

Eine weitere Testeinrichtung, welche bereits einen teilweisen Lückenschluss zwischen Freiflugversuchen und Windkanalmessungen darstellt, ist der B20-Katapult. Der Katapult stellt eine Halle mit einer Testsektion von circa 20 m Höhe x 20 m Breite x 50 m Länge dar. Über ein Katapult kann ein Modell beschleunigt und durch die Testsektion geworfen werden. Während dieser kurzen Flugphase besteht die Möglichkeit, Messungen durchzuführen, wobei auch hier ein entscheidender Vorteil der zumindest teilweise beeinflussbaren äußeren Randbedingungen besteht. Der Kanal wird unter anderem zur Untersuchung von Wirbelschleppen verwendet [5]. Als nachteilig in Bezug auf flugdynamische Untersuchungen ist die beschränkte Manövrierfähigkeit des Untersuchungsobjektes und die Kürze der zur Verfügung stehenden Messzeit anzusehen.

1.2.2 Aktuelle Projekte

Ein zusätzliches Feld der Untersuchungen mit Freiflugmodellen stellt die Analyse der Flugzeugkonfiguration an sich dar. Sämtliche Methoden zur Analyse von Fluggeräten stützen sich auf eine breite Wissens- und Erfahrungsbasis, die sich seit nunmehr über 100 Jahren Luftfahrt entwickelt hat. Da sich die Fluggeräte, welche letztlich industriellen Einsatz fanden, relativ schnell zur Konfiguration "Flügel – Rumpf – Leitwerk" entwickelt haben, ist auch hier der Erfahrungsschatz an Kenntnissen am höchsten. Somit lässt sich für Simulationen, numerische Berechnungen, FE-Methoden und Windkanaluntersuchungen sagen, dass durch die jahrzehntelange Optimierung auf eine bestimmte Flugzeug(standard)konfiguration sich auch der Gültigkeitsbereich dieser Methoden auf Standardkonfigurationen eingeschränkt hat. Um diese nun auf so genannte unkonventionelle Konfigurationen zu erweitern, unternimmt die Luftfahrtindustrie ausgedehnte Testkampagnen mit skalierten Modellen. In den Fokus der Untersuchungen sind zum Beispiel *Blended Wing Body*-Konzepte getreten, da sich die Luftfahrtindustrie von dieser Art Flugzeug den entscheidenden Schritt in Richtung größere Dimensionierung, besseres Nutzlast-Struktur-Verhältnis und höhere Effizienz als bei herkömmlichen Konfigurationen verspricht.

Deutschland - K2020 Projekt und USA – X48B Projekt

Zwei Vertreter für unkonventionelle Konfigurationen sind die X48-B [11],[30] und die *VELA II (Very Efficient and Large Aircraft)*. Während die X48-B in England gebaut wurde und in Amerika getestet wird, ist die etwas kleinere, aber ebenso leistungsfähige *VELA II* im Rahmen des Projektes K2020 an der Universität Stuttgart wenige Monate vor der X48-B zum Erstflug abgehoben [36], [34].



Abbildung 4 X 48-B Demonstrator (Quelle: www.dfrc.nasa.gov)



Abbildung 5 VELA II Demonstrator (Quelle: IFB, Universität Stuttgart)

Beide Geräte sind selbststartfähig, werden durch Miniaturturbinen angetrieben, sind mit einem aufwendigen Klappensystem ausgerüstet und besitzen automatische Flugsteuerungen. Zur Erfüllung der Messaufgaben besitzen die Flugzeuge Datenerfassungs- und Aufzeichnungssysteme. Die *VELA II* ist zudem noch mit einem Einziehfahrwerk ausgestattet, wodurch eine höhere Qualität der Messergebnisse erreicht wird, da keine Störeinflüsse des Fahrwerks vorhanden sind. Außerdem besitzt die *VELA* ein Gesamtrettungssystem, das im Notfall zur Bergung des *UAVs* benutzt werden kann. Die *X48-B* ist mit einem Bremsfallschirm ausgestattet, der im Falle von unkontrollierbarem Trudeln zur Stabilisierung des Gerätes beiträgt und mit einem Bergesystem.

Beide Projekte dienen der Untersuchung der aerodynamischen Konfiguration *Blended Wing Body*.

EU – NACRE-Projekt

Das Ziel der im EU-Projekt *NACRE* angestrebten Analyse ist es, Forschungsarbeit zur Beantwortung allgemeiner Fragen über die Methode des Freiflugversuches mittels skaliertes, verkleinerter Versionen des Originals zu betreiben. Dazu sollen Fragen bezüglich der möglichen Einsatzgebiete der Methode, der erreichbaren Genauigkeiten mittels heutiger Sensorik und Aktuatorik und der Übertragbarkeit der Ergebnisse auf das Original beantwortet werden.

Die Herausforderung dieses Projektes bestand in der Entwicklung einer Trägerplattform, um auf diese generellen Fragen möglichst allgemeingültige Antworten zu finden, ohne sich dabei an eine Konfiguration zu binden.

Die gewählte Strategie zielt auf einen bisher einmaligen Modularitätsgrad. Die Konfiguration des Trägers ist nah an der heutiger Verkehrsflugzeuge, lässt sich aber durch ein spezielles Konzept in verschiedene andere Konfigurationen umwandeln. Diesem modularen strukturellen Konzept folgt ebenso die Architektur des Avioniksystems, durch welches ein Umbau des Gerätes überhaupt erst ermöglicht wird. Um zu verhindern, dass der Wechsel zwischen verschiedenen Konfigurationen zu viel Zeit in Anspruch nimmt, wurde die Avionik speziell dafür ausgelegt und optimiert. Der Wechsel verschiedener Konfigurationen kann nun innerhalb so kurzer Zeit durchgeführt werden, dass sogar Vergleichsflüge verschiedener Konfigurationen an ein und demselben Tag durchführbar sind. Eine Veranschaulichung der Strukturmodule ist in Abbildung 8 dargestellt. Das modulare Konzept ist bisher an keinem weiteren Träger, welcher für Freiflugmessungen konzipiert wurde, vorzufinden. Das liegt

unter anderem daran, dass die Fluggeräte im Normalfall für einen speziellen Testzweck gebaut und optimiert werden. Mit dem Forschungsvorhaben *NACRE* wurde nun seitens der Partner erstmalig das Ziel gestellt, die Methode an sich zu untersuchen und das dafür notwendige System zu entwickeln. Mit diesem System lassen sich zum Beispiel Skalierungsbedingungen optimal einstellen und mit Konfigurationen in Vergleichsflügen mit systematisch einstellbaren, häufig auftretenden und physikalisch unvermeidbaren Skalierungsfehlern gezielt vergleichen. Das Gerät ist seitens des Systems so entwickelt worden, dass es für den multidisziplinären Einsatz geeignet ist. Dazu bietet das System beispielsweise eine Vielzahl von Sensorikschnittstellen in jedem Bereich der Struktur an. Das *Onboard*-System wie auch die Bodenstation sind modular gestaltet und können je nach Einsatzzweck zusammengestellt werden. Schnittstellen zu austauschbaren Strukturbauteilen sind standardisiert, so dass nicht nur die bereits bestehenden Teile Verwendung finden können, sondern auch zukünftige. Eine weiterführende Betrachtung der Systemeigenschaften wird in Kapitel [4] gegeben.

2 Zielstellung

2.1 Motivation zur Entwicklung einer generischen Messplattform

Die Konfigurationen heutiger Verkehrsflugzeuge unterscheiden sich nur geringfügig voneinander. Unterschiede gibt es oft nur in der Anordnung von Triebwerken und in der Leitwerkskonfiguration (T- oder Kreuzleitwerke). Andere Variationsmöglichkeiten treten gar nicht oder sehr selten auf. So ist zum Beispiel ein technisch nicht aufwändigeres V-Leitwerk praktisch nicht aufzufinden. (Es gibt Ausnahmen im Kleinflugzeugbau.) Es stellt sich die Frage, weshalb der Variantenreichtum im Verkehrsflugzeugbau so gering ist.

Oft existieren mehrere Ansätze zur Lösung eines technischen Problems. Bei der Umsetzung des Gesamtsystems wirken sich die Unterschiede durch Vor- oder Nachteile einer gewählten Detaillösung nur noch geringfügig aus, da ein Optimum innerhalb eines Subsystems nicht zwingend zu den besten Lösungen in anderen Subsystemen führt. Ist nun einmal eine funktionierende Lösung gefunden worden, liegt es oft nahe, diese weiterzuentwickeln und zu optimieren anstatt andere Varianten zu erproben.

Die Entwicklung eines Flugzeugs dauert Jahrzehnte und ist kostspielig. Kosten für Änderungen in der Konfiguration stehen oft in keinem Verhältnis zum Nutzen. In der Vergangenheit spielte für Flugzeugbauer nahezu nur die Effizienz bei der Entwicklung eine Rolle. Es gab nur wenige durch den Flugzeugbauer zu beachtende konfigurationsbestimmende Randbedingungen, wie zum Beispiel die Bestimmungen über die maximale Spannweite. Daher sind von dritter Seite kaum Einflüsse entstanden, die den Flugzeugbauer dazu animiert hätten, alternative Lösungen zu seinen derzeitig verfügbaren zu entwickeln.

Die einzigen Exoten in Bezug auf die Flugzeugkonfiguration bei Großflugzeugen stellen Geräte dar, die für einen bestimmten Anwendungszweck entwickelt, beziehungsweise abgewandelt wurden und bei denen zur Effizienz noch weitere hochpriorisierte Anforderungen kamen. Dazu zählen Lastenflugzeuge, Flugzeuge mit besonderen Start- oder Landeeigenschaften, besonderen Be- und Entladeverfahren oder Anforderungen aufgrund der Nutzlastgeometrie. Aber selbst diese Geräte sind trotz der Besonderheiten vergleichsweise konventionell. So stellt der Supertransporter Airbus Beluga im Grunde eine Normkonfiguration mit extremen Rumpfdimensionen dar. Eine Antonow 225 unterscheidet sich von der Normkonfiguration durch ihr Leitwerk und ein besonderes Fahrwerk.

Die Flugzeugindustrie erwartet in den nächsten Jahrzehnten eine Änderung der Anforderungen an ein Verkehrsflugzeug [22]. Während zunächst nur die Effizienz (Reichweite und Transportkapazität im Verhältnis zu Kosten und Verbrauch) im Vordergrund stand, werden neue Aspekte hinzukommen. In Zukunft werden Flugzeuge benötigt, die neue Anforderungen bezüglich Lärm und Schadstoffausstoß erfüllen müssen. Die Anforderungen durch die erwarteten gesetzlichen Änderungen sind derart hoch, dass dies nicht allein durch bessere Triebwerke erreicht werden kann. Die Industrie rechnet daher mit Umstellungen im Bereich der Gesamtkonfiguration.

Es gibt auch technische Ursachen, die zu Konfigurationswechseln führen könnten. Es wird derzeit davon ausgegangen, dass mit den heute bekannten Materialien keine wesentlich größeren Fluggeräte in der Standardkonfiguration gebaut werden können, als die größten heutigen Vertreter (nicht unter Beibehaltung heutiger Performance). Es ist jedoch möglich, dass mit heutigen Materialien unter einem Wechsel der Konfiguration die Kapazitäten der Fluggeräte weiter wachsen können.

Technische Ursachen, die zu einem Konfigurationswechsel führen können, sind auch im Bereich des Ressourcenmanagements zu sehen. Die Luftfahrtindustrie ist gezwungen, über

Energiespeicher unabhängig von Öl nachzudenken. Mögliche Vertreter sind gasförmige Energieträger, deren Tanks oder Speicher unter Umständen das Fluggerät grundlegend beeinflussen.

Die Liste der potentiellen Ursachen für Konfigurationsänderungen ist lang, und daher besteht bei der Luftfahrtindustrie ein erhöhtes Interesse, sich über deren Auswirkungen bewusst zu werden. Lösungsansätze wie:

- *Blended Wing Body* - Geometrien zur Erhöhung der aerodynamischen Qualität des Gesamtsystems (Verringerung des Anteils von aerodynamisch nicht zum Auftrieb beitragenden Strukturen),
- in die Struktur integrierte Triebwerke oder durch Flugzeugteile abgeschattete Triebwerke zur Verminderung der Lärmemission Richtung Boden,
- Fluggeräte mit Dreiflächenkonzepten zur Beeinflussung des Flugverhaltens und letztlich der möglichen An- und Abflugprozeduren zur Verminderung der Belastungen in Flughafennähe

sind nur einige Vertreter von potentiellen Ideen. Es ist leicht nachvollziehbar, dass für die Luftfahrtindustrie ein hohes Interesse zur Analyse dieser unkonventionellen Ansätze hinsichtlich ihres Nutzens und ihrer Kosten besteht.

Die bisherige Flugzeugentwicklung basiert auf einem jahrzehntelangen Erfahrungsschatz im Bereich der Standardkonfigurationen. Es fällt daher schwer, neue Konfigurationen mit bestehenden zu vergleichen, da die Datenbasis fehlt. Das Problem besteht aber auch bei der Generierung der Daten. Rechentools und Simulationen können nicht einfach auf unkonventionelle Konfigurationen angewendet werden, da die Methoden dort ihren Gültigkeitsbereich verlieren. Die Tools greifen auf eine Datenbasis zurück, die über lange Zeit gefüllt und optimiert wurde, aber hauptsächlich mit Daten aus Messungen, Untersuchungen und Erfahrungen mit der Standardkonfiguration. Daher darf diese Datenbasis nicht ohne Weiteres extrapoliert werden. Die Luftfahrtindustrie hat demnach ein gesteigertes Interesse an einer Erweiterung ihrer Datenbasis hinsichtlich unkonventioneller Fluggeräte und an der gleichzeitigen Weiterentwicklung von Rechentools.

Aufgrund dieses Interesses hat die Luftfahrtindustrie verschiedene Forschungsvorhaben ins Leben gerufen, um unkonventionelle Konfigurationen zu untersuchen. Dabei besteht allerdings das Problem, dass Flugerfahrungen oder Messdaten von unkonventionellen Fluggeräten wenig oder gar nicht vorhanden sind und bestehende Analysetools nicht angewendet werden können. Es liegt also der Schluss nahe, die bestehende Lücke durch Flugversuche mit unkonventionellen Flugzeugkonfigurationen zu füllen. Eine dafür sinnvolle Methode liegt in der Verwendung skalierteter Modelle dieser Konzepte. Das Projekt *NACRE* widmet sich der Analyse dieser Methode. Im Unterschied zu vielen anderen Projekten (wie *K2020*, *AIRSTAR*, *X48b*) wird keine konkrete Konfiguration untersucht, sondern die Methode an sich. Die Methode basiert auf einem frei fliegenden, skalierten Modell, welches im Flug vermessen wird. Die gewonnenen Daten können - umgerechnet in den Originalmaßstab - verwendet werden. Ziel des Projektes ist es, die Methode auf vielfältige Phänomene hin zu untersuchen, um die Potenziale und die Grenzen von Flugversuchen mit frei fliegenden Modellen herauszuarbeiten. Dafür wird ein Messgerät benötigt, welches den besonderen Anforderungen gerecht wird. Zum einen macht die Analyse von Freiflugversuchen mit Modellen in verkleinertem Maßstab nur Sinn, wenn die Ergebnisse validiert werden können. Das Messgerät sollte demnach in Konfigurationen ähnlich heutiger Verkehrsmaschinen betreibbar sein. Zum anderen sollte das Fluggerät auch in Form eines unkonventionellen Fluggerätes betrieben werden können. Weiterhin kommt hinzu, dass unabhängig von der Konfiguration noch verschiedene Themenfelder untersucht werden sollen wie Flugdynamik, Lärm, Effizienz und so weiter. Das Messgerät muss also sowohl multifunktional als auch

modular aufgebaut werden: multifunktional, um mit unterschiedlichsten Messsystemen, Sensoren oder Zusatzausrüstungen fliegen zu können und modular, um den Testbetrieb in unterschiedlichen Konfigurationen zu ermöglichen und vergleichbare Daten zu generieren. Von einer bekannten Konfiguration startend, können - sich schrittweise davon entfernend - Effekte unkonventioneller Konfigurationen analysiert werden. Die Größe des Gerätes wird dabei von verschiedenen Kriterien bestimmt. Der Skalierungsfaktor sollte so gering wie möglich gehalten werden, um die Übertragbarkeit der Daten zu gewährleisten [36]. Gleichzeitig stellt es einen Vorteil dar, wenn das Fluggerät auch mit herkömmlichen Methoden (zum Beispiel im Windkanal) untersucht werden könnte. Aufgrund dieser Anforderung bildet die Größe der derzeit existierenden und verfügbare Windkanäle eine obere Limitierung der Fluggerätegröße für dieses Projekt.

Die Motivation zum Bau einer generischen Testplattform besteht demnach in der Generierung von Flugdaten unkonventioneller Flugzeugkonfigurationen zur Erweiterung der Gültigkeitsbereiche von Vorentwurfsmethoden. Außerdem soll die Plattform benutzt werden können, um diese Daten einer Validierung zu unterziehen, indem die Messplattform auch in Konfigurationen bestehender Flugzeuge erprobt und mit herkömmlichen Methoden untersucht werden kann.

2.2 Innovative Aspekte des Systementwurfs

Die Idee, skalierte Fluggeräte für die Vermessung im freien Flug zu nutzen, ist nicht neu. Häufig werden diese Art Messgeräte von Forschungseinrichtungen entwickelt, die an der Untersuchung eines bestimmten Phänomens interessiert sind oder von der Luftfahrtindustrie zur Erprobung neuer Konzepte.

Ziel dieses Systementwurfs ist es, eine generische Plattform zu entwickeln, die allgemeine Merkmale eines modernen Transportflugzeuges besitzt, sich also an der Skalierung eines bestehenden Konzeptes orientiert aber auch zukünftige Konzepte widerspiegeln kann. Das Fluggerät soll eine Plattform darstellen, welche zur Analyse unterschiedlichster Phänomene herangezogen werden kann.

Die Multifunktionalität ist der zweite besondere Aspekt, der sich auf den Systementwurf auswirkt. Da das Fluggerät als eine Plattform für die verschiedensten Anwendungsdisziplinen herangezogen werden soll, muss der Systementwurf entsprechende Möglichkeiten zur Anpassung an die jeweilige Messaufgabe vorsehen.

Daraus wird die Anforderung an ein modulares Konzept abgeleitet, wie es in diesem Entwurf umgesetzt wurde. Durch die Modularität werden Freiheitsgrade gewonnen, die in herkömmlichen Systementwürfen nicht vorhanden sind. Die Freiflug-Messplattform wird dadurch im Systemumfang skalierbar und seitens der Konfiguration variabel. Mit Konfiguration ist in diesem Fall nicht nur das aerodynamische Erscheinungsbild, sondern auch die testspezifische Ausstattung mit Elektronik, Sensorik und Aktuatorik gemeint. Durch die Möglichkeit, die Messplattform für ein bestimmtes zu untersuchendes Phänomen mit entsprechender Ausrüstung zu versehen, ist es möglich, das Einsatzfeld des Fluggerätes wesentlich zu erweitern. Daher wird der Begriff "Plattform" verwendet, welche nicht für eine bestimmte Messaufgabe entwickelt wurde, sondern die Basis für Untersuchungen in verschiedenen Themenfeldern darstellt.

Einen besonderen Stellenwert in diesem Systementwurf nimmt die modulare Auslegung des gesamten Flugzeugs ein, angefangen von der Avionik über die Software bis hin zur Struktur. Das Fluggerät wurde zunächst in sinnvolle Teile gegliedert, die später als eigenständige, austauschbare und in sich abgeschlossene Module benutzt werden können. Die Art der Module wird in Kapitel 4 erläutert. Das Grundkonzept dieses modularen Aufbaus sieht zudem vor, dass ein Wechsel dieser Konfigurationen, also ein Austausch der Module, in

kürzestmöglicher Zeit durchführbar sein soll. Im vorliegenden Systemdesign ist das innerhalb von 30 Minuten möglich. Vergleichsflüge verschiedener Konfigurationen können daher in sehr kurzem zeitlichen Abstand erfolgen. Das erhöht die Vergleichbarkeit von Messungen aufgrund minimierter Schwankungen meteorologischer Einflüsse.

Die Plattform wird mit einem besonderen Schnittstellenkonzept ausgestattet, was sich sowohl auf Schnittstellen innerhalb des Systems als auch nach außen zu Peripheriegeräten bezieht. Beides dient der Verwirklichung einer variablen Systemarchitektur. Innerhalb des Systems entstehen dadurch Freiheitsgrade bei der Art und Zusammensetzung von Systemkomponenten, außerhalb eröffnen sich Möglichkeiten zur Erweiterung des Systems.

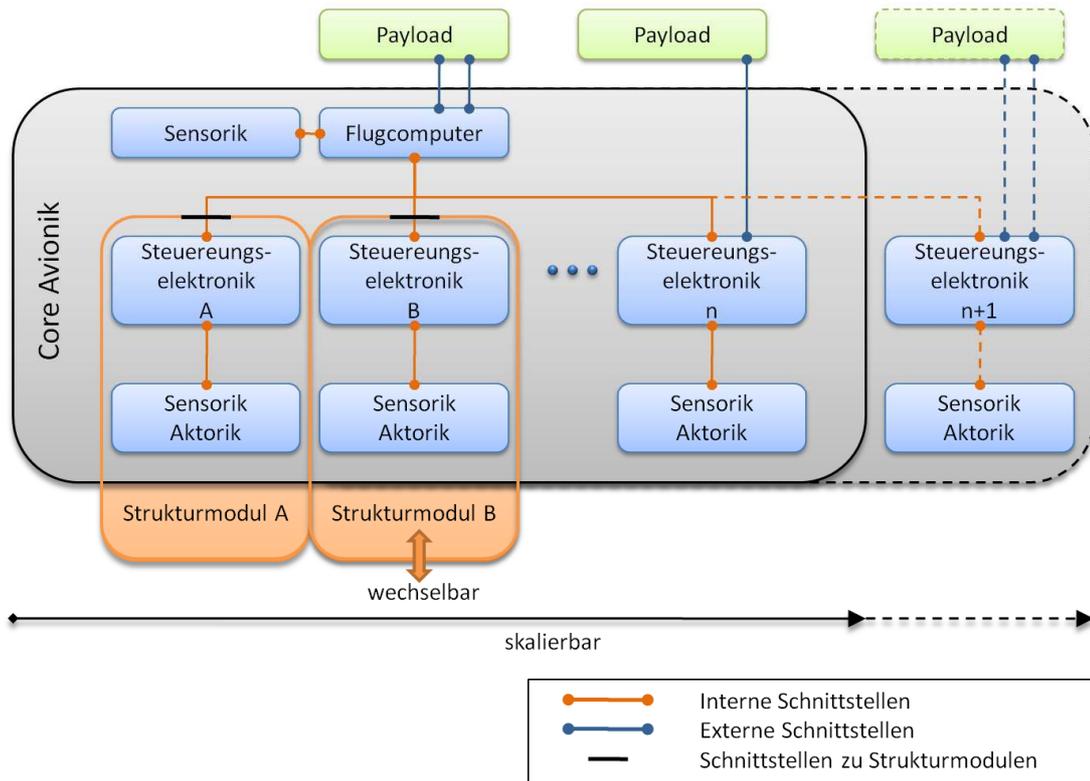


Abbildung 6 Module und Schnittstellen

In Abbildung 6 ist das Prinzip der Architektur dargestellt. Das System bestehend aus dem Hauptrechner und diversen Steuerungsmodulen, die sich in den jeweiligen Struktursegmenten des Fluggerätes befinden (rot hinterlegt), lässt sich zum einen skalieren (rechte Seite), zum anderen modifizieren (durch Austausch von Modulen des Fluggerätes) oder für bestimmte Missionsanforderungen durch Erweiterung mit zusätzlicher Nutzlast konfigurieren (grüne Boxen). Die Anzahl der Steuerungsmodule hängt vom jeweiligen Fluggerät ab.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass durch das modulare Strukturkonzept ein hoher Variationsreichtum bezüglich zu testender Konfigurationen gegeben ist. Die Umrüstzeiten sind durch spezielle Modulschnittstellen sehr kurz. Die Schnittstellen zwischen den Modulen schränken aufgrund ihrer Auslegung die Ausstattung eines Moduls nicht ein.

Das modulare Strukturkonzept, die offene und variable Systemarchitektur, das dezentrale Schnittstellensystem und die Vielzahl von verfügbaren Schnittstellen bilden die Grundlagen für die Multifunktionalität. Dadurch kann die Plattform je nach Testaufgabe mit designierter Technik ausgestattet und somit angepasst werden. Durch den modularen Aufbau der Strukturelemente des Fluggerätes lässt sich die Plattform in verschiedenen aerodynamischen

Konzepten betreiben. Der Einsatz der Plattform ist je nach Ausrüstung in unterschiedlichen wissenschaftlichen Disziplinen wie Aerodynamik, Flugdynamik, Ökonomie oder Ökologie möglich.

3 Problemspezifikation

3.1 Potenzialabschätzung verschiedener Disziplinen für die Freiflugmessungen

Es stellt sich die Frage, welche wissenschaftlichen Disziplinen in Freiflugmessungen untersucht werden können und welche nicht. Aus den Erfahrungen von Windkanälen hat man bereits einige Erkenntnisse gewonnen. Je nach Disziplin ergeben sich verschiedene Anforderungen an die Untersuchungsmethode und nicht jede Methode eignet sich für jedes Phänomen. Es lassen sich bereits innerhalb der Windkanalmessungen Unterschiede aufzeigen. So sind zum Beispiel Windkanalmodelle zur Untersuchung von Trudeleigenschaften sehr klein (Beispiel im Maßstab 1:28 mit einer Spannweite von circa 40 cm in [8]), da sich Messergebnisse dieses Phänomens gut und ohne größere Schwierigkeiten auf den Originalmaßstab übertragen lassen und wenig durch den Skalierungsfaktor beeinflusst werden. Bei Untersuchungen von Derivativen dagegen wird ein größtmögliches Modell und somit auch ein größtmöglicher Durchmesser des Windkanals angestrebt. Untersuchungsergebnisse bei der Bestimmung von Derivativen werden umso verlässlicher, je kleiner der Skalierungsmaßstab ist. Analysen von Triebwerken sind in Windkanälen relativ schwierig, und je nach zu untersuchendem Phänomen wird mit Ersatzmodellen gearbeitet. Bei Lärmuntersuchungen werden die interessierenden Frequenzen oft künstlich hergestellt. Bei Schub- oder Schubstrahluntersuchungen muss mittels Ersatzmotoren (oft elektrisch oder pneumatisch) das verkleinerte Triebwerk angetrieben werden, was zumindest teilweise den Schubstrahl simuliert. Die Untersuchungen laufender Turbinen sind nur in speziell dafür vorgesehenen Kanälen möglich, bei denen das Abgas entweichen kann. Diese Kanäle sind normalerweise keine geschlossenen Systeme (in denen die Luft zirkuliert), sondern die Luft tritt nach der Messsektion ins Freie aus. In derartigen Windkanälen können zum Beispiel keine alternativen Gase eingesetzt werden, um die Mediumeneigenschaften zu variieren. Die Beispiele zeigen, dass je nach Phänomen die Art und Weise der Windkanaluntersuchung angepasst werden muss, und sie zeigen Grenzen dieses Verfahrens auf.

Für Freiflugmessungen wurde zunächst ermittelt, in welchen Bereichen prinzipielle Interessen seitens der Luftfahrtindustrie und Forschung bestehen. Im Projekt *NACRE* stellten Experten eine Liste von sechs Disziplinen zusammen [31], die bezüglich der Untersuchbarkeit in Freiflugmessungen bewertet wurden. Die sechs Disziplinen sind: Laminarität, Flugdynamik, Lärm, Wiederherstellung stabiler Flugzustände, Wirbelschleppenanalyse und Hochauftriebssysteme. Die Auswahl an Disziplinen wurde zum einen als Bereich mit primärem Interesse für zukünftige Luftfahrzeugentwicklung eingestuft, und zum anderen stellt sie teilweise Bereiche dar, in denen Bedarf an der Entwicklung von Testständen und Potenzial gegenüber bereits existierenden Untersuchungstechnologien besteht.

Studien haben gezeigt, dass für drei der Disziplinen zwar Bedarf an neuen Technologien besteht, Freiflugmessungen derzeit jedoch nicht die richtige Lösung darstellen. Dazu zählen:

Laminaritätsuntersuchungen: Man erhoffte sich Messergebnisse mit erhöhter Qualität aus dem Freiflug, da beim Durchfliegen ungestörter Luftmassen ein Potenzial gegenüber den Messungen im Windkanal gesehen wurde. Bei näherer Untersuchung zeigte sich jedoch, dass die Sensoren zur Analyse der Luft und der Fluggerätelege in der geforderten Genauigkeit für Laminaritätsuntersuchungen zu viel Masse für ein fliegendes System mit sich bringen würden. Weiterhin würde ein solcher Versuch nur in absolut ruhiger Luft einen wirklichen Vorteil gegenüber einer Windkanalmessung bieten, was die Portierung der Technologie wegen der wahrscheinlich geringen Nutzbarkeit uneffizient erscheinen lässt.

Analyse von Hochauftriebssystemen: Hochauftriebssysteme müssen untersucht werden, um deren Effektivität und vor allem deren Einfluss auf das Gesamtsystem zu bestimmen. Technisch wäre die Implementierung von funktionierenden Hochauftriebssystemen im verkleinerten Maßstab möglich. Erneut wurde hier die Implementierung oder Verfügbarkeit von Sensorsystemen als Problem eingestuft, um die gewünschten Daten zu vermessen. Diese Systeme wären ebenfalls zu schwer für ein fliegendes Gerät, wenn sie die geforderte Genauigkeit liefern sollen. Qualitative Analysen sind dagegen sehr wohl umsetzbar, wurden aber nicht weiter verfolgt.

Wirbelschleppenanalysen: Die Disziplin wurde ebenso ausgeklammert, da hier als Hauptproblematik die Methodik der Untersuchung von Wirbelschleppen angesehen wird. Stand der Technik ist es, wahlweise im Flug oder in speziell dafür vorgesehenen Einrichtungen am Boden Messungen durchzuführen (zum Beispiel B22). Im Flug werden dafür zwei Fluggeräte hintereinander positioniert. Während eines davon als Generator für Wirbelschleppen genutzt wird, die gewöhnlich durch farbigen Rauch sichtbar gemacht werden, nimmt das andere aus einer sinnvollen Position zumeist optische Messungen vor. Alternativ könnte auch direkt die Wirkung von Wirbelschleppen auf ein nachfolgendes Fluggerät vermessen werden, indem das zweite Flugzeug in die Wirbelschleppe des ersten eintritt. Für einen Freiflugversuch mit unbemannten Fluggeräten steht man somit vor der Problematik der Positionierung beider Fluggeräte zueinander. Sie muss so präzise erfolgen, dass Messungen auf Basis dieser Referenz durchgeführt werden können. Es wurde zwar nicht als unmöglich eingestuft, derartige Messungen unbemannt durchzuführen, jedoch ist der Grad der Komplexität der Vermessung dynamischer Luftmassen für die verfügbare UAV-Technologie sehr hoch.

Von den sechs ursprünglich näher betrachteten Disziplinen verbleiben demnach drei, welche auf der Plattform experimentell untersucht werden sollen: Flugdynamik, Wiederherstellung stabiler Flugzustände und Lärmmessungen.

Flugdynamik: Die Analyse der Flugdynamik von Fluggeräten wird als potenzialreich eingestuft. Während in Windkanälen diese Phänomene nur beschränkt oder statisch analysiert werden können, können im Freiflug vollständige Manöver vermessen werden. Man sieht im Windkanal eher die Möglichkeit, hochgenaue, statische Vermessungen durchzuführen, während im Freiflug dynamische Messungen unter Einfluss aller Systemparameter und physikalischen Kräfte und Beschleunigungen durchführbar sind. Dabei wird die Freiflugmessung nicht als Ersatz, sondern als Ergänzung zu Windkanaluntersuchungen gesehen, da mit beiden Methoden gemeinsam ein breiteres Spektrum abgedeckt werden kann. Speziell wird ein Potenzial in der Untersuchung von Flugabschnitten wie Startphase und Landeanflug gesehen. Diese Abschnitte stellen gemäß ihrer Natur jene mit den höchsten Anteilen an Manövern dar. Speziell Flüge des Originals in geringer Höhe und bei geringen Geschwindigkeiten können durch geeignete Wahl der Versuchsparameter mit reduzierten negativen Skalierungseffekten mit dem Modell nachempfunden werden. Reiseflugbedingungen bei hohen Machzahlen in großer Höhe fallen dagegen weiterhin in den Aufgabenbereich von Windkanaluntersuchungen.

Wiederherstellung stabiler Flugzustände: Ein besonders großes Potenzial wird in allen Messaufgaben gesehen, bei denen ein hohes Risiko für Mensch und Material besteht. Jedes Flugzeugkonzept wird hinsichtlich seines Verhaltens bei katastrophalen Flugzuständen untersucht. Mit Kleinflugzeugen werden die Flugzustände im Rahmen der Zulassung im Flugversuch künstlich herbeigeführt, um nachzuweisen, dass die Konfiguration sich entweder selbst stabilisiert oder durch Pilotenunterstützung zu stabilisieren ist. Diese Art der Freiflugerprobung entfällt im Bereich der Verkehrsflugzeuge vollständig, da sie zu risikobehaftet ist. Mit dem Einsatz frei fliegender, unbemannter Messplattformen ergeben sich

neue Möglichkeiten. Gezielte und systematische Versuche, ein Fluggerät aus einer kritischen Fluglage zu stabilisieren, können zu geringeren Kosten, mit geringerem Gesamtrisiko und mit einem erweiterten Bereich von Beschleunigungskräften durchgeführt werden, ohne dabei Piloten oder andere Crewmitglieder zu gefährden. Die Tests können mit unbemannten Geräten im Normalfall auch mit einer höheren Testrate durchgeführt werden, so dass schneller die gewünschten Daten erzeugt werden können.

Lärmmessungen: Diese Disziplin wird zukünftig als ein immer wichtigeres Aufgabenfeld beim Entwurf und der Konzeptionierung von Fluggeräten angesehen. Der Grund liegt in einer absehbaren, sich ändernden politischen, ökonomischen und ökologischen Situation. Es wird erwartet, dass Lärmemissionen von Flugzeugen quantifiziert werden und Fluggesellschaften in Zukunft finanzielle Belastungen durch hohe Lärmemissionen auferlegt werden. Lärmmessungen werden auf unterschiedliche Weise bereits heute durchgeführt. Von Freiflugmessungen verspricht man sich bessere Ergebnisse, insbesondere bei der Vermessung neuartiger Konzepte im Freiflug. Im Bereich der Lärmabschattung eröffnet sich eine Reihe von Möglichkeiten. Mittels frei fliegender Plattformen, die der Geometrie neuer, lärmärmer Flugzeugkonfigurationen entsprechen, können im Freiflug so genannte *Footprints* erzeugt werden. Die Untersuchung von Lärmausbreitungen innerhalb der Flugzeugstruktur selbst wird dagegen als weniger aussichtsreich angesehen, da nicht der gesamte strukturelle Aufbau skaliert werden kann. Richtet man sein Augenmerk jedoch auf die Ausbreitung bestimmter Frequenzen nach außen, so bieten unbemannte Plattformen einige Möglichkeiten. So kann an Bord durch die Installation einer Lärmquelle gezielt eine gewünschte Frequenz an einem beliebigen Ort am Fluggerät erzeugt werden. Die Ausbreitung beziehungsweise Abschattung dieser Frequenz durch die getroffenen Maßnahmen (wie Geometrien aerodynamischer Flächen, Umstieg auf alternative Antriebskonzepte oder Einsatz neuer Materialien) kann durch den Einsatz bodengebundener Messtechnik (Mikrofon-Felder) evaluiert werden. Der Versuchsaufbau ist dabei identisch mit dem, wie er bei bemannten Fluggeräten angewendet wird. Der Unterschied besteht in den Kosten, die pro Überflug über die Sensorik anfallen und die höhere mögliche Messrate. Ebenso können an einem unbemannten Gerät während der Versuchsreihe Modifikationen vorgenommen werden, was die Erprobung unterschiedlicher Konzepte bei vergleichbaren Bedingungen erlaubt.

3.2 Anforderungsliste

Aus der Art des geplanten Einsatzszenarios lässt sich eine Reihe von Anforderungen ableiten, die an das System gestellt werden. Eine besondere Stellung nimmt die Multifunktionalität ein, da Anforderungen aus verschiedenen Missionszielen in einem Systemdesign vereinbart werden müssen. Es werden auch operative Aspekte, Messtechnik und Sicherheit beleuchtet, da sich hieraus ebenfalls systemdesignrelevante Aspekte ableiten lassen. Die genaue Liste der Anforderungen ist in [13] dargestellt. In den nächsten Abschnitten wird der Fokus auf die Hauptanforderungen gelegt, aus denen sich die komplette Liste ableiten lässt.

3.2.1 Multidisziplinäre Einsatzfelder

Der Einsatz des unbemannten Fluggerätes als Messplattform und für verschiedene Disziplinen ist ein Alleinstellungsmerkmal gegenüber sonstigen Systementwürfen. Das Fluggerät muss eine Flexibilität aufweisen, die über das normale Maß hinausgeht. Aus dem Aspekt der Multifunktionalität lassen sich weitere Anforderungen ableiten.

Um die Plattform für verschiedene Zwecke nutzen zu können, ist eine Variabilität in der Struktur und der Avionik nötig. Das Fluggerät kann dann für die jeweilige Mission vorbereitet werden, sei es durch Umgestaltung der Konfiguration oder durch Implementierung spezieller Nutzlast. Das kann durch einen modularen Aufbau der Plattform erreicht werden. Da es sich

um ein Fluggerät handelt und somit Gewichtsbeschränkungen bestehen, kann das Gerät nicht die Ausrüstung für alle jemals möglichen Missionen tragen, sondern es muss die Möglichkeit gegeben sein, es für die jeweilige Mission umzurüsten. Der damit verbundene Umrüstaufwand muss so gering wie möglich sein. Das erfordert eine offen gestaltete Systemarchitektur, die es erlaubt, Eingriffe in kurzer Zeit vorzunehmen. Für den vorliegenden Systementwurf wurde eine konsequente modulare Gestaltung aller Systeme (Strukturmodule, Avionik und Software) als Forderung aufgenommen, um ein hohes Maß an Freiheitsgraden zu gewinnen.

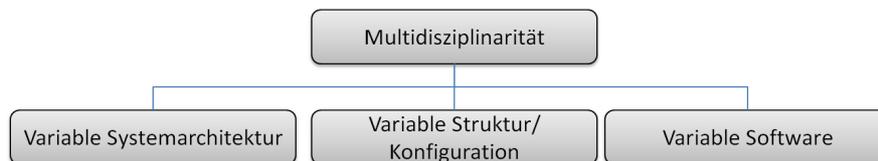


Abbildung 7 Anforderungen abgeleitet aus der Multidisziplinarität

Gleichzeitig sollte die sensorische Grundausstattung der Plattform sehr hoch sein. Bei vielen Missionen werden Daten über den internen Zustand des Fluggerätes benötigt. Daher werden im Systementwurf eine interne Statusüberwachung sowie die Vermessung aller Aktuatoren bezüglich aktueller Position und auftretender Kräfte als Grundausstattung der Plattform vorgesehen.

Das Fluggerät soll zur Demonstration der Multidisziplinarität in den drei oben genannten Bereichen eingesetzt werden. Daher müssen neben der allgemeinen Anforderung, das Gerät in verschiedenen Disziplinen nutzen zu können, auch konkrete - von der jeweiligen Mission abgeleitete Anforderungen - erfüllt sein.

Flugdynamik: Bei Testmissionen im Bereich Flugdynamik müssen die Systemzustände des Fluggerätes sehr genau bekannt sein und permanent gemessen werden. Daher entfallen die meisten sich aus Flugdynamikmissionen ableitenden Anforderungen auf die Qualität und Genauigkeit des Messsystems. Flugdynamikmessungen erfordern die exakte Feststellung der Lagewinkel und Positionen sowie die Bestimmung der translatorischen und rotatorischen Geschwindigkeiten. Das muss mit der maximal möglichen Genauigkeit erfolgen. Die Genauigkeit von Sensoren hängt sehr stark von ihrer Qualität ab, die sich dementsprechend im Preis niederschlägt. Für die Auswertung der Flugtests sind zudem die Eingänge des zu identifizierenden Modells - also die Steuerflächen und der Schub - zu vermessen. Für die Steuerflächen werden Klappenpositionen und Kräfte aufgezeichnet, wogegen der Schub nur indirekt über Drehzahl und Kraftstofffördermenge bestimmt wird. Zudem können je nach Test aktive Systeme implementiert werden, zum Beispiel zur Beeinflussung der Schwerpunktlage oder Trägheiten. Im vorliegenden Entwurf geht es um die Vermessung des Fluggerätes zur Bestimmung der Derivative, was den Einsatz derartiger aktiver Zusatzsysteme vorerst nicht bedingt.

Wiederherstellung stabiler Flugzustände: Die Anforderungen an die Messtechnik sind im Wesentlichen identisch mit denen aus Flugdynamikuntersuchungen. Hinzu kommen in dieser Disziplin Anforderungen, die aus den hohen zu erwartenden Beschleunigungskräften abgeleitet werden. Die Struktur des Fluggerätes muss den extremen Beschleunigungskräften standhalten, die bei Truderversuchen, Steilschleifen oder sonstigen Simulationen kritischer Flugzustände und vor allem bei den dazugehörigen Stabilisierungsmanövern auftreten. Für den Systementwurf lassen sich Anforderungen im Bereich des Triebwerks und Tanksystems ableiten. Das Tanksystem muss Kraftstoff an die Triebwerke auch unter hohen Beschleunigungskräften kontinuierlich und blasenfrei liefern. Dazu muss das Tanksystem so

konstruiert werden, dass es lageunabhängig und bei hohen g-Belastungswechseln zuverlässig funktioniert.

Lärmanalysen: Zur Analyse der Lärmausbreitung und der potentiellen Lärmabschattung ist ein spezielles Missionsequipment notwendig. Hierbei handelt es sich um eine Zusatzausrüstung am Fluggerät, die nur im Falle von Lärmmessungen an Bord installiert wird. Diese Nutzlast muss zum einen Lärm messen und zum anderen Lärm erzeugen können. Da Modelltriebwerke keine skalierte Lärmemission im Vergleich zu Originaltriebwerken besitzen, werden die erforderlichen Frequenzen an Bord künstlich erzeugt. Die spezifische Ausrüstung für Lärmmessungen muss vom Boden gesteuert verschiedene Frequenzen in unterschiedlichen Amplituden erzeugen können. Es ist von Vorteil, wenn die Position der Lärmquelle frei wählbar ist und zwischen verschiedenen Flügen gewechselt werden kann.

Die Qualität der Lärmmessungen wird erheblich gesteigert, wenn das Fluggerät mit einem Einziehfahrwerk ausgestattet ist.

Zusammengefasst lassen sich die Hauptanforderungen für den multidisziplinären Einsatz und den drei exemplarischen Disziplinen wie folgt darstellen:

Multidisziplinarität	variable/ modulare Systemarchitektur
	variabler/ modularer Strukturaufbau
	variable/ modulare Softwarearchitektur
	hohe sensorische Grundausstattung
Flugdynamikuntersuchungen	hochgenaues, inertiales Messsystem
	Zustandsüberwachung der Systemeingänge wie Steuerflächen (Position und Kraftmessung) und Schub
	Vermessung der Luftbedingungen (AoA, AoS, Druck, Temperatur, TAS, Höhe)
Wiederherstellung stabiler Flugzustände	Systemauslegung für hohe Beschleunigungskräfte - insbesondere für das Tanksystem
Lärmmessungen	Ausstattung des Fluggerätes mit spezieller Lärmesstechnik und künstlichen Schallquellen
	Anbindung dieser Zusatznutzlast an die Bodenkontrollstation zur Überwachung/ Steuerung des Experimentes
	Einziehfahrwerk

Tabelle 1 Wesentliche Anforderungen, abgeleitet vom Einsatzzweck

3.2.2 Anforderungen aus operativen Aspekten

Das Fluggerät wird konzipiert, um produktiv und effektiv Messdaten zu liefern. Um vergleichbare Messdaten zu gewinnen, müssen Vergleichsflüge verschiedener Konfigurationen unter ähnlichen meteorologischen Bedingungen, also möglichst am gleichen Tag in kürzestmöglichen Abständen geflogen werden.

Bei Messflügen stellt sich die Frage nach der zur Verfügung stehenden Messzeit. Das Fluggerät muss genügend Flugzeitreserven besitzen, um Start, Landung und ein Messflugprogramm absolvieren zu können. Dazu kommen Flugzeiten, um Inertialbedingungen des geplanten Tests herzustellen, wie etwa die korrekte Ausgangshöhe oder das Anfliegen eines Startpunktes einer definierten Messstrecke. Weiterhin müssen Flugzeiten berücksichtigt werden, die zwischen zwei Messungen liegen und dazu dienen, erneut die korrekte Anfangsbedingung zu erreichen. Letztlich muss noch eine Reservezeit eingeplant werden. Beim Systementwurf muss sichergestellt werden, dass insgesamt genügend Testzeit zur Verfügung steht.

Das Fluggerät soll manuell und automatisch gesteuert werden können. Vor allem aus dem teilweise manuellen Flug ergeben sich einige Anforderungen zur Kontrollierbarkeit,

Flugdynamik und Geschwindigkeit des Fluggerätes. Der Betrieb der Plattform muss unter Sichtbedingungen und in einem definierten begrenzten Flugraum möglich sein. Start und Landeeigenschaften müssen so ausgelegt werden, dass das Fluggerät manuell gestartet und gelandet werden kann.

Um aussagekräftige Messreihen zur Verfügung zu stellen ist es notwendig, reproduzierbare Tests durchzuführen. Flugversuche sollen daher bevorzugt automatisch geflogen werden. Das bedingt den Einsatz einer automatischen Flugsteuerung. Durch den Einsatz eines Autopiloten können Tests systematisch geflogen und mit identischen Systemeingaben mehrfach wiederholt werden. Über die automatische Flugsteuerung können zudem Anfangsbedingungen in einem engeren Toleranzband vorgegeben werden. Der Pilot sollte dabei in der Lage sein, jederzeit die Kontrolle über das Fluggerät zu übernehmen.

Vergleichsflüge sollen mit verschiedenen Konfigurationen in kurzen Zeitabständen durchführbar sein. Daher müssen Konfigurationswechsel sehr schnell ausgeführt werden können. Für dieses Fluggerät wurde eine Umrüstzeit von 30 Minuten festgelegt. In dieser Zeit soll es möglich sein, jedes Modul des Fluggerätes durch ein Alternatives zu ersetzen. Die Schnittstellen zwischen verschiedenen Modulen müssen standardisiert und nach dem *Plug and Play*-Prinzip ausgelegt werden.

Um die Bedienung auf dem Flugfeld zu erleichtern und Fehlerquellen zu vermeiden, muss ein einfaches und sicheres Bedienkonzept entwickelt werden. Die Bedienung des Fluggerätes soll über *Human Interface Boards* erfolgen, über die Softwareupdates eingespielt und Daten ausgelesen werden, Triebwerke bedient oder das System hoch- und heruntergefahren werden kann.

In der folgenden Tabelle sind die wichtigsten Anforderungen aus operativen Aspekten zusammengestellt.

Testprozedere	ausreichend Messzeit
	Sicherheitsgewinn durch Bedienkonzepte/ Checklisten
	Bedienung über <i>Human Interface Boards</i>
manuelle Flugsteuerung	Flugdynamik ausgelegt für manuelle Steuerung
	Geschwindigkeitsbereich an Sichtbarkeit und verfügbaren Flugraum angepasst
	gutmütige Langsamflugeigenschaften für manuelle Starts und Landungen
Reproduzierbarkeit von Flugtests	automatische Flugsteuerung
	automatisches Herstellen inertialer Testbedingungen
	automatische Testprogrammabläufe
Vergleichsflüge verschiedener Konfigurationen	Umrüstzeit auf 30 Minuten beschränkt
	<i>Plug and Play Interface</i> -Konzept
Produktives und effektives Erzeugen von Messdaten/ <i>geringe Round trip time</i>	schnelles Auslesen der Daten
	geringe Flugvorbereitungszeiten
	kurze Betankungszeiten

Tabelle 2 Wesentliche Anforderungen, abgeleitet aus operativen Aspekten

3.2.3 Messtechnik, Messgenauigkeiten und Datenraten

Beim Einsatz der Messtechnik in der Plattform geht es vorrangig darum, die maximal mögliche Genauigkeit während eines Testfluges zu erzielen. Im Falle eines begrenzten Budgets ist das jedoch der limitierende Faktor.

Einflussmöglichkeiten liegen vor allem in der Datenrate, Aufzeichnungsart und Auswahl der aufgezeichneten beziehungsweise zu vermessenden Größen.

Die Datenrate wird auf 100 Hz festgelegt. Diese Forderung stellt ebenso ein Kompromiss zwischen dem technisch Möglichen und dem mit dem Budget Umsetzbaren dar. Die Rate liegt im Vergleich zu am Markt verfügbaren Flugmanagementsystemen sehr hoch. Käufliche Flugmanagementsysteme, die innerhalb des Budgets liegen, liefern zum aktuellen Zeitpunkt Aufzeichnungsraten zwischen 5 und 30 Hz.

In die Datenaufzeichnung sollen zum einen alle Sensorsignale und zum anderen interne Zustände der Software abgelegt werden. Bei der Nachbearbeitung von Flugdaten ist nicht nur die Auswertung der Missionsdaten möglich, sondern es kann auch der Status des Fluggerätes zu jedem Zeitpunkt nachvollzogen werden. Zudem enthält der Datenlog alle navigationsrelevanten Daten des Autopiloten.

Der Datenspeicher soll keine Limitierung der verfügbaren Flugzeit darstellen. Die Daten sollen in einem Format abgelegt werden, das mit beliebiger Auswertesoftware bearbeitet werden kann.

Die Auswahl der Sensoren soll dem Nutzer überlassen bleiben und nicht Systembedingt vorgeschrieben sein.

3.2.4 Sicherheit

Der Sicherheitsaspekt stellt ein wichtiges Element im Systemdesign dar. Die Flüge sollen in Sperrgebieten stattfinden, um die Auswirkung zulassungsrelevanter Aspekte für das Fluggerät zu minimieren. Dazu muss sichergestellt werden, dass das Gerät unter keinen Umständen das Sperrgebiet verlässt. Dies erfordert die Implementierung einer Flugabbruchsteuerung kombiniert mit einem Bergesystem. Weiterhin ist der Einsatz redundanter Systeme in den Bereichen der Flugabbruchsteuerung, Kommunikation, Systemüberwachung und der mechanischen Auslösung des Bergesystems zwingend erforderlich. Gleichzeitig können die Anforderungen an andere Systeme entspannt werden, da das unbemannte Fluggerät innerhalb einer Sperrzone nicht unter allen Fehlereinflüssen weiteroperieren können muss, sondern am Fallschirm geborgen werden kann.

Der Flug muss über die Flugabbruchsteuerung zu jedem beliebigen Zeitpunkt unterbrochen werden können. Dazu ist es notwendig, die unterlagerten Systeme bis hin zur Anzahl der Auslösemöglichkeiten redundant auszulegen.

Der Flug muss auch dann terminiert werden können, wenn keine Verbindung zum Bedienpersonal am Boden besteht. Das Fluggerät muss diesen Fall selbständig erkennen und das Flugabbruchsignal automatisch setzen.

Eine besondere, den Bodenbetrieb betreffende Maßnahme soll getroffen werden, um eindeutig den Bodenbetrieb vom Flugbetrieb zu unterscheiden. Mittels dieser Maßnahme soll verhindert werden, dass durch Bedienfehler gefährliche Situationen während des *Groundhandlings* auftreten, wie unbeabsichtigtes Auslösen des Bergesystems, Starten von Triebwerken oder Einfahren des Fahrwerkes. Ein Beispiel für derartige Unfälle ist in [24] beschrieben, bei der ein Kunstflugpilot durch ein versehentlich am Boden gezündeten Schleudersitz sein Leben lässt.

Das Fluggerät darf den Luftraum nicht verlassen.	Ein Flugabbruchsystem muss implementiert werden.
	Ein Bergesystem muss implementiert werden.
Der Flug muss jederzeit unterbrochen werden können.	redundante Systeme im Bereich der Generierung, Übertragung, Auswertung und Ausführung des Flugabbruchsignals
Der Flug muss auch unterbrochen werden können, wenn kein Kontakt zum Fluggerät besteht.	Das Fluggerät muss den Fall des totalen Kontaktverlustes zum Bedienpersonal detektieren und das Flugabbruchsignal selber generieren und ausführen.
Sicherheit beim <i>Groundhandling</i>	Ein Mechanismus muss implementiert werden, um das <i>Groundhandling</i> zu detektieren und durch Restriktionen zu sichern.

Tabelle 3 Wesentliche Anforderungen, abgeleitet aus Sicherheitsaspekten

3.2.5 Weitere Anforderungen

Letztlich unterliegt die Entwicklung und der Bau der Freiflug-Messplattform einem Projektrahmen mit definierten zeitlichen Grenzen und Budgetlimitierungen. Weiterhin kommen Randbedingungen aus den zur Verfügung stehenden Fertigungsmöglichkeiten, Werkstätten und Teamfähigkeiten dazu, die aufgrund der internationalen Zusammensetzung des Teams und der Leistungsfähigkeit der involvierten Partner jedoch wenig Restriktionen auf das Gesamtvorhaben ausübten. Die wichtigste systementwicklungsbestimmende Randbedingung bildete der dem Projektteam zur Verfügung stehenden Windkanal des polnischen Partners *Airforce Institute of Technology*. Die Größe der Testsektion dieses Windkanals wirkte sich maßgeblich auf die Dimensionierung des Fluggerätes aus und führte zu einer Spannweitenbeschränkung von circa vier Metern.

Die in diesem Kapitel erläuterten Anforderungen sind eine Zusammenfassung der wichtigsten Anforderungen an die Messplattform. Die gesamte Liste wird in [13] dargestellt.

4 Konzepterstellung

4.1 Durchgängiges Modularitätskonzept

Der Systementwurf der Messplattform folgt zwei Leitlinien: Modularität und Multifunktionalität. Diese Leitlinien ergeben sich aus dem Einsatzzweck der Plattform zum einen zur Gewinnung von Flugdaten unkonventioneller Konfigurationen in verschiedenen Themenfeldern und zum anderen zur Analyse des Potenzials von Freiflugversuchen mittels skaliertes, frei fliegender Modelle. Die Anforderungen des multidisziplinären Einsatzbereiches sind nur mit einer hohen Variabilität im Gesamtsystem zu erreichen. Das betrifft alle Bereiche: Struktur, Avionik und Steuerungssoftware bis hin zu den Test- und Entwicklungseinrichtungen. Daher wird ein konsequenter, modularer Ansatz bei der Konzeptionierung und Entwicklung aller Systemarchitekturen verfolgt.

4.2 Struktur

Das Ziel des Entwurfes ist es, ein Fluggerät zu konstruieren, welches mit minimalem Aufwand umgerüstet und so in verschiedenen Konfigurationen betrieben werden kann. Dazu wird zunächst die Struktur des Fluggerätes in sinnvolle Segmente unterteilt:

- Rumpfnase,
- Zentralstück,
- Flügelanschlusselement,
- Heck und
- Flügel.

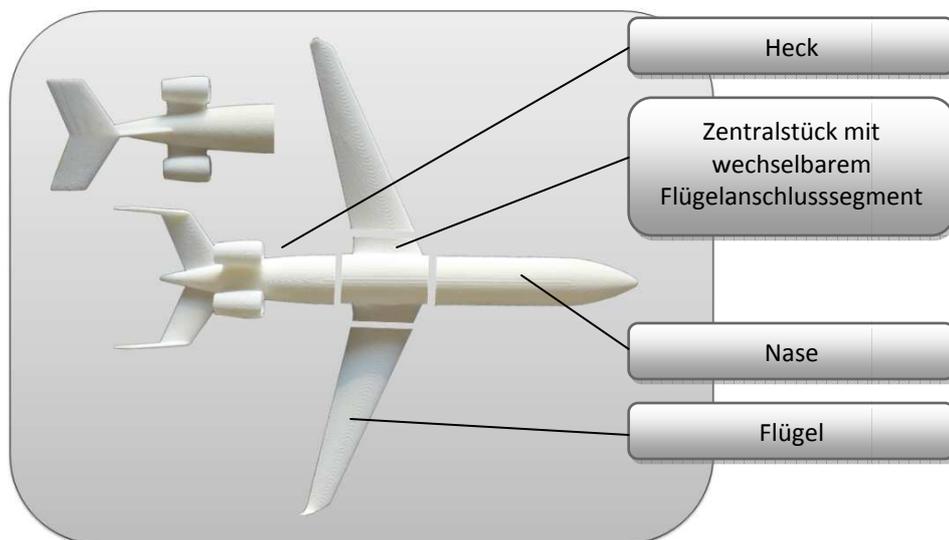


Abbildung 8 Strukturmodule der generischen Plattform

Die strukturellen Schnittstellen sind so gewählt, dass jedes Modul ausgewechselt werden kann, ohne dass dabei andere Module betroffen sind. Beim Wechsel eines Moduls können konfigurative Änderungen vorgenommen werden. Einige der Möglichkeiten seien hier genannt:

Modul	Freiheitsgrade
Rumpfnase	Verlängerung oder Verkürzung des Rumpfes Zusätzliche Steuergeometrien (Canards) Fahrwerksparameter

Zentralstück	Mit der Lage des Zentralstücks wird die Flügelwurzelposition definiert. Über Zusatzsegmente in Richtung Rumpfnase oder Heck wird die Rumpflänge beeinflusst
Flügelanschlusssegment	Profil des Flügels Pfeilung des Flügels (bis hin zu vorwärtsgepfeilten Konfigurationen)
Heck	Beeinflussung von Leitwerkskonfigurationen Antriebskonzepte
Flügel	Profil Pfeilung Steuerflächenkonzept Antriebskonzept

Tabelle 4 Freiheitsgrade durch Strukturmodule

Weiterhin bietet die Plattform die Möglichkeit, Module eines Typs für unterschiedliche Testanforderungen mit unterschiedlicher Sensorik auszurüsten.

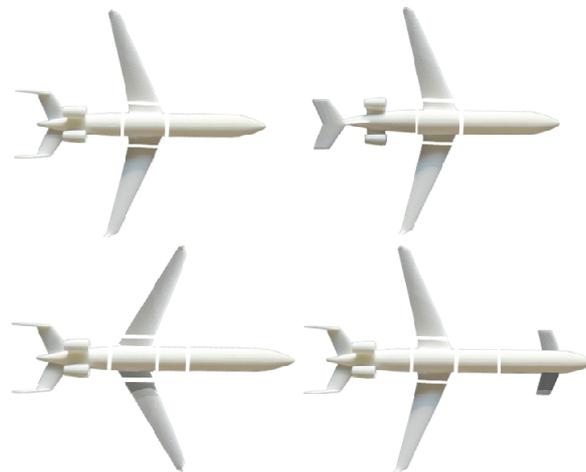


Abbildung 9 Ausgewählte Beispiele für Variationsmöglichkeiten der Plattformkonfigurationen (U-Leitwerk links oben; T-Leitwerk rechts oben; Vorwärtsgepfeilt mit veränderter Flügelanschlussposition links unten; Canard-Konfiguration mit Rumpfverlängerung rechts unten)

In Abbildung 9 sind die für diesen Projektrahmen geplanten Konfigurationen gezeigt (oben) sowie zwei von weiteren vielen möglichen Konfigurationen (unten), die mit der Plattform getestet werden können. Im Falle von Tests mit speziellen Anforderungen an ein bestimmtes Modul muss dieses dafür hergestellt beziehungsweise ein vorhandenes entsprechend umgerüstet werden.

Innerhalb der Entwicklung der Plattform werden nicht alle denkbaren Varianten umgesetzt, sondern es wird das Funktionsprinzip des Modularitätskonzeptes mittels zweier auswechselbarer Leitwerkstypen gezeigt, anhand derer exemplarische Lärmessungen durchgeführt werden.

4.3 Avionik

Aufgrund der geforderten Multifunktionalität und des modularen Aufbaus des Gesamtsystems wird eine dezentrale Architektur der Avionik vorgesehen. Der Grundaufbau der Avionik sieht den Einsatz eines Hauptrechners und ergänzend dazu Steuerungsmodule vor. Die Hauptaufgaben des Flugcomputers sind auf der Elektronikeinheit des Hauptrechners zusammengefasst. Dazu zählen Datenaufzeichnung, Kommunikationsalgorithmen, Autopilot und automatische Testprogramme sowie Sicherheitsalgorithmen. Der Hauptcomputer wird durch Steuerungsmodule ergänzt, die die Kommunikation mit den Aktuatoren und Sensoren

des jeweiligen Moduls übernehmen und die Daten bidirektional mit dem Hauptrechner austauschen. Durch diesen modularen Aufbau werden die Skalierbarkeit und eine hohe Flexibilität erreicht. Die Steuerungsmodule sind in dem jeweiligen Strukturmodul platziert und übernehmen modulspezifische Aufgaben. Die Steuerungsmodule sind ebenfalls mit leistungsfähigen Prozessoren ausgestattet, so dass auch komplexe spezifische Prozesse direkt im jeweiligen Strukturmodul ausgeführt werden können. Dazu zählen unter anderem Fahrwerkssequenzsteuerung, Sicherheits- und Überwachungsalgorithmen, Triebwerkssteuerung, Aktuatorsteuerung und -mischung. Wird ein bestimmtes Modul getauscht, wird gleichzeitig das dazugehörige Steuerungsmodul gewechselt, da sich dieses, wie oben beschrieben, darin befindet. Für die Avionik bedeutet das, dass die notwendige Umrüstung der Steuerungshardware beziehungsweise der Steuerungssoftware automatisch mit erfolgt.

Die Unterteilung des Fluggerätes in austauschbare Segmente und die Anforderung an kurze Umrüstzeiten setzen ein besonderes Schnittstellenkonzept voraus. Zwischen den Strukturmodulen werden standardisierte Schnittstellen verwendet. Die Module sind standardmäßig mit Strom- und Datenschnittstellen ausgestattet. Die Anzahl von Verbindungen wird drastisch reduziert, da Informationen über ein Bussystem übertragen werden. Das Bussystem ermöglicht eine hohe Variabilität in der Art und Anzahl der zu übertragenden Daten bei gleichzeitiger Reduktion der dafür notwendigen Steckverbinder in der Strukturschnittstelle. Aufgrund der Flexibilität dieser Informationsschnittstelle herrscht hohe Freiheit bei der Art und Anzahl der im Modul verbauten Aktuatoren und Sensoren. Es können auch eigenständige Nutzlastkomponenten im Modul verbaut werden, wie es im vorliegenden System in der Hecksektion mit einem speziellen Lärmesscomputer realisiert wurde. Werden neue Struktursegmente mit anderer Ausstattung projektiert (zum Beispiel mit zusätzlichen Sensoren), bietet die Datenschnittstelle (CAN Bus) hinreichend Variabilität, da entsprechende Zusatzpakete in das Kommunikationsprotokoll hinzugefügt werden können. Zu der Datenverbindung kommen bei jeder Modulschnittstelle die getrennten Stromversorgungen für Aktuatoren und Elektronikkomponenten. In besonderen Fällen kann die Modulschnittstelle noch um spezielle Anschlüsse erweitert werden, wie es im Falle der Hecksektion erforderlich ist. Hier sind zusätzlich zu den Standardanschlüssen noch Verbinder für Kraftstoff und Notfallsysteme implementiert.

Wie eingangs erwähnt, wird das modulare Konzept auch innerhalb des Systems weitergeführt. Zwischen allen im Fluggerät verwendeten Systemen und Subsystemen werden definierte Schnittstellen eingesetzt. Die Systemarchitektur basiert auf einer variablen Systemzusammensetzung, die es zum einen zulässt, weitere Subsysteme hinzuzufügen oder zum anderen, bestehende Subsysteme durch alternative auszutauschen.

Diese Variabilität in der Systemarchitektur wird weiterhin dadurch unterstützt, dass jedes Steuerungsmodul (*CSM* siehe Kapitel 6.2.3) Systemein- und -ausgänge anbietet, an die zusätzliche Subsysteme angeschlossen werden können. Durch diese dezentralen Anschlussmöglichkeiten werden wiederum aufwändige Rekonfigurationen bei Systemerweiterungen vermieden. Zusatzsysteme werden an der nächstgelegenen Steuerungseinheit angeschlossen und die weitere Kommunikation erfolgt über das Bussystem. Die Daten stehen dann jedem anderen Subsystem sowie dem Hauptrechner zur Verfügung.

Die eingangs erwähnte Skalierbarkeit des Systems ist durch eine variable Anzahl an Steuerungsmodulen gewährleistet. Die Anzahl der verwendeten *CSM*-Platinen beeinflusst direkt die Anzahl der verfügbaren Systemein- und -ausgänge. Die Anzahl der Steuerungseinheiten kann je nach Systemanforderungen angepasst werden.

Fallbeispiel Systemerweiterung:

Werden für eine Flugmission zusätzlich zu den bereits verbauten Sensoren nutzlaster-spezifische Sensoren benötigt, so können diese an das System angeschlossen werden. Das System bietet dafür mit den im Fluggerät verteilten Steuerungsmodulen eine große Anzahl von Schnittstellen.

Die Bereitstellung der richtigen Anzahl an Schnittstellen wird durch Variation der Anzahl der Steuerungsmodule erreicht. (Abbildung 6 - externe Schnittstellen und Systemerweiterungen auf der rechten Seite)

Fallbeispiel Systemanpassung:

Sofern für einen Versuch ein ganzes Subsystem umgestaltet werden muss, so kann das mit den zwischen den Subsystemen verwendeten standardisierten Schnittstellen realisiert werden. Daher können sämtliche Sensoren, Aktuatoren oder Kommunikationseinrichtungen durch alternative Systeme ausgewechselt werden, da auch diese Systeme über Standardschnittstellen verfügen. So könnte zum Beispiel das Antriebssystem, welches aktuell mit Modelltriebwerken mit Strahlleistung ausgestattet ist, auf Wellenleistungstriebwerke zur Anbindung von *Open Rotor*-Konzepten umgestellt werden. (Abbildung 6 - interne Schnittstellen zu Sensoren und Aktuatoren)

Das Konzept für die Avionik sieht ein dezentrales Flugmanagement- und Steuerungssystem vor, welches durch einen modularen Aufbau im besonderen Maße Flexibilität und Skalierbarkeit bietet. Die Forderung nach kurzen Umrüstzeiten verschiedener Konfigurationen wird erfüllt.

4.4 Automatische Flugsteuerung

Ein wesentlicher Bestandteil des Flugmanagementsystems ist die automatische Flugsteuerung. Bei der Entwicklung des Autopiloten hat die modulare Auslegung des Fluggerätes einen besonderen Einfluss. Die hohe Flexibilität des zu regelnden Systems setzt eine ebenso hohe Flexibilität des Autopiloten voraus. Dafür wird eine kaskadierte Reglerstruktur vorgesehen. Die einzelnen Regler liegen in Form von Modulen vor, die je nach Anforderung angepasst oder getauscht werden können. Die Entwicklungsumgebung des Autopiloten ist Matlab/Simulink, was eine leichte Implementierung neuer Konzepte ermöglicht.

Im Autopiloten sind Softwareschalter vorgesehen, die es ermöglichen, implementierte Module je nach Bedarf zu aktivieren, zu deaktivieren oder in unterschiedlichen Konfigurationen zu kombinieren. Damit kann nach dem Umrüsten von Strukturelementen bei Bedarf der Autopilot durch Softwareschalter umkonfiguriert werden. Das kann wahlweise automatisch oder manuell durch das Aufspielen eines entsprechenden Parameterfiles erfolgen.

Das Parameterfile enthält zudem sämtliche für den Autopiloten relevanten Parameter. Der Autopilot kann darüber konfiguriert und optimiert werden. Es beinhaltet sowohl alle Reglerparameter als auch navigationsrelevante Parameter.

Der Autopilot unterstützt das Ausführen automatisierter Flugversuche, wobei vordefinierte Funktionen als Systemeingaben abgerufen werden können. Diese Funktion wird für flugdynamische Vermessungen benötigt, bei der über Testfunktionen die Systemantworten vermessen werden. Der Autopilot ist dafür mit Signalgeneratoren ausgestattet, die über Parameterlisten definiert werden können. Für Flugversuche steht eine bereits vorgefertigte Bibliothek an Testmanövern bereit, welche jedoch bei Bedarf erweitert werden kann.

Es wird die Umschaltbarkeit von Steuerkonzepten zur Laufzeit vorgesehen. Es ist möglich, zur Simulation besonderer Zustände (zum Beispiel Simulation von Aktuatorausfällen) die entsprechenden Aktuatoren zeitweilig mit gesonderten Übertragungsfunktionen zu belegen. Derartige Funktionen können manuell oder automatisch aufgeschaltet werden.

Die automatische Flugsteuerung kann unabhängig von dem aktuellen Zustand zu jedem beliebigen Zeitpunkt abgeschaltet und das Fluggerät manuell gesteuert werden. Dadurch wird sichergestellt, dass zum Beispiel ein Versuch zur automatischen Generierung kritischer Flugzustände jederzeit abgebrochen werden kann. Auch während des Einstellverfahrens des Autopiloten stellt das Umschalten auf manuelle Steuerung einen Sicherheitsgewinn dar.

4.5 Boden-Kontrollstation

Ein unbemanntes Fluggerät wird, wie auch in diesem Fall, durch eine Boden-Kontrollstation ergänzt. Die Bodenstation umfasst dabei alle bodengebundenen Steuerelemente, Kommunikationseinrichtung sowie Wartungs-, Start- und Landeausrüstung. Ein wesentlicher Bestandteil der Bodenstation dieses Gerätes ist der bodengebundene Teil des Missionsequipments. Zur Bodenstation zählen alle Ausrüstungsgegenstände, die zur Steuerung und Überwachung des Fluggerätes und der Mission notwendig sind. Dazu gehört neben den Hardwarekomponenten auch die eigentliche Kontrollstation mit entsprechender Software.

Die ortsfeste Ausrüstung kann ebenso wie das Fluggerät flexibel an die jeweilige Mission angepasst werden. Neben zusätzlichen Sensoren, die für einen designierten Test am Boden installiert werden können, ist vor allem eine erweiterte Variabilität in der Bodenstationssoftware gefordert. Die Bodenstations-Software folgt im vorliegenden Systemdesign ebenso einem modularen Konzept. Die Software ist in zwei Ebenen gegliedert. In der ersten Ebene wird die Kommunikation mit dem Fluggerät ausgeführt. Die Daten werden zum Versenden in entsprechende Pakete unterteilt und über ein Prioritätensystem mit dem fliegenden Gerät ausgetauscht. Gleichzeitig empfängt dieser Teil der Software die Informationen des Fluggerätes und teilt die erhaltenen Informationen in verschiedene Gruppen auf.

Die zweite Ebene besteht aus dezentral laufenden Applikationen, die auf demselben Rechner oder auf einem per Netzwerk angeschlossenen PC laufen können. Jede dieser Applikationen stellt eine vollständige Benutzeroberfläche der Bodenstation dar. Es können je nach Bedarf bis zu zwanzig derartiger Benutzeroberflächen gestartet und auf verschiedenen Monitoren verteilt angezeigt werden. Die Bodenstation wird so eingerichtet, dass auf jedem Monitor standardmäßig eine bestimmte "Seite" der Bodenstation dargestellt wird. Für den normalen Betrieb werden folgende Seiten benötigt:

- Moving Map: Darstellung der Position des Fluggerätes auf einer georeferenzierten Karte, Darstellung der wichtigsten navigationsrelevanten Daten wie künstlicher Horizont, Höhe, Geschwindigkeit, Steuerungsmodi, etc.,
- Internal State Monitoring: Darstellung aller internen Statusinformationen des Fluggerätes wie: Antriebsdaten, Stromversorgungsdaten, GPS-Status, Luftdatensondenstatus, etc.,
- Datenlog: Kontrollpanel für den Datenlog,
- Statusübersicht: Panel mit der Gesamtübersicht aller Systeme und Darstellung von Warn- oder Fehlermeldungen,

Diese Seiten werden auf mehrere Monitore verteilt. Jedes Display kann von einem Operator bedient beziehungsweise beobachtet werden, um den Flug zu überwachen. Jeder Operator kann bei Bedarf auf jede andere Informationsseite der Bodenstation wechseln. Das ist zum Beispiel im Falle von Fehlermeldungen möglich, da die Bodenstation zusätzlich zu den Hauptseiten noch weitere Informationen zu Subsystemen darstellen kann, die jedoch nicht permanent dargestellt werden müssen.

Die Bodenstation soll auch für die Steuerung und Überwachung von Experimenten und Flugmissionen genutzt werden können. Dazu wird sie mit zusätzlichen Seiten ausgestattet.

Diese Seiten können in Vorbereitung einer Mission mit spezifischen Informationen versehen werden, sei es mit Information aus dem Pool vorhandener Informationen des Fluggerätes oder mit Information, die von der Nutzlastausrüstung des Fluggerätes zur Verfügung gestellt werden. Bei der Durchführung von Experimenten ist so gewährleistet, dass die jeweiligen Experten der aktuellen Testdisziplin über ein designiertes Bodenstationsterminal verfügen, online Informationen über den Zustand des Experimentes abrufen können, die Daten schon während des Fluges bewerten und bei Bedarf in das Testprogramm eingreifen können. Wird eine Messreihe zum Beispiel als nicht optimal eingeschätzt, besteht die Möglichkeit, das zu erkennen und diese direkt zu wiederholen.

In der vorliegenden Umsetzung der Bodenstation wird für die exemplarische Mission der Lärmvermessung des Fluggerätes eine entsprechende Seite nach den Vorgaben der involvierten Akustikexperten implementiert. Von dieser Seite aus ist es möglich, die Zusatzelektronik zur Lärmvermessung zu steuern, Parameter zu variieren und Datenlogs anzulegen.

Das Bodenstationskonzept erfüllt in erster Linie Standardaufgaben einer Boden-Kontrollstation. Sie ist jedoch im Vergleich dazu modular gestaltet, so dass je nach Flugmission die dazu notwendigen Informationen in der jeweiligen Art und Anzahl von Terminals zur Verfügung gestellt werden können. Darüber hinaus kann die Station durch die Implementierung zusätzlicher Seiten erweitert werden, um auf mögliche, neue Ausrüstungskonfigurationen des Fluggerätes reagieren zu können.

4.6 Prozesskette und Entwicklungsumgebung

Ein Teil des Entwurfsprozesses des Gesamtsystems ist die Zusammenstellung geeigneter Entwicklungs- und Testwerkzeuge. Diese Toolkette besteht aus Matlab/Simulink-Werkzeugen zur Entwicklung der *Onboard*-Software sowie aus diversen Testprogrammen, die mittels Labview umgesetzt wurden. Für Gesamtsystemtests wird eine Flugsimulation hinzugenommen, um *Hardware in the Loop (HIL)*-Simulationen aufbauen zu können.

Für die Tests von Einzelkomponenten wie Elektronikmodule, Softwaremodule oder Sensoren und Aktuatoren werden Labview-Applikationen erstellt, die es ermöglichen, jede einzelne Funktion beziehungsweise die Kommunikation über Schnittstellen zu überprüfen.

Nachdem jedes Subsystem in sich getestet wurde, müssen die Komponenten in einem *HIL*-Aufbau gemeinsam geprüft werden. Dazu wird ein so genannter *Iron Bird* aufgebaut, auf dem jeder Sensor und jeder Aktuator so implementiert ist, wie er später im Fluggerät verwendet wird. Zudem ist die Steuerungs- und Kommunikationselektronik installiert. Der *Iron Bird* ist im Maßstab 1:1 aufgebaut, wodurch es möglich wird, auch Effekte der Verkabelung oder Kraftstoffleitungslängen zu analysieren. Der *Iron Bird* wird mit funktionsfähigen Steuerflächensimulatoren ausgestattet, die Lasten auf Aktuatoren aufbringen können. Diese künstlichen Steuerflächen werden mechanisch so mit den Aktuatoren verbunden, dass identische Momentenverläufe (zum Beispiel Verknieungseffekte) wie bei der endgültigen Installation im Fluggerät entstehen. Da die künstlichen Steuerflächen zunächst ohne aktive Krafteinleitung ausgelegt werden, beschränkt sich die Simulation auf statische Lasten.

Zur Entwicklung, Einstellung und Verifikation der automatischen Flugsteuerung wird eine Flugsimulation herangezogen. Der Simulator ist ein *COTS*-Produkt (*X-Plane*). Er verfügt über ein eigens erstelltes Modell des Fluggerätes, welches zudem mit Daten aus Windkanalmessungen erweitert wird. Die Daten liegen auf der Basis eines *Full Scale*-Windkanalversuchs vor.

Der Gesamtaufbau der *Hardware in the Loop*-Simulation besteht aus dem vollständig ausgestatteten *Iron Bird*, welcher über eine Schnittstelle an die Flugsimulation angeschlossen ist. Über diese Schnittstelle werden die Daten aus der Flugsimulation an das *Onboard*-

Flugmanagementsystem übertragen und dabei so aufgewertet, dass die Daten den Formaten, Genauigkeiten und Datenraten der jeweiligen Sensoren für die verwendete Messgröße entsprechen. Der Flugsimulator generiert dabei die Reaktionen des physikalischen Flugzeugmodells, während im Flugrechner die Prozesse für die automatische Flugsteuerung, Stabilisierung und Aktuatorenmischung ablaufen. Durch diese Gesamtsystemsimulation lassen sich alle *Onboard*-Softwaremodule sowie die meisten Hardwarekomponenten testen und validieren. Davon ausgenommen sind Sensoren wie die inertielle Messeinheit oder das GPS, welche erst bei Taxitests beziehungsweise Flugtests eigene Daten generieren können. Bis dahin wird mit simulierten Verhaltensmodellen der Sensoren gearbeitet.

Eine besondere Stellung nimmt die Entwicklung des Autopiloten ein. Die automatische Flugsteuerung wird Teil des kompilierten C-Codes, der auf den Prozessor des Hauptrechners aufgespielt wird. Dieser Vorgang nimmt einige Zeit in Anspruch. Sie wirkt sich negativ während eines Entwicklungsprozesses aus, bei dem Parameter oder Reglerarchitekturen häufig zur Erprobung gewechselt werden müssen. Zudem besteht beim Ausführen des kompilierten Codes auf der Zielhardware nur noch beschränkt die Möglichkeit, Systemvariablen zu überprüfen und während der Laufzeit zu überwachen. Daher wird für die Entwicklung des Autopilotencodes eine spezielle Vorgehensweise verwendet. Das Softwaremodul, welches den Autopiloten enthält, ist ein kompiliertes Matlab/Simulink-Modell. Zu Beginn der Entwicklung, wird dieses Modell direkt mit der Flugsimulation verbunden und getestet. Dabei läuft das Modell noch auf einem PC. Es besteht voller Zugriff auf alle Systemvariablen des Modells zwecks Überwachung, Fehlerbehebung und Optimierung.

Im zweiten Schritt wird die Original-Hardware mit ihren spezifischen Eigenschaften wie Rechengeschwindigkeit und Datenrate in die Simulation einbezogen. Dazu läuft der *Onboard*-Code direkt auf der Flughardware, während das Modul mit der automatischen Flugsteuerung als Simulink-Modell über eine LAN-Schnittstelle eingebunden wird. Dabei sind die Schnittstellen identisch zu dem späteren Fall, bei dem der Autopilot direkt auf der Zielhardware in Form eines kompilierten Codes läuft. Während dieses zweiten Schrittes sind bereits wichtige systembedingte Eigenschaften Teil der Simulation, da der größte Teil des *Onboard*-Codes auf originaler Hardware läuft. Änderungen an dem Softwaremodul der automatischen Flugsteuerung sind jedoch noch ohne großen Aufwand zu implementieren. Erst wenn das Simulink-Modell des Autopiloten Einsatzreife erreicht hat, wird es kompiliert und in finalen Tests direkt auf der Flughardware in Form eines kompilierten Programmcodes getestet. Somit können im letzten Schritt noch systemspezifische Effekte überprüft werden. Schnelle Änderungen sind in dem Schritt nicht mehr möglich und es kann keine Einsicht auf interne Variablen mehr genommen werden.

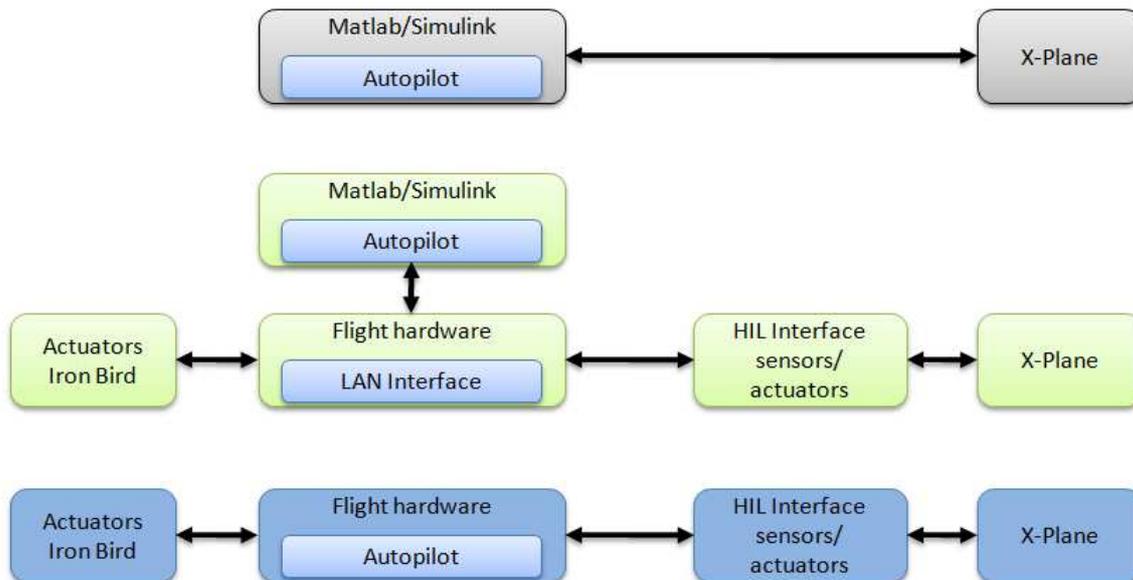


Abbildung 10 Architektur der Simulations- und Entwicklungsumgebung für die automatische Flugsteuerung, *Onboard*-Software und Hardwarekomponenten

4.7 Versuchsabläufe

Bei der Konzeptionierung des Fluggerätes und der Bodenstation müssen auch die Messverfahren betrachtet werden, mit denen später Daten gewonnen werden können. Eine Freiflug-Messplattform soll in erster Linie dazu genutzt werden, Messungen im Flug vornehmen zu können. Dabei kann es um die Vermessung des Fluggerätes und dessen Bewegungen an sich gehen oder um bestimmte Experimente, für die das Fluggerät eine Trägerplattform darstellt. Würde die Technik bereits vollständig etabliert, die Regularien definiert und entsprechende Lufträume verfügbar sein, wären Messabläufe weit außerhalb des menschlichen Sichtbereiches unter Einflussnahme einer automatischen Flugsteuerung denkbar. Im vorliegenden Fall sind jedoch Regularien für eine derartige Nutzung nicht oder nur eingeschränkt vorhanden. Auch steht die Entwicklung ziviler Technologien und Standards für den *UAV*-Bereich noch am Anfang, wobei dabei weniger die technischen Herausforderungen des autonomen Fluges gemeint sind, sondern vielmehr die gesetzeskonforme Implementierung redundanter Systeme. Die Entwicklung hinreichend redundanter Systeme ist genauso ein Forschungsthema wie die korrekte Definition der notwendigen Anforderungen an ein solches System.

Durch die genannten Randbedingungen werden Messflüge nur unter starken Einschränkungen möglich. Zunächst sind Messflüge nur in dafür vorgesehenen, abgegrenzten Gebieten gestattet, die unzugänglich für dritte Personen sind. Des Weiteren dürfen Messflüge nur im Sichtbereich eines *Backup*-Piloten erfolgen, der wiederum in die Lage versetzt sein muss, jederzeit die manuelle Kontrolle über das Fluggerät zu übernehmen.

Der manuelle Flug unter Sichtbedingungen limitiert den Flugbereich erheblich, wodurch auch die Testmethoden beeinflusst werden. Das Fluggerät ist durch die räumlichen Limitierungen auf enge Bahnen gezwungen, die unter Optimierung der jeweiligen Teststrecken möglichst lange Testsektionen enthalten. Diese können allerdings nur so gelegt werden, dass in jedem möglichen Testszenario das Fluggerät am Ende eines Tests immer noch innerhalb des erlaubten Gebietes liegt und jederzeit vom *Backup*-Piloten sicher beherrscht werden kann.

Die für den aktuellen Systementwurf vorgesehene Nutzung des Gerätes sieht einen manuellen Start und die manuelle Steuerung auf eine gewisse Sicherheitshöhe vor. Danach soll über die

automatische Flugsteuerung die Inertialbedingung für den ersten Test hergestellt werden. Der Test wird ebenso automatisch ausgeführt. Im vorliegenden Fall sind das wahlweise Identifikationsmanöver, Manöver zur Analyse von katastrophalen Flugzuständen oder Lärmmessungen. Am Ende des jeweiligen Tests wird das automatische Flugsteuerungssystem wieder in seinen normalen Operationsmodus versetzt, was eine Stabilisierung des Fluggerätes und eine Rückführung des Flugzeuges auf den vordefinierten Kurs zur Folge hat. Auf diesen Überleitungssegmenten des Flugprogramms werden die Anfangsbedingungen für den folgenden Flugversuch hergestellt. Dies kann zum Beispiel eine Wiederholung des vorherigen Tests oder ein weiterer Test sein. Dafür werden Parameter wie Ausgangshöhe, Geschwindigkeit, Lage und Position entsprechend den Anforderungen des nächsten Versuches eingestellt. Es können sich Testsektionen und Überleitungsabschnitte so oft wiederholen, wie Flugzeit zur Verfügung steht. Sie wird im Wesentlichen durch die Kraftstoffreserven definiert. Am Ende eines derartigen Messprogramms übernimmt der *Backup*-Pilot das Fluggerät aus einer Warteschleife und fliegt das Fluggerät manuell zur Landung.

Die Messverfahren für die einzelnen Disziplinen gestalten sich wie folgt:

Flugdynamik: Das Fluggerät wird zunächst am Anfangspunkt einer Testsektion automatisch stabilisiert und Lagewinkel und Geschwindigkeiten gemäß der Testanforderungen eingestellt. Danach werden die Stabilisierungsregelkreise abgeschaltet und auf eine oder mehrere Steuerflächen sogenannte Testfunktionen gegeben. Das dedizierte Ausschlagen einer Steuerfläche führt zu einer entsprechenden Systemantwort, die vom Flugmanagementsystem aufgezeichnet wird. Diese Systemantworten werden in der Nachbereitung der Tests ausgewertet und zur Identifikation von Derivativen benötigt.

Wiederherstellung stabiler Flugzustände: Bei diesen Versuchen geht es um die Analyse von Ausleitverfahren aus kritischen Flugzuständen wie Steilspirale, Trudeln oder Effekte defekter Aktuatoren. Dabei wird, nachdem von der automatischen Flugsteuerung der entsprechende kritische Zustand hergestellt wurde, ein vordefiniertes Verfahren zu dessen Behebung eingeleitet. Die Effektivität und die Besonderheiten diverser Verfahren können dabei untersucht werden, wie zum Beispiel die maximal auftretenden Beschleunigungswerte oder die Größe der Klappenkräfte. Diese Daten können dann nach der Analyse für die Beurteilung entsprechender Flugzeugkonfigurationen im Originalmaßstab verwendet werden.

Lärmmessungen: Bei Lärmmessungen stellt das Fluggerät in gewisser Hinsicht eine Trägerplattform für verschiedene Experimente dar. Beispiele für derartige Versuche sind die Vermessung andersartiger Antriebskonzepte, Vermessung von Abschattungseffekten, Analyse bestimmter Lärmquellen wie Klappensysteme oder Fahrwerk und so weiter. Bei den in diesem Projekt fokussierten Lärmanalysen geht es um Abschattungseffekte bei der Verwendung spezieller Leitwerkskonfigurationen und der Anordnung der Triebwerke oberhalb davon im Vergleich zu einer Standardkonfiguration. Dazu wird das Fluggerät von der automatischen Flugsteuerung in einem flachen Überflug über ein Mikrofon-Array gesteuert, welches den so genannten *Footprint* des Flugzeugs aufnehmen kann. Der Test sieht verschiedene Überflüge in unterschiedlichen Höhen, mit unterschiedlichen Geschwindigkeiten und unterschiedlichen An- und Abflugrouten vor. Ein besonderes Augenmerk liegt dabei auf der Steuerung der Triebwerke, die für die Messung in vordefinierte Drehzahlbereiche gebracht werden. Frequenzen, die nicht durch die Modelltriebwerke erzeugt werden können, werden durch einen *Onboard*-Lärmgenerator hinzugefügt, wobei die Position der Lärmquelle vor dem Flug nahezu frei gewählt werden kann. Lärmvermessungen stellen demnach eine Aneinanderreihung definierter Flugpfade dar, wobei die Messungen hauptsächlich am Boden stattfinden und an Bord definierter Lärm erzeugt wird.

Bei allen Disziplinen wird das Personal an der Bodenstation durch die Experten der jeweiligen Disziplin ergänzt, welche am eigens dafür vorgesehenen Bodenstationsterminal ihr Experiment verfolgen können, Parameter beeinflussen und Daten bewerten können. Es besteht die Möglichkeit, bei Bedarf den Operatoren der Messplattform entsprechende Rückmeldungen über den Erfolg oder Misserfolg des aktuellen Versuchs zu geben und somit direkt den Flug zu beeinflussen. Sollte zum Beispiel ein Überflug über ein Mikrofon-Array aufgrund von Störungen durch Wind oder Böen nicht im optimalen Höhenband erfolgt sein, so kann eine sofortige Wiederholung angefordert werden.

4.8 Flugabbruchsteuerung und Bergesystem

Zur Zeit sind europaweit Regularien für den Betrieb unbemannter Fluggeräte erst in der Entstehung. Daher werden für Forschungseinrichtungen, die Projekte im Bereich unbemannter Fluggeräte durchführen, Ausnahmeregelungen gefunden. Eine sichere Lösung für den Betrieb eines unbemannten Fluggerätes ist es, die Gefährdung Dritter in der Luft oder am Boden dadurch auszuschließen, dass dritte Personen oder anderweitiger Luftverkehr vom Flugversuch räumlich getrennt werden. Der Betrieb des unbemannten Fluggerätes erfolgt dann in einem gesperrten Luftraum über Territorien, die unbesiedelt und nicht betretbar durch unbefugte Personen sind. Diese Art der Gebiete findet man zum Beispiel als militärische Sperrgebiete vor.

Die Genehmigung, innerhalb eines solchen Gebietes den Betrieb aufnehmen zu können, erlangt man durch den Nachweis, dass das Fluggerät den vorgesehenen Luftraum nicht verlassen kann. Hierfür gibt es diverse Möglichkeiten. Innerhalb dieses Systementwurfs wird auf ein Bergesystem zurückgegriffen, welches zusammen mit einer Flugabbruchsteuerung das Fluggerät am Weiterfliegen hindert.

Um eine hohe Verfügbarkeit dieses Systems zu erreichen, werden alle Komponenten des Systems redundant ausgelegt, angefangen von den mehrfach redundanten Auslösemöglichkeiten des Bergesystems seitens der Bodencrew, über die redundante Übertragung des Flugabbruchsignals über Funkstrecken mit unterschiedlichen Übertragungstechnologien bis hin zur redundanten Ansteuerung des Auslösemechanismus des Bergesystems über mehrere Aktuatoren. Zudem ist ein Überwachungssystem implementiert, welches die korrekte Arbeitsweise der Funkstrecken und des Hauptcomputers des Fluggerätes prüft. Im Falle der Detektion eines Fehlers wird durch das Überwachungssystem das Flugabbruchsignal auch an Bord generiert. Das Flugabbruchsignal besteht aus einer Folge von Signalen, die nicht durch Fehlinterpretation bei schlechter Funkqualität entstehen können.

Das Bergesystem sorgt dafür, dass das Fluggerät möglichst an einem Stück und mit einer geringen vertikalen Geschwindigkeit zu Boden geht. Der Schirm muss dabei so ausgelegt werden, dass er bei maximalen Fluggeschwindigkeiten entfaltet werden kann, was ihn von einem Landesystem unterscheidet. Bei einem Landesystem geht man von einer kontrollierten Auslösung und Schirmöffnung aus, der ein entsprechendes Manöver zur Reduzierung der Fluggeschwindigkeit vorausgehen kann. Das Bergesystem muss dagegen in jeder beliebigen Fluglage ausgelöst werden können, ohne dass die Möglichkeit besteht, Parameter wie Geschwindigkeit oder Fluglage zu beeinflussen. Speziell aufgrund der Forderung einer Schirmöffnung bei Maximalgeschwindigkeit muss die Größe des Schirms in erster Linie darauf abgestimmt werden. Das wiederum hat eine Sinkgeschwindigkeit zur Folge, bei der nicht mehr von einer schadensfreien Landung ausgegangen werden kann. Da dieses System jedoch nur im Notfall und bei einem vorausgegangenem schwerwiegenden Systemfehler, der ein Weiterfliegen unmöglich macht, ausgelöst werden soll, ist das zu akzeptieren. Um die Beschädigungen des Fluggerätes bei Schirmauslösung zu minimieren, werden zusätzliche Maßnahmen getroffen. Das Fahrwerk wird bei Schirmöffnung ausgefahren und die

Kraftstoffzuleitungen der Triebwerke werden durch Zusatzventile komplett geschlossen. Das hat eine sofortige Unterbrechung des Kraftstoffflusses zur Folge und führt zum Abstellen der Triebwerke. Zusätzlich ist der Schirm so am Fluggerät mittels einer Dreipunktaufhängung angebracht, dass es in einer definierten Lage am Schirm hängt. Da der Einsatzzweck dieses Fluggerätes wissenschaftliche Messungen sind und diese nur bei stabilen, ruhigen Wetterlagen stattfinden, kann im Falle eines Abbruchs eine erhöhte Wahrscheinlichkeit für eine schadensfreie Fallschirmlandung angenommen werden, da das Fluggerät auf dem Fahrwerk landet. Bei turbulenter Wetterlage wird trotz der Dreipunktaufhängung durch mögliche Schwingungen des Fallschirmsystems ein Aufschlag mit hohem Schadenspotenzial erfolgen.

Durch die Implementierung eines redundant ausgelegten Flugabbruchsystems in Verbindung mit einem Bergesystem wird der Betrieb eines unbemannten Forschungsfluggerätes in Sperrgebieten überhaupt möglich.

4.9 Sicherheitsaspekte

Eine der häufigsten Ursachen für Schäden beim Betrieb unbemannter Fluggeräte liegt in der menschlichen Bedienung. Schäden am Fluggerät und/oder Personenschäden sind oft die Folge. Eine häufige Ursache für Schäden liegt in der Benutzung oder Aktivierung gefährlicher Systeme in einem dafür nicht vorbereiteten und gesicherten Umfeld.

Als potentielle Gefahrenquellen sind zum Beispiel der Triebwerksstrahl, entsicherte Auslöseeinheiten für Bergesysteme oder auch Fahrwerksfehlbedienungen zu nennen. Daher wird in diesem Systementwurf eine gesonderte Sicherheitseinrichtung implementiert. Über einen so genannten *Safety Pin* wird das Fluggerät in den Bodenbetriebsmodus versetzt. Der *Safety Pin* ist ein verriegelbarer und somit vor unbeabsichtigter Entfernung geschützter *Pin*, welcher nach einer Landung und bis kurz vor dem nächsten geplanten Start im Fluggerät verbleibt. Ist der *Safety Pin* gesteckt, werden bestimmte Softwareabläufe geändert.

- Die Überwachung des Datenlinks zur Bodenstation ist abgeschaltet. Ein automatisches Auslösen des Rettungsschirmes erfolgt damit nicht.
- Die Triebwerkssteuerung ist blockiert. Triebwerke können bei gestecktem *Pin* nicht angelassen werden, laufende Triebwerke werden bei Stecken des *Pins* sofort durch Unterbrechung der Kraftstoffzufuhr notgestoppt und können nicht wieder anlaufen, solange der *Pin* steckt. Die Triebwerkssignale werden unabhängig jeder Forderung (seitens des Piloten oder seitens der automatischen Flugsteuerung) auf "Triebwerk aus" gesetzt.
- Das Fahrwerksignal ist auf "ausgefahren" festgesetzt, unabhängig davon, was durch den Piloten oder die automatische Flugsteuerung gefordert wird. Bei Stecken des *Pins* fährt das Fahrwerk aus und verbleibt dort.

Diese Funktionen sind aufgrund von Erfahrungswerten implementiert worden. Während Testkampagnen wird häufig am eingeschalteten Fluggerät gearbeitet. Ist in der Steuerung des Fluggerätes kein Bodenbetriebsmodus vorgesehen, so sind während Wartungsarbeiten auch Sicherheitsroutinen aktiv. Dies führt dazu, dass unter Umständen zufällig gefährliche Systemzustände erreicht werden, die notwendigerweise zu einer Schirmöffnung führen müssten (zum Beispiel bei Abschaltung der Bodenstation) oder zu einem unbeabsichtigten Hochlaufen des Antriebs (zum Beispiel bei Aktivierung des Autopiloten, der sofort eine viel zu geringe Geschwindigkeit und Höhe detektiert). Letztlich ist auch das versehentliche Einfahren des Fahrwerkes bei einem Fluggerät jenseits der 140 kg mit unnötigen Sachschäden oder gar Personenschäden verbunden, die vermieden werden sollen. Durch den *Safety Pin* wird eindeutig auf Bodenbetriebsmodus umgeschaltet. Sind insbesondere bei der Inbetriebnahme des Systems Bodentests der geblockten Funktionen notwendig, so kann das

Flugzeug unter Wahrung aller notwendigen Sicherheitsmaßnahmen in den Flugmodus versetzt werden. Für den Normalbetrieb schützt der *Safety Pin* vor einer Reihe von Bedienfehlern, die unnötige Beschädigungen nach sich ziehen und somit die Durchführung von Flugtestkampagnen gefährden würden.

5 Grenzen und Potenziale der Messplattform

5.1 Allgemeine Beschränkungen

Freiflugversuche unterliegen unterschiedlichen Einschränkungen, welche zum Teil durch entsprechende technische Vorkehrungen kompensiert und zum anderen Teil nicht kompensiert werden können. Zur zweiten Gruppe zählen zum Beispiel einige physikalische Gesetzmäßigkeiten. Um physikalisch exakt skalierte Messergebnisse zu erhalten, müssten die dimensionslosen Konstanten Reynoldszahl, Froude-Zahl und Machzahl konstant gehalten werden. Das kann bei einer Skalierung jedoch nicht umgesetzt werden, da einige Parameter unrealerweise beziehungsweise nicht realisierbare Größenordnungen einnehmen würden. Bildlich gesprochen müssten für eine exakte Skalierung nicht nur das Fluggerät, sondern auch das umgebende Medium skaliert werden. In Windkanälen wird dieser Problematik zum Teil dadurch Rechnung getragen, dass mit anderen Medien als Luft sowie bei veränderten Drücken und Temperaturen gearbeitet wird. Man erreicht dabei geringere Abweichungen bei den letztlich in den Originalmaßstab umgerechneten Messergebnissen.

In [24] wurden Skalierungseffekte und deren Kompensation bei Freiflugmessungen untersucht. Nguevo erörtert, inwieweit sich Mach-, Reynolds- und Froude-Zahl auf die Skalierung auswirken. Für eine dynamische Ähnlichkeit muss die Froude-Zahl konstant gehalten werden. Die Beibehaltung einer zweiten Konstante gelingt nicht. Wird die Machzahl ebenfalls eingehalten, so führt das wahlweise zu einem Skalierungsfaktor von $n=1$ oder, da dies nicht der Idee eines verkleinerten Modellversuchs entspricht, die Flughöhe des Modells mit Skalierungsfaktor $n \ll 1$ läge in absolut unrealistisch hohen Bereichen. Es wird ebenso analysiert, ob sich Reynolds- und Froude-Zahl gemeinsam einhalten lassen. Das allerdings würde sich auf die erforderlichen Geschwindigkeiten beziehungsweise Flughöhen auswirken und ebenso zu unrealistischen Forderungen führen. In [1] werden Skalierungseffekte und Kompensationsmöglichkeiten erörtert. Hier wird eine Methode erläutert, bei der durch gezieltes Ausschlagen der Steuerflächen die Systemdynamik des skalierten Modells an das Originalfluggerät angepasst wird. Diese Methode kann dann verwendet werden, wenn nicht die Dynamik an sich vermessen werden soll.

In [24] werden die theoretischen Zusammenhänge bei einer Froude-Skalierung angegeben. Sie wird verwendet, sobald dynamische Ähnlichkeit bei Modellversuchen gefordert wird.

Bei Analyse dieser Zusammenhänge zeigt sich, dass bestimmte Parameterkombinationen existieren, die sich besser für Versuche mit verkleinerten Modellen eignen als andere. Günstig dabei scheint der Fakt, dass sich diese Konstellationen mit den Situationen decken, die für Skalierungsversuche den höchsten Grad an Interesse besitzen. Es zeigt sich, dass stationäre Zustände im Reiseflug bei hohen Geschwindigkeiten und in großen Höhen für Freiflugversuche eher ungeeignet erscheinen. Diese Bedingungen bleiben daher im Aufgabenfeld von Windkanalversuchen. Der simulierte Langsamflug eines Originals dagegen fällt in Bereiche, die sich mit weniger Fehlereinflüssen skalieren lassen. Positiv daran ist, dass genau darin die größten Potenziale von Freiflugmessungen liegen. Flugabschnitte mit geringer Geschwindigkeit sind im Normalfall jene mit dem höchsten Anteil an Manövern, da es sich um Start- und Landeanflüge sowie Warteschleifen handelt. Hier ist die Flugdynamik von hohem Interesse und die Lärmcharakteristik spielt eine wichtige Rolle. Beides gehört zu den Hauptinteressen bei Freiflugversuchen.

5.2 Grenzen dieses Systems

Zu den allgemeinen Beschränkungen theoretischer und physikalischer Natur kommen zusätzlich Einschränkungen, die durch die Systemauslegung entstehen. Das Fluggerät weist

einen hohen Grad an Ausstattung auf. Neben einer vielfältigen Sensorik ist das Gerät mit einem speziell für hohe g-Belastungen ausgelegten Tanksystem sowie einem Flugabbruchsystem ausgestattet. Diese Komponenten sind neben einigen anderen bereits eine Zusatzausstattung verglichen mit einfachen UAVs, die lediglich mit einem Nutzlastsensor ausgestattet sind. Der hohe Grad an Grundausstattung schränkt das System bezüglich der weiteren Nutzlastkapazitäten ein. Trotz des hohen Gesamtgewichtes von 140 kg (ohne Nutzlast) wird das Potenzial an zusätzlich montierbarem Nutzlastgewicht auf etwa 10 kg geschätzt. Dies entspricht einem relativ geringen Wert, bezogen auf die Gesamtabflugmasse. Die Schätzung basiert auf den aerodynamischen (errechneten) Limitierungen des Fluggerätes und der Messungen aus dem Windkanal¹.

Das hohe Eigengewicht und die daraus resultierende hohe Flächenbelastung führen zu einer hohen Eigengeschwindigkeit des Flugzeuges. Der Arbeitsbereich des Fluggerätes liegt laut Windkanalmessungen und aerodynamischer Auslegung zwischen 100 km/h und 200 km/h. Eine hohe Operationsgeschwindigkeit des Fluggerätes wirkt sich auf verschiedene Aspekte für den Testbetrieb aus. Die zur Verfügung stehende Testzeit auf einer Teststrecke (maximale Ausdehnung abhängig von der Sichtgrenze des Piloten) ist relativ kurz. Die erforderlichen Reaktionszeiten zur Stabilisierung des Fluggerätes aus einer kritischen Fluglage sind sehr kurz bei gleichzeitig großem Bedarf an Sicherheitshöhe. Die operationellen Einschränkungen aufgrund der hohen Flächenbelastung lassen sich nur durch ein Kontrollsystem überwinden, bei dem der Pilot nicht auf Sichtflugbedingungen angewiesen ist. Dann können sowohl Experimente in größeren Höhen ausgeführt als auch die zur Verfügung stehenden Teststrecken über die Sichtgrenze des Piloten hinaus erweitert werden. Dann wären aber entsprechende Lufträume, Flugplätze und Regularien erforderlich, um derartige Flugversuche durchführen zu können.

Durch die hohe Fluggeschwindigkeit ist auch ein hoher Kraftstoffbedarf zu erwarten. Aufgrund von Volllasttests der Triebwerke in Standschubversuchen konnte ein Kraftstoffbedarf ermittelt werden, der mit dem integrierten Tankvolumen zu einer theoretischen Flugzeit von circa 30 Minuten bei maximalem Schub führen würde. Das Fluggerät wird für den Reiseflug mit weniger Schub auskommen, was zu einer längeren theoretischen Flugzeit führt. Exakte, realistische und praktikable Werte lassen sich erst nach den ersten Flugversuchen ermitteln. Dennoch wird die letztlich zu Testzwecken (abzüglich Start, Landung und Reserven) zur Verfügung stehende Flugzeit aufgrund des hohen Kraftstoffbedarfes relativ kurz sein und etwa 20-30 Minuten betragen.

Das System unterliegt einer Reihe von operationellen Einschränkungen, die den Testaufwand beeinflussen. Die Kosten für Flugversuche werden maßgeblich durch Personalkosten beeinflusst, da ein relativ hoher Personalaufwand für den Testbetrieb nötig ist. Neben Pilot, Technikern zur Systemwartung und den Ingenieuren zur Experimentdurchführung sind Sicherheitspersonal, Personal zur Kommunikation mit dem Tower, Flugleiter, und Dokumentationspersonal erforderlich. Die Crew kann somit schnell auf über zehn Personen ansteigen. Weitere Kosten werden durch die erforderliche Bodentechnik, den Transport und die Versorgung generiert. Es ist festzustellen, dass Flugversuche mit Systemen dieser Größenordnung optimalerweise in mehrtägigen Kampagnen zusammengefasst werden, da tagesweise angesetzte Flugversuche aufgrund des hohen technischen und personellen Aufwandes zu hohe Kosten verursachen.

Die Einschränkungen des Systems aufgrund operationeller Aspekte steigen mit dem Komplexitätsgrad des Systems und daher auch mit dessen Potenzialen. Eine Plattform mit geringem Skalierungsfaktor und somit großen Abmessungen, hohem Gewicht und hoher

¹ Aerodynamische Auslegungen und Windkanalmessungen wurden im Rahmen des Projektes von Projektpartnern durchgeführt.

technischer Ausstattung benötigt im Gegenzug einen größeren technischen Aufwand und mehr Personal zur Durchführung von Tests.

5.3 Potenziale des Systems

Die Potenziale von Freiflugmessungen werden unter anderem in [1], [24], [13] und [25] analysiert. Sie lassen sich aus verschiedenen Gesichtspunkten betrachten. Einerseits ergeben sich Vorteile durch den Fakt, dass es sich um ein frei fliegendes Gerät handelt, welches dieselben Freiheitsgrade besitzt wie das Original. Das Gerät ist ungefesselt und daher in der Lage, dieselben Flugmanöver durchzuführen. Zum anderen ist das Gerät unbemannt, was alle Beschränkungen durch den bei *Full Scale*-Versuchen an Bord befindlichen Piloten aufhebt. Mit dem unbemannten Modell können größere Parameterbereiche hinsichtlich entstehender g-Belastungen, Steuerflächenkräfte, Strukturlasten etc. abgedeckt werden. Das Risiko ist bei dieser Art von Versuchen auf den Verlust des Gerätes, also lediglich auf Materialverlust beschränkt, was Messungen deutlich näher an kritischen Grenzen oder darüber hinaus erlaubt.

Ein weiterer Vorteil dieser Methode liegt im Zeitpunkt der Informationsgewinnung. Wie das Windkanalmodell kann auch das Freiflugmodell lange vor dem Erstflug des Originalkonzeptes vermessen werden. Die Daten stehen dann bereits im Vorentwurfsprozess zur Verfügung. Es lassen sich im Freiflug nicht nur Konfigurationen untersuchen, sondern auch neue Konzepte bestimmter Detaillösungen. So können auf einer fliegenden Plattform zum Beispiel ein neues Triebwerksintegrationskonzept oder alternative Steuerflächenkonzepte generisch erprobt werden, bevor überhaupt ein kompletter Vorentwurf eines Fluggerätes existiert, in dem diese Technik eingesetzt werden soll.

In der Literatur finden sich Analysen, in denen der Freiflugversuch in bestehende Vermessungstechnologien eingeordnet wird. Es zeigt sich dabei, dass mit dem Freiflugmodellversuch Bereiche abgedeckt werden können, die zwischen denen des Windkanalversuches und denen des *Full Scale*-Flugversuchs liegen. Derartige Analysen werden unter verschiedenen Gesichtspunkten durchgeführt, wie anhand des folgenden Diagramms aus [11] gezeigt wird.

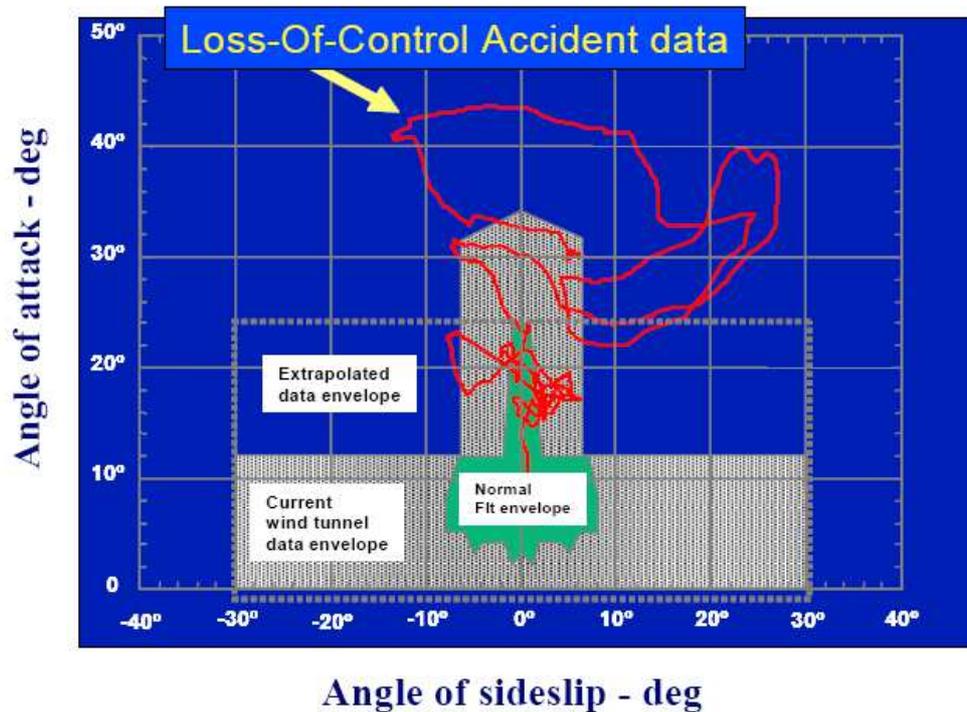


Abbildung 11 Gegenüberstellung von Unfalldaten eines Flugzeugs und typischer Bereiche von Windkanalmessungen (Quelle: [11])

Hier werden Bereiche typischer Windkanalmessungen von Anstellwinkel und Schiebewinkel den Flugdatenaufzeichnungen eines Flugunfalls gegenübergestellt, bei dem deutlich wird, dass weite Teile der Flugbewegung des Unfalls nicht durch die ursprünglich vermessenen Daten abgedeckt werden. Somit besteht in diesen Bereichen auch keine Information über das Verhalten des Fluggerätes und folglich auch nicht über die korrekten Steuereingaben zu dessen Stabilisierung. In Freiflugversuchen dagegen können derartige Situationen komplett vermessen und somit eine vollständige Datenbasis erstellt werden.

Speziell die Auslegung und Ausstattung der generischen Plattform wurde so vorgenommen, dass die Vorteile von Freiflugmessungen genutzt werden können. Die Struktur ist für eine Belastung von bis zu einem Lastvielfachen von sechs ausgelegt, wodurch Messungen von kritischen Flugzuständen und deren Stabilisierung gefahrlos möglich werden. Das Tanksystem ist für diese hohen und wechselnden Beschleunigungskräfte speziell optimiert und stellt eine kontinuierliche Kraftstoffförderung sicher. Die installierte Messtechnik vermisst die Position, Bewegungen und Beschleunigung des Fluggerätekörpers sowie die auftretenden Kräfte und Positionen aller Steuerflächen. Durch die Installation eines Notfall-Bergesystems kann im Falle einer unmöglichen Stabilisierung das Fluggerät geborgen werden. Das modulare Konzept ermöglicht ein erweitertes Testspektrum hinsichtlich Vergleichsflügen und testbaren Konfigurationen.

6 Detailauslegung

Im folgenden Kapitel wird die Umsetzung des Konzeptes beschrieben. Dabei werden Detaillösungen zum Erreichen der Anforderungen der einzelnen Systeme erläutert und kurz auf die Validierung durch die Tests eingegangen. Eine genaue Beschreibung der Tests, deren Aufbau und Ergebnisse befindet sich im Anhang.

Dieses Kapitel befasst sich mit den Komponenten:

- Struktur,
- Avionik,
 - Flugcomputer,
 - Steuerungsmodule,
 - Aktuatorik,
 - Sensorik,
 - Datenspeicher,
 - Piloten-Interface,
 - *Human Interface Board*,
 - Fahrwerk,
 - Stromversorgung,
- Triebwerkssteuerung und Tanksystem,
- Flugabbruchsteuerung,
- Bodenstation



Abbildung 12 Generische Messplattform

6.1 Strukturmodule der Messplattform

Das Fluggerät ist, wie in der Konzeptbeschreibung erläutert, in einer modularen Form aufgebaut. Verschiedene Strukturmodule können je nach Testanwendung unterschiedlich kombiniert werden. Die Durchführbarkeit dieses Konzeptes wird anhand von austauschbaren Leitwerkssektionen validiert.

Das Fluggerät kann in Struktursegmente zerlegt werden. Abbildung 8 zeigt die Module und ihre Bezeichnungen. Ziel der Entwicklung war es, das Gerät so zu gestalten, dass diese Module durch alternative ersetzt werden können.

So könnten zum Beispiel bei einem Test, bei dem es um die Analyse eines bestimmten Phänomens geht, ein gezielt auf diesen Test ausgerüstetes Strukturmodul gebaut und am Fluggerät eingesetzt werden. Es lassen sich neben den im Projekt verwirklichten, verschiedenen Leitwerksvarianten noch weitere Beispiele für potentielle Modulvariationen nennen:

- Flügel: vorwärts gepfeilt, *Clean Wing*-Konzepte, Triebwerksanbindungskonzepte, spezielle, Sensorik zur Vermessung der Aerodynamik (Druckmessbohrungen)

- Triebwerk: *Open Rotor*-Konzepte, alternative Energieträger, Lärmausbreitungs- und Abschattungskonzepte, integrierte Triebwerkskonzepte
- Rumpf: Variationen in Länge, Flügel-/ Leitwerkspositionen, Anzahl der Flügelanschlüsse, Effekte durch Integration neuer Tanksysteme (Gasdrucktanks), bis hin zu *BWB*-Konzepten

Dieser hohe Grad an Spielraum mit alternativen Konzepten erfordert ein hohes Maß an Flexibilität in der Struktur. Dafür wurde zum Beispiel der Flügel-Rumpf-Übergang im Zentralbereich des Rumpfes nicht direkt in die Rumpfsektion integriert, sondern als separates Teil konzipiert. Bei Herstellung eines alternativen Flügelkonzeptes ist es relativ wahrscheinlich, dass auch der Anschluss des Flügels an den Rumpf und der Übergang daran angepasst werden muss. Bei derartigen Änderungen muss nicht die komplette Rumpfsektion geändert werden, sondern lediglich der Flügel-Rumpf-Übergang. Es ist sogar möglich, die Position des Flügelanschlusses zu variieren, indem vor oder hinter der Hauptsektion des Fluggerätes Rumpfsegmente als Platzhalter eingesetzt werden. Auch bei Verlängerung des Fluggerätes kann mit zusätzlich eingesetzten Rumpfsegmenten gearbeitet werden. Sollten Canardkonzepte Teil der Testmission sein, betrifft dies nur die Rumpfnase, welche neu gestaltet und mit entsprechenden Anschlüssen und Aktuatoren versehen werden muss. Die Erprobung alternativer Triebwerke stellt, solange sie außen an Rumpf oder Flügel montiert werden sollen, ebenso eine geringe Änderung des Gesamtsystems dar. Durch Modifikation der Heckmodule sind auch innen liegende Triebwerksinstallationen durchführbar.

Es ist erkennbar, dass dieses modulare Konzept ein enormes Potenzial an Variationsmöglichkeiten beinhaltet. Alle Variationsmöglichkeiten sind dennoch auf gewisse Grenzen limitiert, da sonst die Umgestaltungsmaßnahmen des bestehenden Konzeptes aufwendiger als ein Neuaufbau werden. An dieser Stelle noch einmal erwähnt, dass es sich bei der generischen Testplattform um ein Fluggerät handelt, mit der analysiert werden soll, ob sich grundlegende Effekte von Phänomenen überhaupt mit Freiflugversuchen untersuchen lassen.

Durch unterschiedlichste Flugtests sollen Antworten auf die prinzipiellen Fragestellungen der Probleme gefunden werden. So kann zum Beispiel erprobt werden, ob sich die Abschattung von Triebwerkslärm durch Leitwerksteile tatsächlich vermessen lässt. Das exakte Design des Flugzeugs spielt dabei eine untergeordnete Rolle, da es bei diesen Versuchen um Potenzialabschätzungen geht. Sobald erkannt ist, dass ein Phänomen für die Vermessung mittels Freiflugmessungen geeignet ist, kann gezielt analysiert werden, ob bestimmte Maßnahmen oder Konzepte den gewünschten Effekt erbringen. Dazu kann die Messplattform ebenfalls genutzt werden.

Es kann somit festgestellt werden, dass durch die enorme Bandbreite der Variationsmöglichkeiten der generischen Testplattform ein großes Untersuchungspotenzial besteht. Mit den Erkenntnissen aus diesen grundlegenden Untersuchungen können Flugzeugentwickler den Entwicklungsprozess eines aktuellen Flugzeugentwurfs beeinflussen.

Mit der modularen Gestaltung der Messplattform ist eine hohe Variabilität und Flexibilität gegeben, wodurch eine Grundlage für den Einsatz in einem weiten Spektrum an Anwendungsfeldern geschaffen worden ist.

6.1.1 Schnittstellen zwischen den Struktursegmenten

Während des Entwurfs der Strukturelemente wurden zunächst die Versuchsabläufe und der spätere Einsatz des Fluggerätes betrachtet. Es sollten kurze Umrüstzeiten und ein geringes Fehlerpotenzial beim Umrüsten der Strukturmodule erreicht werden. Dazu wurden die Schnittstellen zwischen den einzelnen Modulen standardisiert. Bei der Trennung von Modulen vom Fluggerät müssten eine Vielzahl von Versorgungs-, Mess- und Steuerleitungen

getrennt werden. Da sich innerhalb eines Moduls eine große Anzahl von Aktuatoren, Sensoren oder Systemkomponenten befinden können, ergibt sich daraus eine große Anzahl von Schnittstellen. Um die Schnittstellenanzahl zu reduzieren, wurden verschiedene Maßnahmen getroffen.

Die Grundidee besteht in der Ausrüstung jedes einzelnen Moduls mit einer Datenerfassungs- und Verarbeitungselektronik. Dieses Konzept ist in Kapitel 6.2.3 beschrieben. Hierdurch können die Schnittstellen auf ein Minimum reduziert werden. Sämtliche Mess- und Steuerungssignale werden über ein CAN Bus-System an die satellitenartig im Fluggerät verteilten Systeme weitergeleitet. Die Schnittstellen zwischen den Modulen beinhalten dadurch nur noch folgende Komponenten:

- Stromversorgungsanschluss für elektronische Bauteile,
- Stromversorgung für Aktuatoren,
- CAN Bus für kompletten Informationsfluss,
- gegebenenfalls Stromanschluss für Nutzlastkomponenten,
- gegebenenfalls Kraftstoffleitungen,
- gegebenenfalls Zusatzanschlüsse für zum Beispiel redundante Komponenten

Somit hat die Standardschnittstelle, wie sie zum Beispiel im aktuellen Flügelmodul zum Einsatz kommt, lediglich drei gesicherte Steckverbinder (2 x Stromversorgung, eine CAN Bus-Leitung), obwohl sich im Flügel acht Servoaktuatoren befinden und jeder einzelne über Positions- und Stromsensoren verfügt. Wäre keine Verarbeitungselektronik im Flügel verbaut, so müssten über 70 Kontakte beim Anschluss eines Flügels verbunden werden. Die Elektronik vereinfacht den Auf- und Abbau des Systems erheblich.

6.1.2 Fahrwerksintegration unter Beibehaltung der Strukturmodularität

Neben der Vereinfachung der Modulschnittstellen wurde die Integration des Fahrwerks ebenso nach dem Modularitätsprinzip vorgenommen. Die Fahrwerkskomponenten sind im Bereich des Flügelanschlusses wie bei einem Verkehrsflugzeug moderner Bauart integriert. Um jedoch die Flügelmodule unabhängig vom Rumpf zu gestalten, wurde die Trennstelle des Flügelmoduls so gelegt, dass keinerlei Fahrwerkskomponenten bei der Zerlegung des Fluggerätes demontiert werden müssen. Das Fahrwerk und alle zugehörigen Aktuatoren und Fahrwerksklappen finden komplett im Flügelanschlusssegment Platz. Um keine Einschränkungen bei der Wahl des Flügelprofils zu erzeugen, wurde der Flügelanschluss ebenfalls als Modul gestaltet und kann gewechselt werden.

6.1.3 Aktuatoren- und Sensorintegration

Bei der Konzeptionierung der Module wurde darauf geachtet, dass diese in sich abgeschlossen sind. Das bedeutet, dass alle Sensoren oder Aktuatoren, die ein Element im entsprechenden Modul vermessen oder antreiben, auch innerhalb dieses Moduls verbaut werden müssen. Nur so ist es möglich, dass ein Wechsel eines Moduls vorgenommen werden kann, ohne dass diese Änderungen weitere Module beeinflussen. Ein weiterer Vorteil besteht darin, dass ein Modul, welches in sich abgeschlossen ist, auch separat getestet werden kann. Dafür wird das Modul an die *Hardware in the Loop*-Simulationssoftware angeschlossen. Es können nun wahlweise einzelne Aktuatoren angesprochen, Sensoren überprüft und kalibriert werden oder das Modul als geschlossene Einheit getestet werden. Dafür werden alle nicht im Test befindlichen Komponenten (zum Beispiel die fehlenden Flugzeugmodule) simuliert. Durch dieses modulare Konzept ergibt sich auch die Möglichkeit, dass ein Flugzeugmodul einzeln von einem Anwender aufgebaut, mit missionsspezifischer Sensorik oder Aktuatorik versehen und getestet werden kann. Damit ist paralleles Arbeiten und eine höhere Auslastung des Systems gegeben, weil Entwicklung und Tests parallel ablaufen können.

6.2 Avionik - Modulare Sensorik, Datenerfassungs- und Verarbeitungselektronik

6.2.1 Allgemeiner Systemüberblick

Innerhalb dieses Abschnitts werden ein Systemüberblick und eine kurze Beschreibung der einzelnen Komponenten gegeben, bevor in den nächsten Kapiteln eine detaillierte Beschreibung der Subsysteme erfolgt.

Das Avioniksystem umfasst die Komponenten, die zur Steuerung und Vermessung des Fluggerätes benötigt werden, sowie Kommunikations-, Datenverarbeitungs- und Sicherheitseinrichtungen.

Das System ist, wie in der konzeptionellen Beschreibung dargestellt, eine Mischung aus zentraler Datenverarbeitung, dezentraler Datenerfassung, Flugmanagement, Kontrolle und Aktuatorensteuerung.

Im Mittelpunkt des Avioniksystems steht der Hauptcomputer (*Flight Management and Control System: FMCS*). Er ist über Datenleitungen mit den Satellitenmodulen, den *Control Surface Modules (CSM)* verbunden. Eine *CSM* stellt eine Anzahl von Systemein- und -ausgängen zur Verfügung. Das *FMCS* kann über die Anzahl der *CSM*-Platinen in seiner Größe und Komplexität beeinflusst werden. Mit jeder zusätzlichen *CSM*-Platine wird das System um den vollen Funktionsumfang dieser Platine erweitert. Die Platinen werden durch das Aufspielen von spezialisierter Hardware einer bestimmten Aufgabe gerecht. Das bedeutet, in jedem Modul des Fluggerätes ist identische Hardware verbaut. Das vereinfacht die Entwicklung und die Tests. Insgesamt werden in der generischen Testplattform folgende Typen der *CSMs* eingesetzt:

- *WCUL: Wing Control Unit Left*, steuert den linken Flügel
- *WCUR: Wing Control Unit Right*, steuert den rechten Flügel
- *TCU: Tail Control Unit*, steuert die Hecksektion
- *GCU: Gear Control Unit*, steuert das Fahrwerk
- *Slave A*: Systemerweiterung für zusätzliche Ein- und Ausgänge
- *LCU: Link Control Unit*, überwacht den Funkverkehr und den Hauptrechner, steuert unter anderem das Rettungssystem

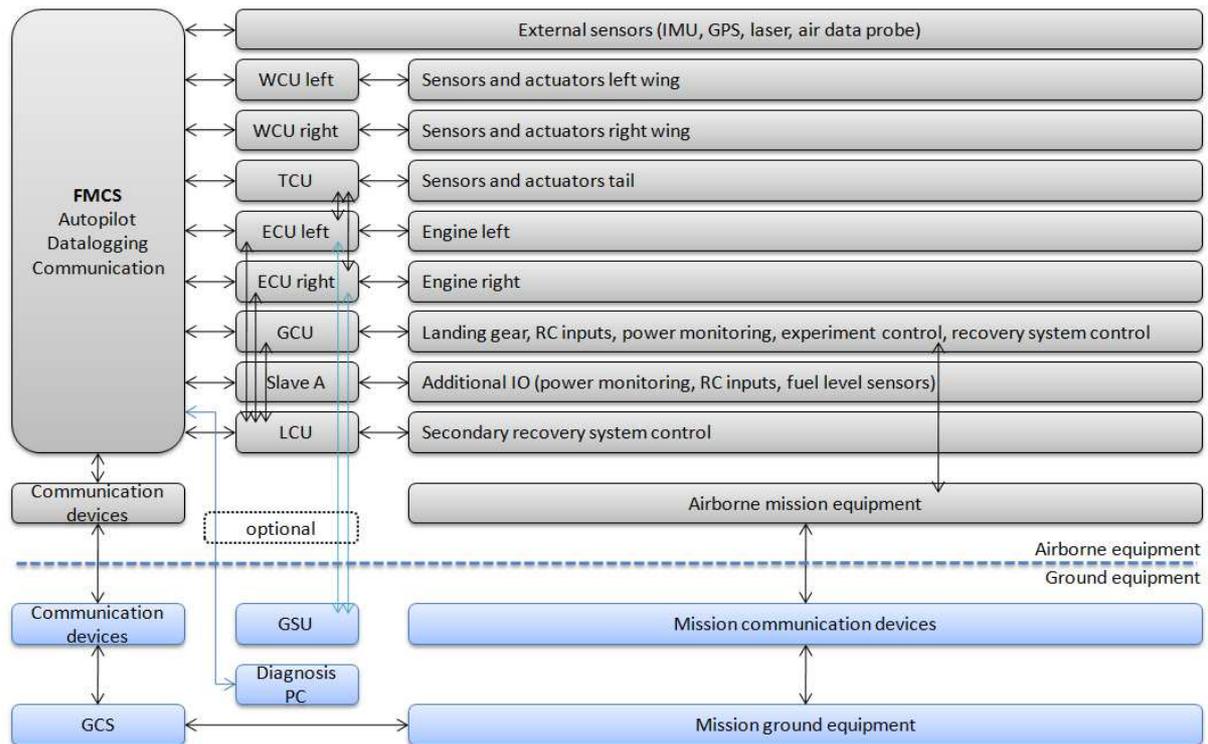


Abbildung 13 Systemübersicht Avionik

In Abbildung 13 ist ein globaler Systemüberblick dargestellt. Prinzipiell wird das System in den fliegenden Teil und den bodengebundenen Teil unterteilt.

FMCS

Innerhalb des *FMC-Systems* werden Flugmanagementaufgaben wie der Autopilot und das Wegpunktmanagement ausgeführt. Außerdem laufen hier die Kommunikationsthreads zur Bodenstation und zu weiteren *Onboard-Systemen*. Das *FMC-System* ist weiterhin für die Erfassung von Sensordaten wie GPS, *IMU*, Luftdatensonde und *Laser* verantwortlich, wobei diese Aufgabe auch von jeder anderen *CSM-Platine* ausgeführt werden könnte. Ein weiterer Bestandteil des *FMC-Systems* ist die Verwaltung des Datenlogs.

CSM

Das *FMC-System* kommuniziert über Datenleitungen mit den im Flugzeug verteilten Elektronikmodulen. Wie oben beschrieben, liefert es Sollpositionen der Aktuatorik an die *CSMs*, auf denen diese in direkte Signale für die einzelnen Servos umgesetzt werden. Die *CSMs* liefern Messdaten an den Hauptcomputer zurück. Die *CSMs* können auch abstraktere Befehle umsetzen und Sequenzen abarbeiten. Wird beispielsweise ein Befehl zum Einfahren des Fahrwerks gegeben, so wird von der *Gear Control Unit* eine Routine gestartet, die das Öffnen und Schließen von Fahrwerkstüren und das zeitlich abgestimmte Ein- und Ausfahren der Fahrwerksbeine realisiert. Dabei werden auch Randbedingungen überprüft und eingestellt, wie zum Beispiel die Rückstellung des gelenkten Bugrades vor dem Einfahren in den Fahrwerksschacht und Rückmeldungen über die ordnungsgemäße Verknüpfung (Endschalter) der Fahrwerksbeine. Das System der dezentralen Steuerung folgt Prinzipien eines schichtweisen Systemaufbaus. Während auf dem Hauptrechner Informationen wie zum Beispiel ein gewünschter Ausschlag einer Steuerfunktion allgemein vorliegen, werden diese erst auf der *Control Unit* des entsprechenden Moduls in spezifizierte Servosignale übersetzt (PWM oder abstraktere Signale).

WCU

Die *Wing Control Unit (WCU)* steuert alle Aktuatoren im Flügel und liest die dortigen Sensoren ein. Es werden pro Flügel acht Servos angesteuert und 16 Steuerflächensensoren überwacht.

TCU

Die Triebwerkssteuerung erfolgt über die *Tail Control Unit* und die daran angeschlossenen *Engine Control Units*. Des Weiteren werden je nach Leitwerkstyp sieben oder acht Steuerflächen kontrolliert und 14 bis 16 Steuerflächensensoren überwacht. Die *TCU* liest unter anderem auch die Daten der Triebwerke wie Drehzahl, Gasaustrittstemperatur, Schubhebelstellung, Kraftstoffdurchfluss ein.

LCU

Die *Link Control Unit* überwacht den Datenverkehr auf dem Telemetrielink und dem Piloten-RC-Link. Zusätzlich registriert die *LCU* als redundantes Überwachungssystem, wenn der Hauptcomputer nicht mehr fehlerfrei arbeitet und keine sinnvollen Signale liefert. Die *LCU* besitzt somit Informationen darüber, ob die Bodencrew noch Kontakt zum Fluggerät hat beziehungsweise ob vom Boden ein Flugabbruchsignal gesendet wurde. Weiterhin ist sie in der Lage, ein eigenes Flugabbruchsignal zu generieren, sobald keine Steuerungsmöglichkeiten für Mensch oder Maschine bestehen. Die *LCU* kann in diesem Falle über ein zweites, redundant angelegtes Auslösesystem den Fallschirm aktivieren, die Triebwerke abschalten und das Fahrwerk ausfahren. Das ist die Sequenz, die ausgelöst wird, sobald der Flug notgestoppt werden soll.

GCU

Die *Gear Control Unit* steuert das Fahrwerk. Die Fahrwerkssteuerung umfasst eine Sequenz zum:

- Öffnen und Schließen der Fahrwerkstüren,
- Ein- und Ausfahren der Fahrwerksbeine,
- Entkoppeln des Bugrades im eingefahrenen Zustand vom Seitenruder,
- Rückstellung der Bugradlenkung vor dem Einfahren
- Überwachen des Fahrwerks über Endschalter,
- Freischalten der Bremsen.

Im Normalbetrieb übernimmt die *GCU* die Steuerung der Bugradlenkung und der Hauptfahrwerksbremsen.

Slave A

Dieses Modul dient zur Erweiterung der Anzahl der Anschlüsse und liest unter anderem Sensoren sowie Pilotensignale ein.

ECU

Die *Engine Control Units* sind *COTS*-Produkte und werden vom Triebwerkshersteller geliefert. Jedes Triebwerk ist mit einer *Control Unit* ausgestattet. Sie übernehmen die Steuerung der Triebwerke sowie das Auslesen von Triebwerksparametern.

Missionsequipment

Das Missionsequipment dieser Ausbaustufe besteht aus einem PC104-System, welches von Projektpartnern (NLR) entwickelt wurde. Ergänzt wird dieser Missionsrechner durch einen leistungsfähigen Hochspannungstransformator und einen Frequenzgenerator. Die Missionsnutzlast ist in der Lage, zwei Piezzo-Lautsprecher anzusprechen und über zwei Mikrophone Lärm zu vermessen.

Bodenausrüstung

Am Boden befinden sich die Bodenstation sowie die Kommunikationseinrichtungen, um mit dem Fluggerät Daten austauschen zu können. Für die Nutzlast kann eigene, bodengebundene Ausrüstung benötigt werden und ein eigener, nutzlastspezifischer Datenlink unabhängig vom System benutzt werden. Das System selbst bietet jedoch Kapazitäten, um Nutzlastinhalte über den Standarddatenlink mit zu übertragen.

Während der Arbeit mit dem Fluggerät am Boden können optional Diagnose- und Steuerungsgeräte für Subsysteme angeschlossen werden.



Abbildung 14 Bodenstation mit vier Monitoren

Gesamtübersichten

Die folgende Abbildung zeigt den Systemplan des Fluggerätes der zur Entwicklung des Fluggerätes diente. Dieser wird hier jedoch nur als verkleinerte Version dargestellt.

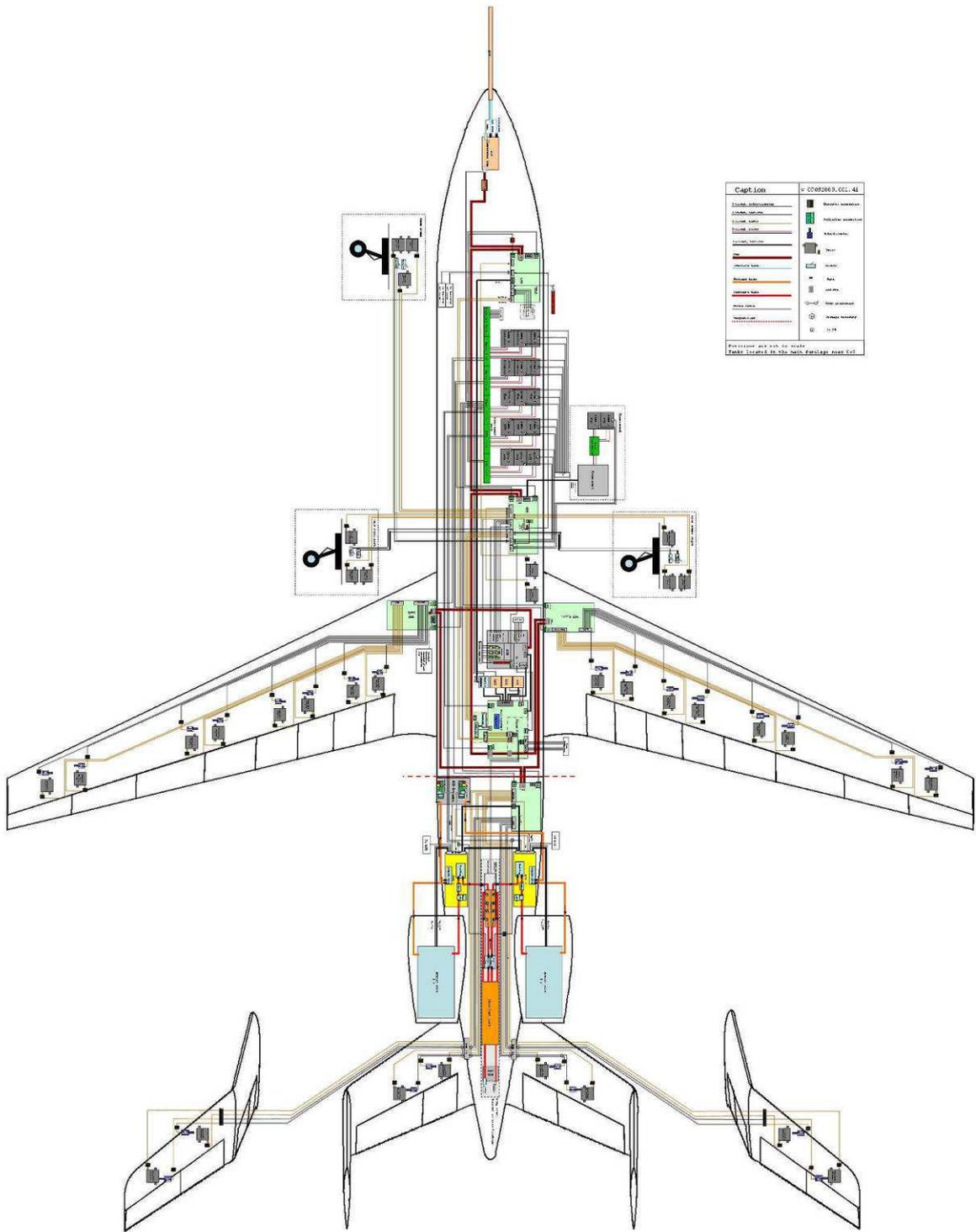


Abbildung 15 Gesamtsystemplan

6.2.2 Flugcomputer

Der Flugcomputer ist eine multifunktionale Einheit zur Messdatenerfassung, Datenverarbeitung und Aufzeichnung, zur Flugkontrolle und Navigation. Das *FMCS* wird auch zur Missionskontrolle eingesetzt. Es können Testdurchläufe, Flugprogramme oder Messprozeduren hinterlegt und bei Bedarf abgerufen werden. Es bietet einen bidirektionalen Datenlink zur Bodenstation sowie die Erfassung der Steuersignale eines Piloten via RC-Verbindung.

Die Hauptfunktionen sind:

- Anbindung und Einlesen von Sensordaten,
- vollständig programmierbarer Servomischer mit unbegrenzter Variationsbreite von Servomischeinstellungen und Sequenzierungen,
- modularer, integrierter Autopilot für Stabilisierung und Navigation,
- integrierte Modi zur Steuerung von frei definierbaren Testsequenzen,
- *Hardware in the Loop*-Schnittstelle für Entwicklung und Validierung,
- Datenspeicher auf *MMC/SD Card*,
- 100 Hz Echtzeit-Operationsgeschwindigkeit, Linux basiert,
- 100 Hz Datenlog mit Datensätzen von über 600 Werten pro Sample,
- bidirektionaler Datenlink zur Überwachung und Diagnose,
- interne Statusüberwachung der Fluggerätesoftware (*Watchdog*),
- optionale Stromversorgung angeschlossener Submodule (unter anderem *IMU*, Telemetrie),
- redundantes und unabhängiges Sicherheits- und Flugabbruchsystem mit manueller und automatischer Aktivierung.

Das *FMCS* ist das zentrale Rechenmodul in der generischen Messplattform. Es werden RC-Kommandos eingelesen und in servospezifische Signale umgesetzt. Es sind Sensoren zur Lagebestimmung angeschlossen, dessen Rohdatenverarbeitung wahlweise auf dem *FMCS* betrieben werden kann. Die Lagedaten werden dem internen Autopiloten zur Verfügung gestellt.

In der folgenden Abbildung ist eine Prinzipskizze der *FMCS*-Schnittstellen dargestellt.

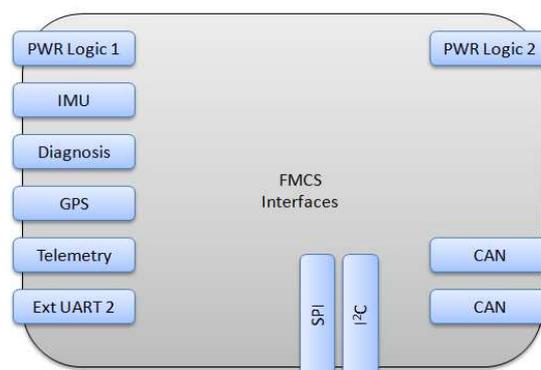


Abbildung 16 *FMCS* mit Ein- und Ausgängen

Das *FMC*-System verfügt über fünf serielle Schnittstellen, die für das Einlesen von Sensoren wie GPS, *IMU* und *Lasersensor* benutzt werden können. Da die hinterlegte Software keine kommerzielle ist, besteht voller Zugriff auf die Verwaltung und Nutzung dieser Schnittstellen. Weitere Sensoren können je nach Missionsanforderung implementiert werden. Auch auf den *Control Surface Modules* sind diverse Schnittstellen angebracht (siehe 6.2.3), so dass deren Anzahl variiert werden kann. Des Weiteren verfügt der Hauptrechner über zwei CAN-Schnittstellen. Dies ist eine hardwareseitige Vorbereitung für ein redundantes CAN Bus-

Kommunikationssystem, das in der aktuellen Version jedoch nur einfach genutzt ist. Die *FMCS*-Hauptplatine ist mit zwei Stromanschlüssen ausgestattet, über die die Elektronik redundant mit Strom versorgt wird.

6.2.2.1 Systemüberblick *FMCS*

In Abbildung 17 ist das *FMC-System* im Zusammenspiel mit den unterlagerten *CSMs* dargestellt. Die Hauptplatine des *FMCS* – der Master - ist über CAN Bus mit den *CSM*-Platinen verbunden. Jede Platine erweitert das System um die Anzahl der auf den *CSM*-Platinen vorhandenen Ein- und Ausgängen. Diese Ein- und Ausgänge bieten die Möglichkeit, in jedem Flugzeugmodul zusätzliche Systemhardware anzuschließen. Wird beispielsweise in einem Modul ein Zusatzsensor angeschlossen, so können dessen Werte über serielle Schnittstellen, Bus-Schnittstellen oder Netzwerkschnittstellen direkt vor Ort eingelesen werden. Die Übermittlung dieser Daten an den Hauptrechner erfolgt über das CAN Bus-System. Dort können die Daten gespeichert oder für die weitere Missionsplanung genutzt werden.

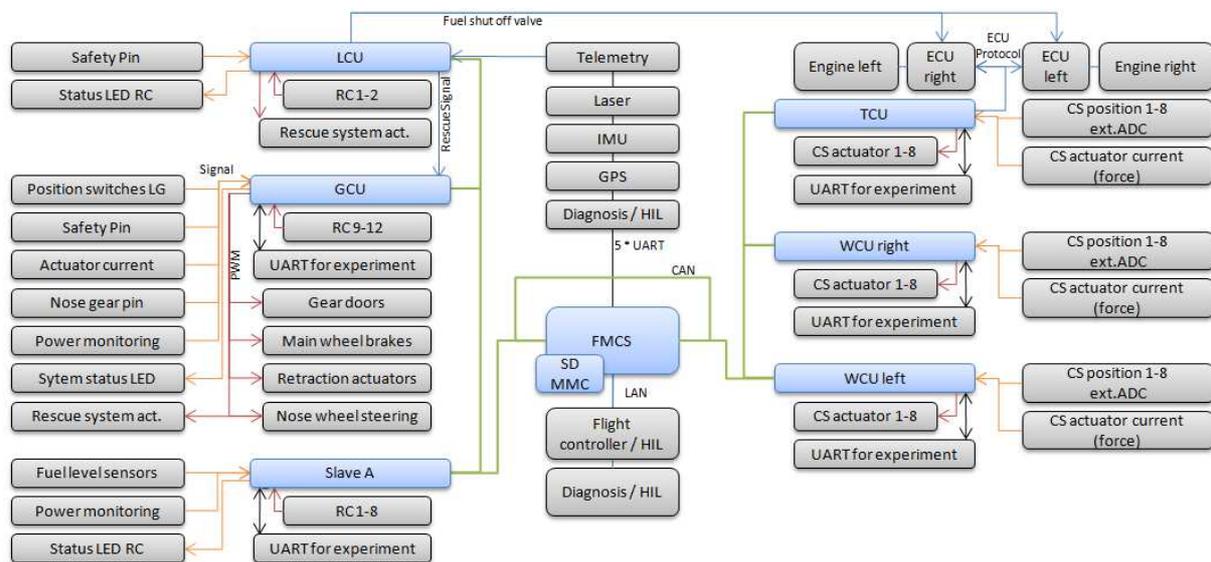


Abbildung 17 Systemübersicht *FMCS*

Das *FMCS* bietet ohne Erweiterungen folgende Anschlüsse:

- *HIL*-Schnittstelle
- Telemetrie-Schnittstelle
- LAN-Schnittstelle
- SD Card Slot
- 5 serielle Schnittstellen
- 2 CAN Bus-Schnittstellen
- I2C Bus und SPI Bus

6.2.3 Steuerungsmodule (*Control Surface Modules – CSM*)

Jedes Strukturmodul ist mit einer Kontrolleinheit ausgestattet, die die im Modul befindlichen Aktuatoren steuert und die Sensorwerte einliest. Dazu wurde eine Elektronik entwickelt, die verschiedene Ein- und Ausgänge anbietet. Dieses Modul wird in Verbindung mit dem *FMCS*-Hauptcomputer verwendet, wobei die Anzahl der zusätzlich verwendeten *CSM*-Platinen vom Flugzeug und der Mission abhängt. Die Grundidee ist, je nach Anforderungen den

Systemumfang anzupassen. Mit jeder weiteren *CSM*-Platine, die im System verwendet wird, steigt die Kapazität des Gesamtsystems um die des *CSM*-Moduls an.

Ein *CSM*-Modul bietet folgende Ein- und Ausgänge:

- Stromanschluss Elektronik,
- Stromanschluss Aktuatoren,
- ISP-Schnittstelle,
- Zwei serielle Schnittstellen UART0 und UART1 für Experimenthardware,
- CAN-Schnittstelle,
- 12 Servoausgänge mit
 - PWM-Signal (0,9 bis 2,1 ms),
 - Versorgungsspannung,
 - Stromvermessung,
- vier Relaisausgänge galvanisch getrennt zum Schalten,
- acht digitale Ausgänge zum Erzeugen binärer Informationen,
- acht digitale Eingänge zum Einlesen binärer Informationen,
- acht analoge Eingänge, 10 Bit Genauigkeit,
- acht analoge Eingänge, 16 Bit Genauigkeit ,
- vier zusätzliche Eingänge zum Einlesen von PWM-Signalen.

Diese Art Platine kann Servos steuern, komplexe Sensorschnittstellen verwalten, einfache Sensoren wie Potentiometer oder Flüssigkeitsfüllstandssensoren direkt einlesen, komplexe Geräte über Bus-Schnittstellen steuern (zum Beispiel Turbinen) und Zustände registrieren (zum Beispiel von anderen Modulen oder Schaltern). Ein Flugzeugmodul kann mit einer oder mehreren dieser *CSM*-Platinen ausgestattet werden. Eine Platine bietet normalerweise genug Kapazität, um ein Flugzeugmodul komplett zu steuern. Mehrere Platinen können innerhalb eines Strukturmoduls dafür verwendet werden, Redundanzen zu erzeugen.

Ein weiterer positiver Effekt dieses modularen und dezentralen Steuerungskonzeptes ist die Reduktion des Kabelbaums (siehe 6.1.1).

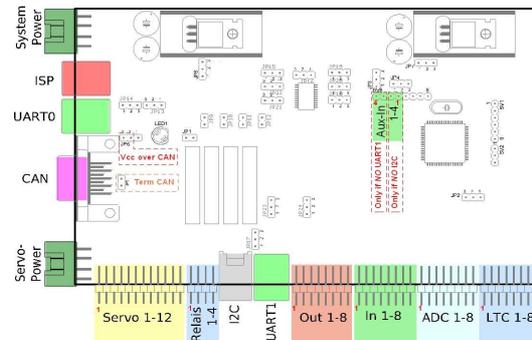


Abbildung 18 *CSM* Ein- und Ausgänge (Quelle: Ingenieurbüro E. Boenisch; modifiziert)

6.2.4 Aktuatorik / Steuerflächenkonzept

Im Fluggerät wird eine Vielzahl von Aktuatoren benötigt. Zum einen werden die Steuerflächen angetrieben, zum anderen Zusatzfunktionen wie Fahrwerksklappen, Einziehfahrwerk, Bremsen und Rettungssystem. Bei der Auswahl der Aktuatorik werden verschiedene Gesichtspunkte betrachtet:

- Die Größe des Aktuators sollte das Design der Flügel- und Leitwerksgeometrien sowie deren Profilierung so wenig wie möglich beeinflussen.
- Die anfallenden Kräfte müssen auch unter *Worst Case*-Bedingungen bewältigt werden.

- Um die Nutzung des Systems zu vereinfachen (Vorhalten von Ersatzteilen), ist es sinnvoll, wenn nur eine geringe Anzahl verschiedener Aktuatorentypen benutzt wird.
- Kaufteile sind aufgrund der Wiederbeschaffung zu bevorzugen
- Steuerungsfunktionen sollten redundant angetrieben werden.

Bei der Auslegung der Aktuatorik sind Flügelprofile (Eppler 434) und Leitwerksprofile (NACA 0012) bereits vorgegebene Größen. Die Installation der Steuerflächenantriebe soll dem Modularitätskonzept folgen, was die Unterbringung im jeweiligen Flugzeugsegment erfordert. Da eine steuerflächenferne Installation unnötige Antriebswellen und somit unnötiges Gewicht mit sich bringt, werden die Aktuatoren direkt an den betreffenden Steuerflächen installiert. Damit wird eine Reduzierung von Gestängelängen und somit eine spielfreie Anlenkung gewährleistet. Durch diese Randbedingungen lassen sich bereits die maximalen geometrischen Abmessungen der Antriebe festlegen. Limitierend dafür sind die Querruder und Leitwerkssteuerflächen, da der Bauraum durch die Profiltiefen begrenzt ist.

Für die Flügelhinterkante wurden mittels Berechnungen die Anzahl der Klappen und die Klappenbreite so gesetzt, dass die auftretenden Kräfte durch Servos dieser Baugröße erbracht werden können und homogen auf die Aktuatoren verteilt werden. Daraus resultiert eine Klappenanzahl von sechs Landeklappensegmenten und zwei Querrudersegmenten.

Das Moment einer Steuerfläche am Flügel ergibt sich wie folgt:

$$M_{flap} = cm_{flap} \cdot q \cdot S \cdot l_{\mu} \quad \text{GL. 1}$$

wobei q der dynamische Druck ist, S die Fläche des Flügelsegmentes, in dem die Klappe liegt, und l_{μ} die mittlere Flügeltiefe dieses Segmentes ist. Der Koeffizient cm_{flap} wird mit dem Programm XFOIL bestimmt. Er hängt von dem Verhältnis von $l_{\mu_{flap}}/l_{\mu}$ ab, wobei $l_{\mu_{flap}}$ die mittlere Flügeltiefe der Steuerfläche an sich ist. Da das Verhältnis $\frac{l_{\mu_{flap}}}{l_{\mu}} = 0.25 = \text{const.}$ ist, kann ein konstantes cm_{flap} angenommen werden. Für eine homogene Lastverteilung muss für jede Klappe der Betrag von $S \cdot l_{\mu}$ gleich werden, was zu einer Verteilung wie folgt führt:

+Flap no.	Startposition [mm]	Endposition [mm]
1	347,3	471
2	471	608
3	608	764
4	764	946
5	946	1169
6	1169	1467,3

Tabelle 5 Steuerflächenverteilung

Der Koeffizient cm_{flap} wurde für Geschwindigkeiten von 40 m/s, 50 m/s und 60 m/s für einen Klappenwinkel von 45° berechnet. Es stellte sich heraus, dass der Koeffizient relativ unabhängig von Ma- und Re-Zahl ist, und dass der Wert linear mit dem dynamischen Druck steigt und somit mit dem Quadrat der Fluggeschwindigkeit. Nach [31] und [6] steigt das Klappenmoment linear mit dem Ausschlagwinkel.

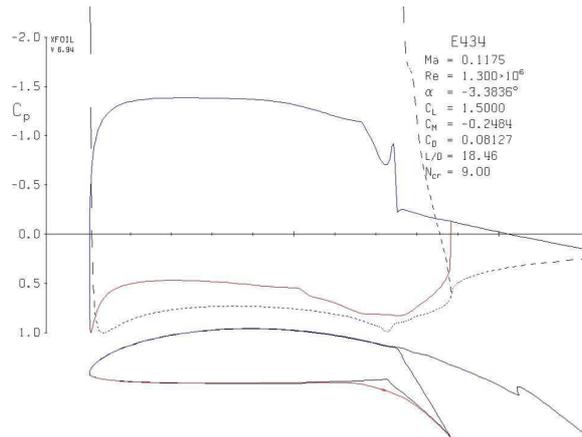


Abbildung 19 Polare für Landeklappensektion bei 45° Klappenwinkel

Um die zu erwartenden Servokräfte zu berechnen, muss außerdem in Betracht gezogen werden, dass die Klappenkräfte vom jeweiligen Übersetzungsverhältnis im Gestänge abhängen. Servos haben typischerweise einen Verfahrweg von $\pm 45^\circ$. Für die Steuerflächen werden $\pm 20^\circ$ benötigt und für die Landeklappen 0° bis 45° . Für die Klappe sechs am Flügel gilt ein Sonderfall. Da diese Klappe sowohl als Querruder als auch als Landklappe benutzt werden kann, muss hier die Steuerfläche einen Weg von 20° Hinterkante heben und bis 45° Hinterkante senken (Die Vorzeichen variieren je nach betrachteter Flügelseite und verwendeter Funktion). Die Servokräfte bei der Verwendung von Übersetzungen berechnen sich wie folgt:

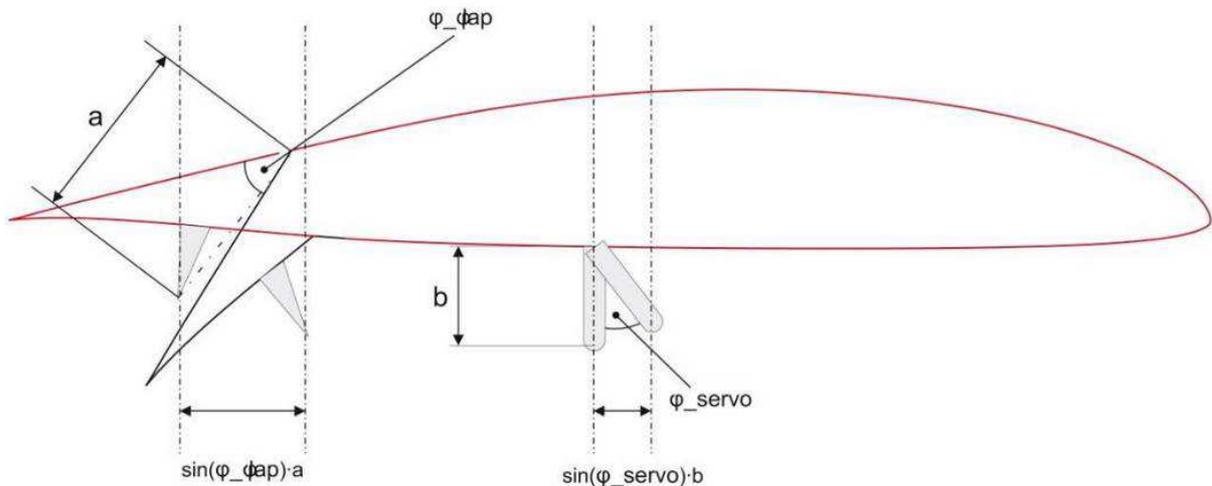


Abbildung 20 Profil mit Klappenausschlag 45°

$$a \cdot \sin(\varphi_{flap}) = b \cdot \sin(\varphi_{servo}) \quad \text{GL. 2}$$

$$F = \frac{M_{flap}}{a} \quad \text{GL. 3}$$

$$M_{servo} = F \cdot b = \frac{b}{a} \cdot M_{flap} = \frac{\sin(\varphi_{flap})}{\sin(\varphi_{servo})} \cdot M_{flap} \quad \text{GL. 4}$$

Die Grenze zum Bereich der Querruder wurde seitens der Aerodynamiker festgesetzt. Die verbleibende Fläche für die Querruder wurde gleichverteilt.

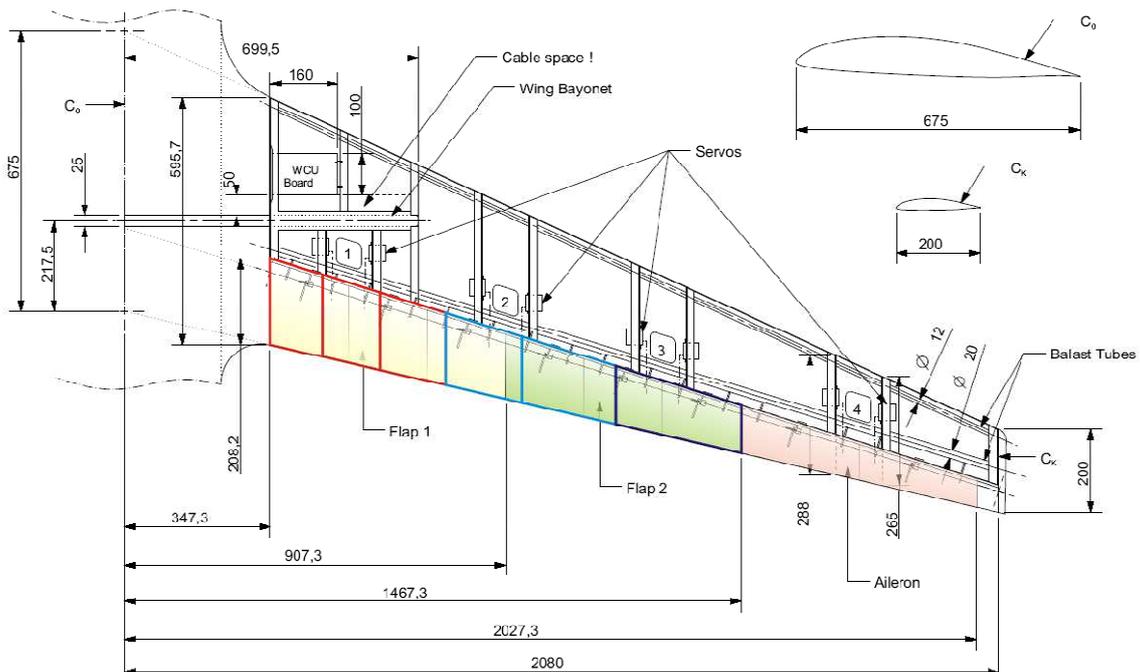


Abbildung 21 Verteilung der Flügel-Hinterklappensegmente (Quelle CAD: PW; modifiziert). Vergleich von krafthomogener Verteilung und gleichmäßiger Hinterkantenaufteilung

Durch die zunehmende Tiefe der inneren Landeklappen verringert sich die Klappenbreite, um eine Gleichverteilung der Antriebsbelastungen zu erhalten. Werden alle Klappen gleichmäßig gefahren, ergibt sich somit eine gleiche Belastung für jedes einzelne Servo. Im Windkanalversuch (siehe Anhang A) konnte dies validiert werden. Je nach Flugaufgabe können nun die Klappen durch entsprechende Programmierung gruppiert und die Größe der einzelnen Funktionen (innere Landeklappe, äußere Landeklappe, Querruder) variiert werden. Die einzelnen Steuerflächen sind mechanisch unabhängig und können sich getrennt voneinander bewegen. Solange mindestens zwei Klappen einer Funktion zugeordnet werden, ist dadurch eine Redundanz bei Ausfall eines Antriebs gewährleistet. Die Funktion wird in eingeschränkter Form weiterhin zur Verfügung stehen.

Die Verteilung der Aktuatoren für die Steuerflächen des Flugzeuges ist in Abbildung 22 dargestellt. Es ergeben sich für das U-Leitwerk 24 und für das hier nicht dargestellte T-Leitwerk 23 Klappenantriebe. Das U-Leitwerk besitzt vier Seitenruder-Steuerflächen. Jede Steuerfläche ist zudem mit einem zusätzlichen, externen Potentiometer als Winkelaufnehmer ausgestattet, um deren Ausschlagwinkel zu bestimmen. Mit diesem Messwert können Rückmeldungen über die tatsächliche Position der Klappe unter Last ermittelt und Rückschlüsse über die einwandfreie Funktion des Systems gezogen werden. Zusätzlich wird jeder Steuerflächenantrieb bezüglich seiner Stromaufnahme überwacht. Das dient zum einen zur Ermittlung der auftretenden Kräfte und zum anderen ebenfalls zur Systemüberwachung und Erkennung der Überschreitung kritischer Grenzen. In der Normalkonfiguration dieses Fluggerätes werden die Querruderfunktion, das Höhenruder und Seitenruder von je vier Servos gesteuert und die Landeklappenfunktion auf zwölf Antriebe verteilt.

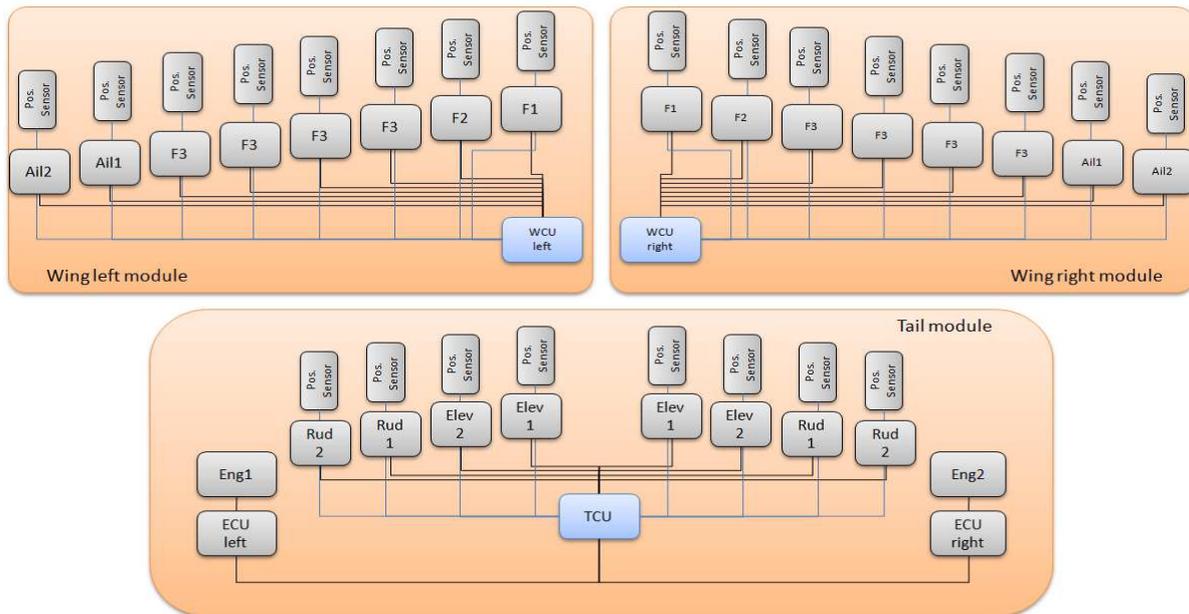


Abbildung 22 Verteilung der Steuerflächenaktuatorik (U-Tail)

Als Antriebe wurden nach ausführlichen Tests Servos vom Typ Hitec HS 5955 TG gewählt. Diese Servos haben sowohl ein gutes Leistungs - Gewichtsverhältnis als auch ausreichende Ergebnisse in Langzeitversuchen und Maximallastversuchen erzielt. Näheres zu diesen Tests wird im Anhang A erläutert.

Für einen Großteil der Zusatzfunktionen werden ebenfalls diese Servos eingesetzt. Zum einen haben diese Funktionen geringere Systemanforderungen bezüglich benötigter Drehmomente, zum anderen stellt es eine Vereinfachung bei der Handhabung des Systems dar, wenn die Anzahl der Servotypen gering ist. Einzig für die Ansteuerung der Fahrwerksmechanik kommen alternative Servos zum Einsatz.

Als weiterer Aktuator ist das Triebwerkssystem zu benennen. Der benötigte Schub wird von zwei Modellturbinen geliefert. Dieses System wird in Kapitel [6.2.4.2] beschrieben. Tabelle 6 stellt die Zuordnung der Aktuatoren und der Steuerungseinheiten dar.

Anzahl	Antriebstyp	Steuerung	Signalquelle	Versorgung	Signal
24 + 1	Servo	Steuerflächen, und Bugradlenkung	Control surface modules (WCU, TCU, GCU FMCS)	6,0 V	PWM
4	Servo	Fahrwerkstüren	Control surface module (GCU)	6,0 V	PWM
2	Engines	Schub	Engine control unit	ECU	ECU (serial bus)
1	Servo	Rettungssystem	FMCS	6,0 V	PWM
1	Servo	Rettungssystem	LCU	7,4 V	PWM
3	Servo	Fahrwerks-einziehmechanik	GCU	6,0 V	PWM
2	Servo	Hauptfahrwerks-bremsen	GCU	6,0 V	PWM

Tabelle 6 Aktuatoren - Übersicht

Für die Steuerflächen werden je nach Konfiguration zwischen 23 und 24 Servos zum Einsatz kommen. Das Fahrwerk benötigt 10 Servos, von denen drei die Einziehmechanik, drei die Fahrwerkstüren, eines die Bugradlenkung und zwei die Hauptfahrwerksbremsen ansteuern. Das Rettungssystem ist mit zwei unabhängigen Aktuatoren ausgestattet, die an separaten

Stromkreisen und separater Steuerungslogik angeschlossen sind. Dieses System wird in Kapitel [6.4] detailliert erläutert. Die Triebwerke werden hier zur Vollständigkeit aufgelistet.

6.2.4.1 Mechanische Integration

Um die Anlenkung der Steuerflächen mit minimalem Spiel zu gewährleisten, werden beidseitig gelagerte Kugelhöpfe als Gestängeanschlüsse verwendet. Dazu wurden spezielle Frästeile für den Servohebelarm hergestellt.

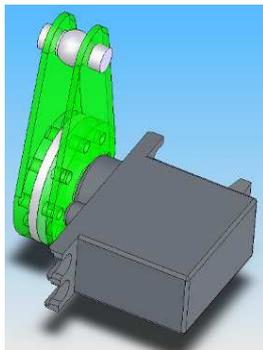


Abbildung 23 Servoarm

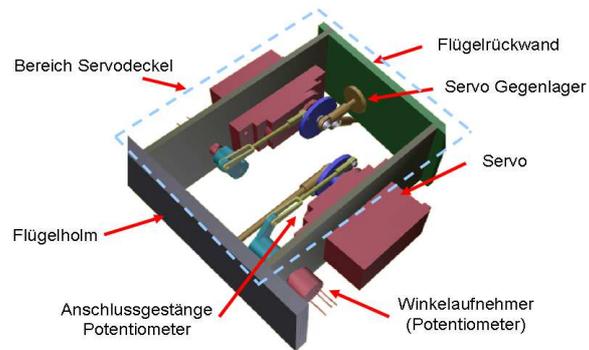


Abbildung 24 Servomechanik Prinzipskizze (Quelle CAD: PW; modifiziert)

Die Servos werden jeweils paarweise in einem Servoschacht installiert. Sie treiben zwei benachbarte Steuerflächen an. Diese Installation reduziert die benötigte Anzahl an Wartungsklappen auf die Hälfte. Für einen Flügel werden vier Schächte vorgesehen, für eine Höhenleitwerksseite einer und für ein Seitenleitwerk des U-Leitwerkes ebenso einer. Für das Seitenleitwerk des T-Leitwerkes müssen aufgrund der Dreiteilung der Hinterkantenklappen zwei Servoschächte vorgesehen werden. Jede Steuerfläche wird zudem mit einem Winkelaufnehmer ausgestattet. Der Aufnehmer ist nicht an der bevorzugten Position direkt auf der Scharnierlinie platziert, sondern wird aufgrund von Bauraumbeschränkungen ebenfalls über ein Gestänge angeschlossen. Dies bringt als nachteilig anzusehendes, zusätzliches Gestängespiel mit sich.

Der Winkelaufnehmer misst die tatsächliche Position des Servoarms. Es kann somit überprüft werden, ob das Servo die Sollposition erreicht hat. Es kann während des Fluges nicht festgestellt werden, ob sich das Gestänge zur Steuerfläche in einwandfreiem Zustand befindet. Zur Verwendung kommen hochpräzise Potentiometer. Die Anschlussgestänge zum Potentiometer sind lastfrei. Somit können Verformungen oder Beschädigungen der Anschlussgestänge während des Betriebs nahezu ausgeschlossen werden. Da die Winkelaufnehmer aller Klappen kalibriert sind, würde durch ein defektes Gestänge der Messaufnehmer ein Fehlalarm ausgelöst werden, weil Abweichungen über ein kritisches Limit hinaus sofort auf der Bodenstation signalisiert werden.

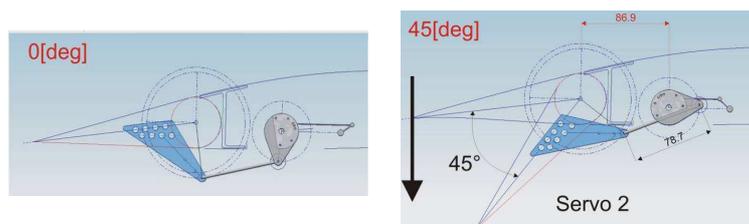


Abbildung 25 Gestängeanschlüsse Servokinematik (Quelle: IFB, Universität Stuttgart)

Die Servokinematik ist so ausgelegt, dass sich zum Beispiel eine Verknüpfung der *Flaps* im Bereich der höchsten Lastfälle ergibt. Die Belastung auf das Servogetriebe wird dadurch

minimiert und die Lasten von den Servoagern und Gegenlagern aufgenommen. Dies wird in Abbildung 24 und Abbildung 25 verdeutlicht. Beschädigungen des Gestänges in diesem Bereich können mit der aktuellen Sensorinstallation nicht diagnostiziert werden. Daher stellt die Winkelmessung der Steuerflächen ein Bereich mit Optimierungspotenzial dar.

6.2.4.2 Servotest und Validierung

In verschiedenen Tests wurden die Servos vermessen. Es wurden Langzeitversuche und Hochbelastungstests durchgeführt. Zudem wurden verschiedene Servotypen miteinander verglichen, um eine korrekte Auswahl treffen zu können. Letztlich musste noch festgestellt werden, wo die Versagensgrenze dieser Servos liegt. Dazu wurden auch Blockiersversuche und Langzeitversuche bis zur Zerstörung durchgeführt.

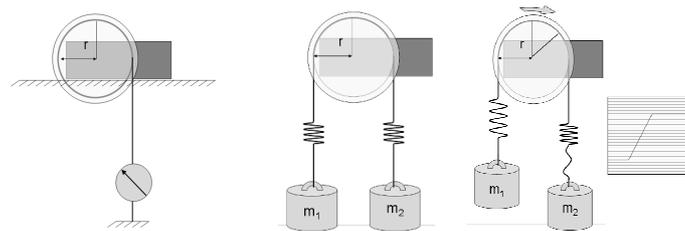


Abbildung 26 Servotestaufbau Drehmomentmessung (links), Langzeitversuch (Mitte und rechts)

Wie üblich im Bereich der Modellbauservos, erreichen die Komponenten nur Bruchteile von den im Datenblatt angegebenen Werten. Das musste bei der Auswahl berücksichtigt werden.

Nach Abschluss der Tests wurde das Hitec Servo HS 5955 TG ausgewählt – ein programmierbares Hochleistungsservo mit integriertem Kühlkörper und Titangetriebe mit 6 V Versorgungsspannung.

Dieses Servo erzeugt rund 100 Ncm Drehmoment bei 5 V Versorgungsspannung und ist somit für den Einsatz in allen Funktionen geeignet. Zudem hat es eine hohe Leistungsdichte, was zu kleinen Abmessungen führt. Direktantriebe auch in den Flügelspitzen und Leitwerken können daher realisiert werden. Im Dauerversuch zeigten diese Servos ein temperaturstabiles Verhalten. Details zu den Servotests befinden sich im Anhang A.

6.2.5 Sensoren

In der unbemannten Messplattform kommen verschiedene Sensoren zum Einsatz. Prinzipiell lassen sich die Sensoren in zwei Gruppen aufteilen. Zum einen sind Sensoren fest eingebaut und Teil der Avionik zur Fluglageerkennung, Positionsbestimmung und Ermittlung flugphysikalischer Größen wie dynamischer Druck, statischer Druck, Temperatur, Anstellwinkel und Schiebewinkel. Die zweite Gruppe von Sensoren umfasst diejenigen, welche temporär zur Erfüllung einer bestimmten Mission installiert sind. Dazu zählen zum Beispiel die Installation noch präziserer Sensoren zur Erfassung gewisser Standardgrößen, aber auch Zusatzsensoren, wie zum Beispiel Mikrofone oder optische Sensoren. Im Folgenden wird die Zusammenstellung der Sensorik der Messplattform beschrieben.

6.2.5.1 Luftdatensonde

Die Erfassung der Geschwindigkeit und Druckhöhe des Fluggerätes erfolgt mit einer eigens dafür entwickelten Luftdatensonde (SFL-GmbH und Ingenieurbüro E. Böhnisch). Die Sonde ist mit einem circa 1,5 m langen Ausleger ausgestattet, an dem ein Pitotrohr zur Erfassung des dynamischen und statischen Drucks, je eine Sonde zur Erfassung des Anstell- und Schiebewinkels und ein Temperaturfühler angebracht sind. Die Messdaten werden an eine

Elektronikeinheit geleitet, in der die erste Verarbeitung stattfindet. Die Elektronik ist über CAN Bus an das Flugmanagementsystem angeschlossen und schickt sowohl die Rohdaten der Sensoren wie auch verrechnete Werte wie *indicated airspeed*, *true airspeed* und Druckhöhe zur Speicherung an den Hauptrechner. Die Sonde ist in der Nase des Fluggerätes installiert, wodurch die Messung in etwa 1,5 m vor der Rumpfnase ermöglicht wird. Diese Art der Entfernung reduziert die Einflüsse der Rumpfumströmung. Aus aerodynamischen Gesichtspunkten wäre eine Messstelle in noch größerer Entfernung des Rumpfes anzustreben. Die hier gewählte Länge des Auslegers stellt ein Kompromiss zwischen aerodynamischer Güte des Messsignals und mechanischer Integration dar. Wie später im *Full Scale*-Windkanalversuch gezeigt werden konnte, liegt der Ausleger bei allen auftretenden Geschwindigkeiten ruhig in der Luft und zeigt keinerlei Tendenzen von Schwingungen. Zusätzlich wurde die Luftdatensonde im Laminarwindkanal untersucht und es wurden Kalibrierungsmessungen vorgenommen. Die Ergebnisse sind im Anhang A dargestellt.



Abbildung 27 Luftdatensonde während des *Full Scale*-Windkanalversuchs (links, Quelle: Universität Stuttgart) und mit Verarbeitungselektronik (rechts, Quelle: Ingenieurbüro SFL-GmbH)

6.2.5.2 GPS

Zur Bestimmung der globalen Position des Fluggerätes wird ein GPS-Empfänger benutzt. Die GPS-Antenne ist eine handelsübliche Antenne, welche mit vier Hertz Positionsdaten liefern kann. Das System ist jedoch so ausgelegt, dass die Sensoren je nach Anwendungsfall angepasst werden können. Der modulare Aufbau ermöglicht es auch, Antennen mit wesentlich höherer Rate beziehungsweise auch ein DGPS-System zu verwenden.

6.2.5.3 IMU

Wie bei den anderen zu messenden Größen kann auch zur Vermessung der Lage und Beschleunigungen prinzipiell jedes geeignete Gerät verwendet werden. So könnten für das Flugmanagementsystem *Laserkreisel*, mechanische Kreisel oder wie im vorliegenden Fall elektromechanische Komponenten eingesetzt werden. Die Daten werden dabei über entsprechende serielle Schnittstellen eingelesen. In der aktuellen Ausbaustufe der Messplattform wird eine *IMU* der Firma Microstrain benutzt. Dieses System ist in der Lage, Beschleunigungen und Drehraten mit relativ guter Genauigkeit zu liefern. Zusätzlich wird ein neuartiger, von der Fraunhofer Gesellschaft Stuttgart (IPA) entwickelter *IMU*-Algorithmus verwendet, der die Genauigkeit von MEMS *IMUs* erheblich steigert. In der Messplattform kommt dieser Algorithmus erstmals zum Einsatz. Von der *IMU* werden sowohl Rohdaten als auch die verarbeiteten Daten des *IMU*-eigenen wie auch die des Fraunhofer-Algorithmus gespeichert.



Abbildung 28 Inertiale Messeinheit (Quelle: www.microstrain.com, Zugriff am 05.09.2011)

6.2.5.4 Laser

In der unbemannten Messplattform können für Experimente Zusatzsensoren installiert werden. Für die geplanten Lärmvermessungsversuche wurde ein *Laser*-Höhenmessgerät eingebaut. Dieser *Laser* ist in der Lage, bis in eine Höhe von 300 m eine *Lasergestützte* Höhenangabe in einem Genauigkeitsbereich von wenigen Millimetern zu liefern. Die Qualität dieses Messwertes ist jedoch an die Oberflächenbeschaffenheit des Untergrundes sowie an die Genauigkeit der Lagebestimmung durch die *IMU* gebunden. Für die Lärmvermessungsmission gab es die Vorgabe, dass diese nur über der Landebahn stattfinden soll. Das heißt, während der Einsatzdauer des *Lasersensors* kann von einem Asphalt- oder Betonuntergrund ausgegangen werden. Um die Qualität des Sensors zu überprüfen, wurde eine umfangreiche Messkampagne mittels eines bemannten Kleinflugzeuges unternommen. Dabei wurden verschiedene *Lasersensoren*, GPS- und Luftdrucksensoren an einem Kleinflugzeug befestigt und Vergleichsmessungen vorgenommen. Diese Tests sind im Anhang A beschrieben.

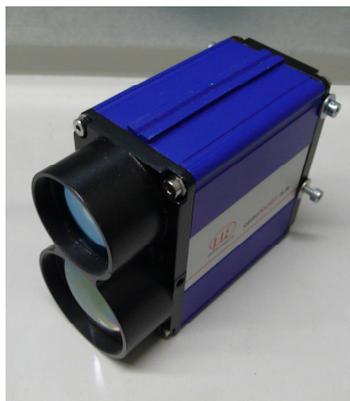


Abbildung 29 Lasersensor

6.2.5.5 Lärmess-Ausrüstung

Die Entwicklung der Lärmess-Nutzlast wurde bei einem im Forschungsprojekt beteiligten Partner durchgeführt (NLR, Niederlande). Sie besteht aus einem PC104-Computer, einem Transformator und einem Steuermodul für Lautsprecher. Zusätzlich sind Mikrofone angeschlossen. Die Mikrofone sollen zu Testzwecken bestimmte Frequenzen an Bord aufzeichnen, um die Ausbreitung von Triebwerkslärm zu vermessen. Im System werden zwei Mikrofone eingesetzt, die an der Rumpfoberseite bündig mit der Außenhaut vor den Triebwerken angebracht sind. Die Lautsprecher dienen zur Erzeugung von Testfrequenzen, die wiederum mit Mikrofonen am Boden aufgezeichnet werden. Die Akustiker sind an der Ausbreitung bestimmter Frequenzen von Turbinen im Originalmaßstab interessiert. Die Mikrogasturbinen, die in diesem Fluggerät verwendet werden, erzeugen nur zum Teil "skalierten" Lärm. Um auch die fehlenden Frequenzen analysieren zu können, werden diese einfach erzeugt. Die Piezzo-Lautsprecher können zudem überall am Fluggerät angebracht werden, da sie baulich sehr flach sind (<1 mm). Deshalb sind auch Simulationen bestimmter Frequenzen im Bereich Fahrwerk oder Steuerflächen denkbar.

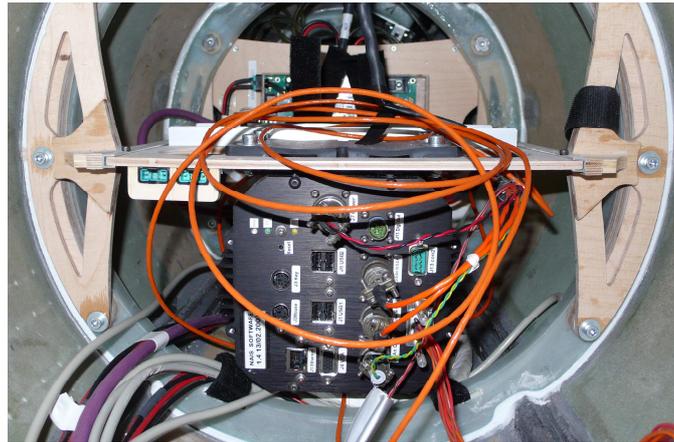


Abbildung 30 Lärmmess-Ausrüstung im Heckmodul

6.2.5.6 Klappenvermessung

Luftkräfte verursachen möglicherweise Abweichungen zwischen Soll- und Istposition der Steuerflächen. Weiterhin können zu hohe aerodynamische Kräfte Ursache dafür sein, dass die Servos gar nicht erst die Sollposition erreichen. Um sicherzustellen, dass die Servos immer innerhalb ihres spezifizierten Arbeitsbereiches bleiben, wurden zwei Messsysteme für jede Steuerfläche eingebaut. Zum einen wird jeder Aktuator hinsichtlich seiner Stromaufnahme überwacht, zum anderen wird dessen Position vermessen. Diese Werte können auf der Bodenstation beobachtet werden. Sobald die Abweichung der Position über einem kritischen Limit oder die Stromaufnahme zu hoch ist, wird auf der Bodenstation ein Alarmsignal erzeugt, das den Operator auf diesen Fakt hinweist. Außerdem ermöglicht die Positionsvermessung eine Regelung der Steuerflächen zur Lastkompensation.



Abbildung 31 Potentiometer VP12 Steuerflächenvermessung (Quelle: [19])

6.2.6 Datenspeicher

Als Datenspeicher dient eine SD/MMC Karte, die sich im Hauptcomputer des *FMCS* befindet. Die Karte hat eine Kapazität von 2 GB. Der Datenlog enthält circa 600 Werte, welche mit 100 Hz gespeichert werden. Die Kapazität der Karte reicht bei derzeitiger Größe des Datenlogs für circa drei Stunden Flug. Der Datenlog ist in vier Dateien aufgliedert. Es werden Daten thematisch zur besseren Verarbeitung getrennt. Die Hauptdatenlogdatei enthält alle Flugdaten und alle Messdaten. Weiterhin gibt es eine Datei, welche den Telemetriestatus enthält sowie eine Autopilotendatei. Die vierte Datei umfasst generelle Informationen zum System- und Softwarestatus. In der aktuellen Skalierung des Systems werden pro Minute Flug 10 Mb Daten gesammelt und aufgezeichnet.

6.2.7 Piloten-Interface

Zur Steuerung des Fluggerätes kommt eine moderne RC-Anlage von ACT zum Einsatz. Diese arbeitet im 2,4 GHz Frequenzband. Bezüglich der Sicherheit bietet die Anlage mehrere Eigenschaften, welche zusammen mit einem Reichweitentest zur Auswahl des Systems führten. Die Anlage arbeitet senderseitig mit zwei unabhängigen HF-Modulen, wobei jedes über eine eigene Antenne verfügt. Die Antennen können am Sender so angebracht werden, dass verschiedene Raumrichtungen abgedeckt sind. Weiterhin arbeitet der Sender mit dem so

genannten Frequenz-Hopping-Verfahren. Dieses Verfahren benutzt nicht nur einen Kanal des Frequenzbandes zur Übertragung der Daten, sondern springt in sehr kurzen Abständen von einem Kanal zum nächsten. Dabei werden alle Kanäle des Frequenzbandes benutzt, wobei die Verweildauer auf einem Kanal sehr kurz ist. Sollte ein Kanal des Frequenzbandes gestört oder belegt sein, so wirkt sich das auf die Übertragung nur sehr gering aus. Der Kanal wird zwar von Zeit zu Zeit vom System "belegt", jedoch sind die Störungen zu kurzweilig, um sich kritisch auf die Steuerung des Fluggerätes auszuwirken. Als dritte Maßnahme wird bei dieser Übertragungsanlage ein redundantes Empfängersystem, bestehend aus zwei Empfängern, benutzt. Jeder Empfänger ist mit zwei redundanten Empfangselektroniken und mit zwei Antennen ausgestattet. Somit hat das Fluggerät vier RC-Empfangsantennen. Bei günstiger Anbringung der Antennen am Rumpf kann erreicht werden, dass in jeder Fluglage mindestens eine Antenne direkten "Sichtkontakt" zum Piloten und eine gute Antennenausrichtung hat. Um dies zu erreichen, wurden drei Antennen im 120° Winkel sternförmig um den Rumpf verteilt und die vierte in Flugrichtung weisend unter den Rumpf montiert.



Abbildung 32 Empfänger und Antennenkonfiguration am Rumpf (gelbe Pfeile markieren RC-Antennen, weißer Pfeil markiert Telemetrie-Antenne), rechts: Aufteilung der RC-Antennen am Rumpf

6.2.7.1 Test und Validierung RC-System

In Tests wurde die Reichweite des RC-Systems ermittelt. Verschiedene Systeme mit unterschiedlichen Sende- und Empfangsmethoden wurden Vergleichstests unterzogen. Dazu wurden optimierte Boden-Boden-Testbedingungen erzeugt, indem die Sendeanlagen auf einer Hügelkuppe (50 m) positioniert und die Empfänger unter Sichtbedingungen schrittweise von der Signalquelle entfernt wurden. In regelmäßigen Abständen wurde die Signalqualität bewertet.

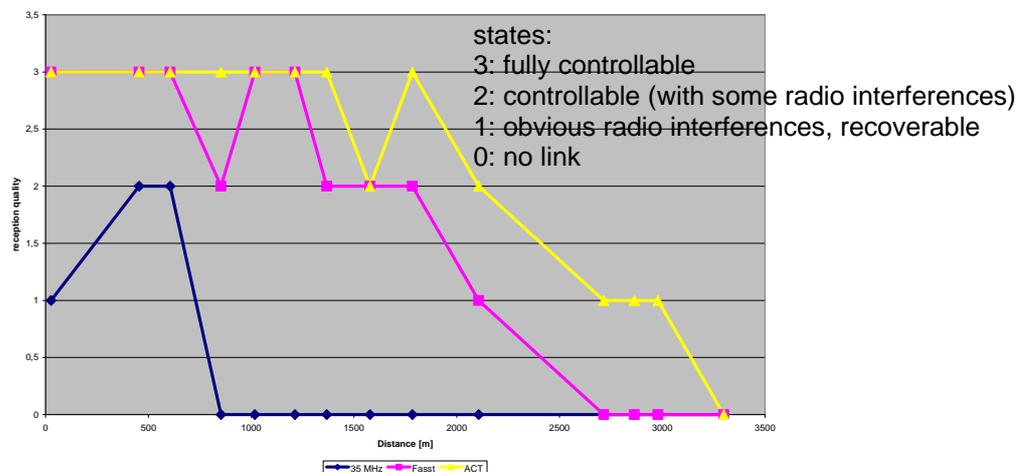


Abbildung 33 Testergebnisse Reichweiten-Vergleichstest (35 MHz blau, Futaba Fasst pink, ACT gelb)

In Abbildung 33 sind die Ergebnisse dieses Vergleichstests dargestellt. Es ist zu erkennen, dass das 35 MHz System relativ schnell den Kontakt zur Signalquelle (RC-Sender) verliert. Die 2,4 GHz Systeme von Robbe Futaba und von ACT registrieren dagegen noch wesentlich länger ein verwertbares Signal am Empfänger. Da bis auf das ACT-System keine Messwerte zur Evaluation der Signalstärke vorliegen, wurde das Signal in vier Kategorien eingeteilt:

- sehr gutes Signal,
- Signal vorhanden und ausreichend zum Steuern von Fluggeräten,
- Signal vorhanden, jedoch nicht ausreichend zum Steuern von Fluggeräten,
- kein Signal.

Der Messpunkt bei circa 1600 m wurde durch eine Baumgruppe abgeschattet, was sich im 2,4 GHz Signal von ACT deutlich erkennen lässt. Es liegt eine Abschattung durch Hindernisse vor, worauf 2,4 GHz Signale aufgrund der kurzen Wellenlänge sensibler reagieren. Die Reichweite, die mit verwertbaren Signalen erzielt werden konnte, liegt mit den 2,4 GHz Systemen bei circa 2000 m. Die Auswahl wurde letztlich für das ACT-System entschieden. Zum einen arbeiten mehr Systeme sender- und empfangsseitig parallel, was die Redundanz erhöht, zum anderen bietet das ACT-System einige zusätzliche Features wie programmierbarer Empfänger oder ein Qualitätssignal.

Nachdem die Auswahl für das RC-System getroffen wurde, wurde die Reichweite nochmals im komplett eingerüsteten Zustand im Fluggerät verifiziert. Dazu wurde das Fluggerät in circa 1 m Höhe über dem Boden positioniert. Die Bodenstation und die RC-Anlage wurden in circa 2 km Entfernung aufgebaut und ein Testprogramm absolviert. Die genaue Beschreibung befindet sich im Anhang A. Dort befinden sich ebenso die Beschreibungen und Ergebnisse des RC-Verbindungstests, die mit Hilfe eines Ultraleichtflugzeuges unter Flugbedingungen erzeugt wurden.

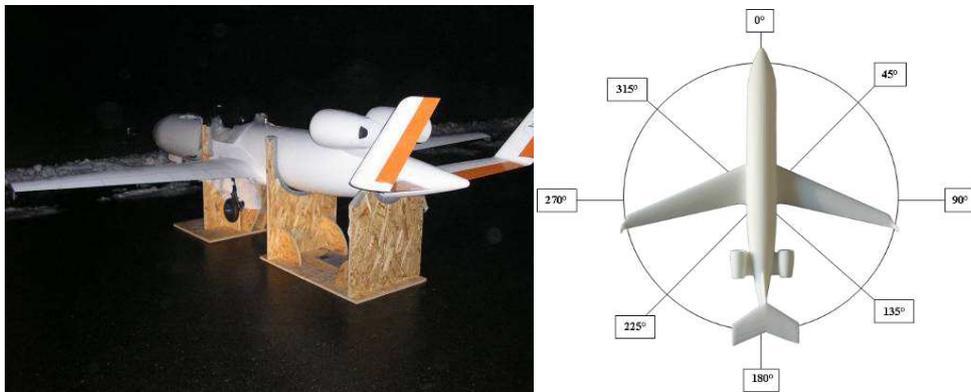


Abbildung 34 Testaufbau Reichweitentest Gesamtsystem

Durch die Tests konnte gezeigt werden, dass die geforderte Reichweite vollständig zur Verfügung steht. Alle Systeme an Bord (Lärmvermessungs-Nutzlast, *Laser*, *IMU*, *GPS*, *Kamera*, *FMCS*, *LCU*, alle *CSMs*, *Slave A*, Aktuatoren, Triebwerke, Tankentlüftungssystem, Telemetrie, Luftdatensonde, Rettungssystem) waren während der Tests in Betrieb. Das Fluggerät wurde zudem in 45° Schritten um die Hochachse gedreht und die Tests wiederholt. Es konnten keine negativen Einflüsse durch die Einbaulage der Systemkomponenten in der horizontalen Ebene festgestellt werden.

6.2.8 Human Interface Board

Das Fluggerät wurde mit zwei Bedienpanelen ausgestattet. Sie stellen eine Reihe von Funktionen zur Verfügung, die während der Bodenoperationen benötigt werden. Bei einer Plattform, die zu Experimenten genutzt wird und dem Einfluss wechselnder

Systemkonfigurationen ausgesetzt ist, ist es um so wichtiger, dass die Bedienung stark überwacht, standardisiert und abgesichert wird, um Bedienfehlern vorzubeugen. Dazu wurde ein *Human Interface Board (HIB)* entwickelt, welches die Möglichkeit schafft, wiederkehrende Prozeduren wie Systeminbetriebnahme, Betankung, Tests, Öffnung der Rumpfnasen-Wartungshaube, Systemabschaltung, das Datenauslesen und *HIL*-Simulationen in Form von vorgefertigten Handlungsabläufen abzarbeiten.



Abbildung 35 *Human Interface Board*

In Abbildung 35 ist das Haupt-*Interface Board* abgebildet. Im linken Bereich befindet sich das Stromversorgungssystem mit fünf *Powerboxen*. Rechts sind eine Reihe von Schaltern, Buchsen und Leuchtdioden angeordnet.

Das Flugzeug verfügt über fünf Stromkreise, die wiederum jeweils über vier redundante Akkumulatoren betrieben werden. Eine Herausforderung bei der Konstruktion bestand in der Gestaltung der Schalter, um die Systeme in Betrieb nehmen zu können. Die Anforderungen seitens der Elektronik würden zu schweren und großvolumigen Schaltern führen. Es wurde deshalb nach einer Lösung gesucht, die Schalter klein aber dennoch leistungsfähig ausulegen. Zum Einsatz sind elektrische Brücken gekommen, die über Goldkontaktstecker eingesetzt werden. Diese Brücken haben ein geringes Gewicht, lassen die erforderlichen Ströme zu und es kann unter Last "geschaltet" werden. Jeder Akku verfügt über eine eigene Brücke und kann über diese in das System genommen werden. Bei nicht gesteckter Brücke wird die Ladebuchse des entsprechenden Akkus freigegeben und der Akku kann geladen werden (auch während des Betriebs über andere Akkus). Wird der Akku im System benutzt, wird dies über eine LED zurückgemeldet. Das dient zur optischen Kontrolle, ob tatsächlich ein Akku installiert worden ist und dem System zur Verfügung steht. Alternativ zur internen Stromversorgung, kann das System über eine Buchse von extern versorgt werden. Ein durchgängiger Betrieb trotz Ladens der internen Akkus ist damit gewährleistet.

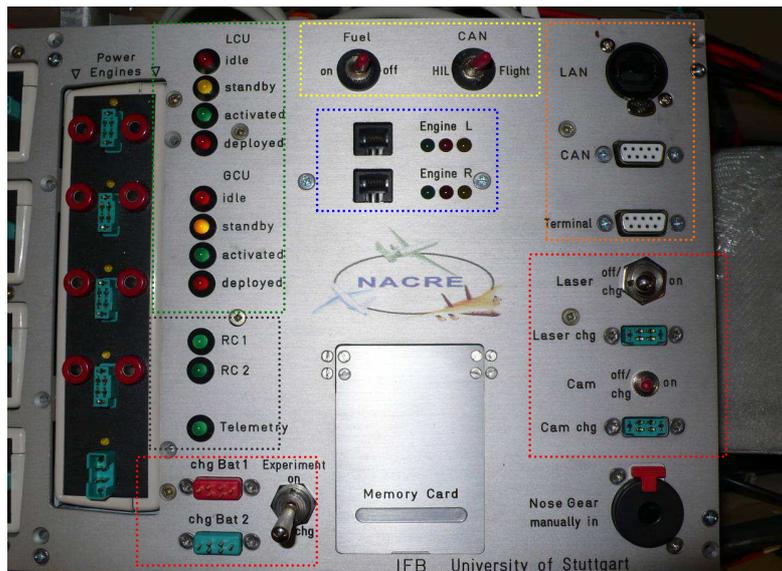


Abbildung 36 HIB

Im Folgenden wird das in Abbildung 36 dargestellte Bedienfeld des *HIBs* erläutert. Oben rechts, orange markiert, befinden sich Anschlüsse für LAN, CAN Bus und eine serielle Schnittstelle für ein Terminal. Die LAN-Schnittstelle wird während der *HIL*-Simulation bei der Einstellung des Autopiloten sowie für Softwareupdates des Flugcomputers benötigt. Die CAN-Schnittstelle ist ebenso für *HIL*-Simulationen erforderlich. Hier werden die Datenpakete mit simulierten Sensordaten aus der Flugsimulation eingespeist und die Steuerbefehle des Hauptcomputers an die Aktuatoren mitgelesen. Diese werden dann im Flugsimulator zur Steuerung des virtuellen Modells benutzt. Der Terminalanschluss wird für Wartungs- und Debuggingzwecke benötigt. Er liefert direkten Zugriff auf die Software. Es können Systemzustände, Sensorwerte, Parameter und Wegpunkte ausgelesen werden.

Die roten Markierungen stellen Nutzlastkontrollelemente dar. Der im Fluggerät eingebaute *Laser* kann von hier in Betrieb genommen sowie der zugehörige Akku geladen werden. Das Gleiche gilt für die *Onboard*-Kamera. Die im Flugzeug befindliche Experimentalhardware (sei es ein weiterer Computer oder ein Sensor) kann über das Bedienfeld unten links in Betrieb genommen werden. Zusätzlich befinden sich hier zwei Ladebuchsen, über die eine potentielle redundante Nutzlast-Stromversorgung geladen werden kann, ohne die Akkus zwingend aus dem Flugzeug ausbauen zu müssen.

Schwarz markiert sind Rückmelde-LEDs, die eine ordnungsgemäße Verbindung zum RC-Sender und zur Telemetrie wiedergeben. Leuchten diese LEDs nicht, besteht keine Verbindung.

Die grüne Markierung oben links zeigt eine Reihe von Status-LEDs, die den Zustand des Flugabbruchsystems und dessen Kontrollelektronik signalisieren. In der Software ist eine Prozedur hinterlegt, die einerseits verhindert, dass das Rettungssystem versehentlich am Boden ausgelöst wird und andererseits das Gerät nicht gestartet werden kann, ohne das Rettungssystem scharf zu stellen. Die Steuerung des Rettungssystems wird über zwei Elektronikmodule redundant bearbeitet, deren Zustand hier überwacht werden kann.

Oben mittig, gelb markiert befindet sich ein Schalter für die Inbetriebnahme des Pumpensystems zur Tankentlüftung. Dieser Schalter ist notwendig, da die Tankentlüftung nicht permanent bei Stromversorgung des Fluggerätes laufen soll. Wird zum Beispiel das System enttankt, muss die Entlüftung zeitweise deaktiviert werden. Auch bei nicht laufenden Triebwerken ist eine Bedruckung der Hoppertanks nicht erforderlich. Weiterhin ist hier ein Schalter für das CAN Bus-System angebracht. Ein CAN Bus muss durch

Abschlusswiderstände an seinen beiden Enden terminiert werden. Im Falle des Fluges endet der CAN Bus am *HIB* und der Abschlusswiderstand wird per Schalter gesetzt. Im Falle einer *HIL*-Simulation wird der CAN Bus zum Simulationsrechner verlängert. Dazu muss der Schalter, der den Abschlusswiderstand trennt, geöffnet werden. Der CAN Bus wird dann am Simulationsrechner terminiert.

Das Haupt-*Interface Board* bietet die Möglichkeit, die Triebwerk-*Ground Support Units* anzuschließen, die Daten der Triebwerke auszulesen, Parameter zu setzen, die Triebwerkskomponenten zu testen oder die Triebwerke anzulassen. Auch Rückmeldungen über den Triebwerksstatus werden über LEDs angezeigt.

Im unteren Bereich befindet sich unter einer Schutzklappe die SD/MMC Card, auf der der Datenlog des Fluggerätes hinterlegt wird. Im Flugbetrieb kann durch einfaches Wechseln der Speicherkarte der Datenlog vom Fluggerät genommen werden und das Flugzeug ist wieder bereit zum Start. Ein langwieriges Auslesen entfällt.



Abbildung 37 SD Card Slot auf dem Haupt-HIB

Im unteren rechten Bereich befindet sich ein Slot für einen Fahrwerkssicherheits-Pin. Dieser wird gesteckt, wenn das Frontfahrwerk eingefahren werden soll, um die Nasenverkleidung des Flugzeugs abzunehmen. Die Nase kann vollständig abgenommen werden, um Zugang zu den darunter befindlichen Systemen zu erhalten. Allerdings muss dazu das Frontfahrwerk eingefahren werden. Dieser Vorgang kann nur mit Hilfe des Pins gestartet werden. Damit wird sichergestellt, dass zum einen das Fahrwerk nicht aus Versehen durch Fehlbedienung eines Schalters oder versehentliches Umlegen eingefahren wird und zum anderen eine Person am Flugzeug steht, die das Flugzeug hält, solange das Bugrad eingefahren ist. Daher kann diese Funktion von keiner anderen Bedieneinheit (Bodenstation, RC-Sender, Terminal) ausgelöst werden.

6.2.9 Fahrwerk

Die Mechanik des Dreibeinfahrwerks wurde von einem beteiligten Projektpartner (PW) geliefert. Sie wurde speziell für dieses Fluggerät konzipiert und gebaut. Dafür wurden weitgehend Kaufteile verwendet, die vor allem aus dem Fahrradbereich und Segelflugzeugbau kommen. Die Fahrwerksbeine und die Kinematik wurden für die Einbausituation im Zentralbereich des Rumpfes entwickelt. Dabei stand im Mittelpunkt, dass der gesamte Mechanismus, die Antriebe und die Anschlagpunkte innerhalb dieses Strukturmoduls bleiben.

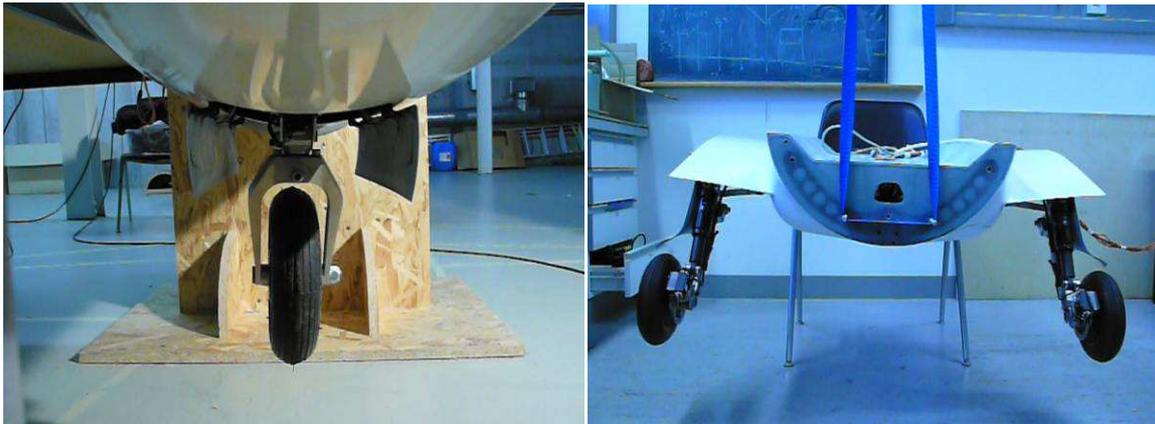


Abbildung 38 Fahrwerkskomponenten Bugrad (links); Hauptfahrwerk (rechts)

Das Fahrwerk ist mit Scheibenbremsen und schwimmend gelagerten Bremsätteln ausgestattet. Damit lassen sich die beiden Haupträder bremsen. Alle drei Beine besitzen Stoßdämpfer, welche auf das Flugzeuggewicht eingestellt werden können. Zusammen mit den Antrieben der Fahrwerksklappen wird das Fahrwerk von insgesamt zehn Servos bewegt. Die Räder des Fahrwerks müssen besonderen Bedingungen gerecht werden. Sie dürfen nicht zu große Abmessungen haben, um noch im Rumpf Platz finden zu können. Außerdem müssen sie dem Gewicht des Flugzeugs sowie der hohen Start- und Landegeschwindigkeit gewachsen sein. Problematisch bei hohen Geschwindigkeiten sind Fliehkräfte, die dazu führen können, dass sich die Gummimantelung ausdehnt. Abbildung 39 zeigt ein Beispiel eines solchen Effektes aus einem anderen Projekt [36], [34]. Zum Einsatz sind letztlich Reifen aus dem Segelflugzeugbau gekommen. Diese wurden ohnehin für hohe Gewichte, vergleichbare Geschwindigkeiten und entsprechende Landestöße konzipiert.



Abbildung 39 Beispiel eines defekten Reifens eines anderen Demonstrators - Abrieb durch Ausdehnungserscheinungen bei hohen Geschwindigkeiten (Quelle: IFB, Universität Stuttgart)

Die Steuerung des Fahrwerks erfolgt über die *GCU*. Das Fahrwerk ist mit einer Sicherheitsfunktion ausgestattet, die verhindert, dass es am Boden durch Bedienfehler betätigt werden kann. Im Bodenbetriebsmodus wird erzwungen, dass das Fahrwerk im ausgefahrenen Zustand verharrt. Beim Ein- oder Ausfahren des Fahrwerkes wird eine Fahrwerkssequenz durchlaufen. Beim Einfahren entkoppelt diese zunächst die Lenkung von der Seitenrudersteuerung und stellt das Bugrad gerade. Die Haupträder werden angebremsst, um Kreiselmomente zu vermeiden. Die Fahrwerkstüren öffnen sich und das Fahrwerk fährt ein. Über Endschalter wird die korrekte Position beim Einfahren geprüft. Danach schließen sich die Fahrwerkstüren. Beim Ausfahren läuft dieser Prozess umgekehrt ab. Bremse und Lenkung

werden nach dem Ausfahren wieder freigegeben. Beim Hauptfahrwerk wird ein Teil der Türen wieder geschlossen, nachdem das Fahrwerk ausgefahren ist.

6.2.10 Stromversorgung

6.2.10.1 Allgemeiner Systemüberblick Stromversorgung

Die Stromversorgung des Fluggerätes ist eines der zentralen Elemente im System. Nur bei funktionierender Stromversorgung ist die Funktionalität aller Komponenten gesichert. Bei einem Ausfall der Stromversorgung ist das System nicht mehr manövrierfähig.

Aufgrund hoher Anforderungen an die Stromversorgung wurden besondere Maßnahmen zur Erhöhung der Verfügbarkeit dieses Systems getroffen. Alle Verbraucher werden elektrisch angetrieben. Alternative Systeme, wie sie in bemannten Flugzeugen eingesetzt werden (pneumatisch oder hydraulisch), können aufgrund von Volumen- und Massebeschränkungen hier nicht parallel eingesetzt werden.

Für die Verringerung des Ausfallpotenzials der Stromversorgung und die Vermeidung von Folgefehlern bei Systemausfall wurden drei Maßnahmen getroffen. Diese Maßnahmen stellen in Hinblick auf das Gewicht das derzeit Umsetzbare dar, wobei durchaus noch weitere Möglichkeiten getroffen werden könnten.

- Die Stromversorgungen von Systemen mit unterschiedlichen Charakteristika werden getrennt. Die Verteilung der Systeme in Untergruppen dient weniger der Redundanz, als vielmehr der Verringerung der Einflussmöglichkeiten der Systeme untereinander. Elektromagnetische Störungen oder Fehler wie Kurzschlüsse bleiben im betroffenen Kreis.
- Bei mehrfachem Vorhandensein von Systemen werden diese von mehreren unabhängigen Stromquellen versorgt.
- Die Stromquellen der Hauptsysteme sind redundant ausgelegt, so dass Fehler von Akkus oder Fehlbedienung von Akkus teilweise abgedeckt werden.

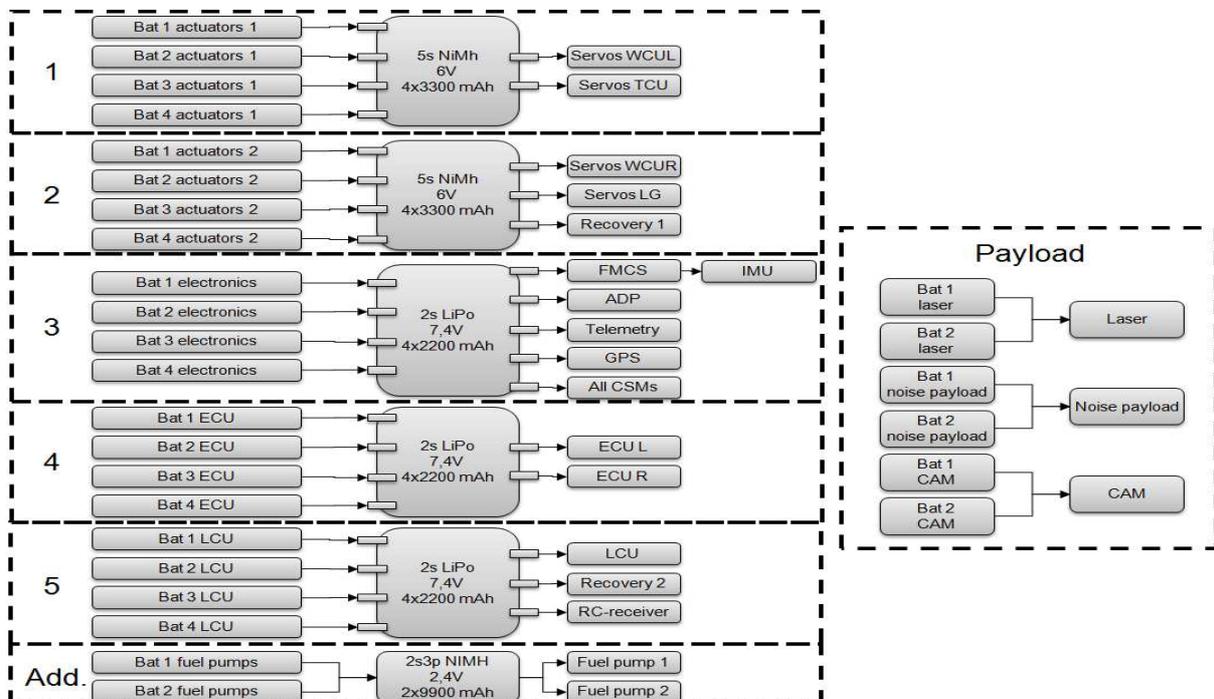


Abbildung 40 Stromkreise und deren Verbraucher

Im Fluggerät befinden sich fünf Hauptstromkreise. Sie sind in Abbildung 40 dargestellt. Zwei Stromkreise dienen zur Versorgung der Aktuatoren. Die Aktuatoren sind so auf die Stromkreise verteilt, dass bei Ausfall eines Stromkreises eine Reststeuerbarkeit des Fluggerätes erhalten bleibt. So werden ein Flügel und das Leitwerk von einem Stromkreis versorgt, während der zweite Flügel und das Fahrwerk von dem zweiten versorgt werden. Fällt einer der Stromkreise aus, tritt folgende Situation ein: Entweder verliert das Gerät einen Teil der Querruder, einen Teil der *Flaps* und das gesamte Heck (Höhenruder und Seitenruder) oder (bei Ausfall des zweiten Kreises) ist das Querruder und die *Flaps* einseitig außer Betrieb. Es wird davon ausgegangen, dass mit nur einem Querruder noch eine Stabilität um die Längsachse herzustellen ist. Bei Wegfall des Hecks kann unter Umständen noch ein gewisser Einfluss auf die Lage um die Querachse über die Triebwerke genommen werden, da diese über einen separaten Kreis versorgt werden. In beiden Fällen ist eine Fallschirmlandung nahezu unvermeidlich, aber es kann unter Umständen der Ort der Landung am Fallschirm bestimmt werden. Optimierungsmöglichkeiten werden in Kapitel 11 gegeben.

Der dritte Stromkreis versorgt alle Mikroprozessoren, logischen Schaltungen und einen Großteil der Sensoren. Dieser Stromkreis ist angelegt worden, um diese Systeme vor elektrischen Störungen der anderen Verbraucher zu schützen. Dieser Stromkreis bleibt frei von negativen, elektrischen Störeinflüssen.

Der vierte Stromkreis liefert den Triebwerken Energie. Hier entstehen große Spannungsschwankungen insbesondere beim Anlassen der Triebwerke. Auch die Versorgungsspannung liegt in einem Bereich, mit dem ein eigener Stromkreis zu begründen ist, da sonst aufwendige Transformatortechnik nötig wird, die ähnliches Gewicht mit sich bringt.

Der fünfte Stromkreis ist am geringsten belastet. Er dient der Versorgung des Überwachungsmoduls und einer der zwei redundanten Fallschirmauslöseeinheiten. Dieser Stromkreis dient zur Entkopplung der internen Systemüberwachung. Sowohl Stromversorgung und Elektronik des Bergesystems als auch der mechanische Durchgriff auf das Fallschirmsystem sind redundant ausgelegt.

Zu den fünf Hauptstromkreisen kommen noch weitere. Die Pumpen zur aktiven Hoppertankentlüftung werden separat versorgt. Dies hat folgende Gründe: Einerseits benötigen die Pumpen eine Spannung, die wahlweise durch einen Spannungswandler hergestellt werden müsste, dessen Größe und Gewicht einem zusätzlichen Akku gleichkommt. Andererseits stellt der Betrieb der Pumpen eine nicht vom Boden zu beeinflussende Grundlast auf das System dar. Die Pumpen werden vor dem Start in Betrieb genommen und leeren dann kontinuierlich den Akku. Tritt eine besondere Situation ein (zum Beispiel ein blockierender Aktuator), würde bei gleichzeitiger Pumpenlast die Spannung in einem der Stromkreise abfallen und wiederum ein Fehler auf andere Systeme übertragen werden. In diesen Systemen könnten die anderen Aktuatoren gegebenenfalls nicht mehr ausreichend mit Energie versorgt werden. Ein weiterer Grund für die separate Stromversorgung ist die zu kalibrierende Pumpleistung. Sobald sich Spannungsschwankungen aufgrund weiterer Verbraucher im System befinden, schwankt auch die Fördermenge der Pumpen. Um hier wiederum eine Entkopplung zu erzielen, hat man die beschriebene Lösung gewählt.

Die in Abbildung 40 rechts dargestellten Stromkreise gehören zur aktuellen Nutzlastausstattung des Fluggerätes. Hier werden jeweils zwei Akkus über normale V-Verbinder an das entsprechende System angeschlossen (Kamera, *Laser*, Lärmvermessungsrechner). Diese Systeme stellen bei Ausfall kein Sicherheitsrisiko dar, weshalb auf komplexere Installationen wie in den Hauptkreisen verzichtet wurde.

6.2.10.2 Power Supply Board

Jeder der oben beschriebenen Hauptstromkreise ist mit einem *Power Supply Board* ausgestattet. Das *Board* stellt das Bindeglied zwischen Akkumulatoren und Verbraucher dar. Im Stromversorgungssystem befinden sich fünf *Power Supply Boards*.

Das *Power Supply Board* wurde speziell für den Einsatz in der Testplattform entwickelt. Die technischen Parameter wurden den Anforderungen der Subsysteme angepasst. Das *Board* schaltet mehrere Akkumulatoren zusammen. Sollte die Spannung von Akkus oder einzelner Zellen während des Betriebs zusammenbrechen, muss das vom *Power Supply Board* abgefangen werden. Das *Board* verhindert, dass Ladeströme zwischen den Akkus fließen. Das *Board* verfügt zudem über Messstellen, um Ströme und Spannungen der Akkupacks zu überwachen. Diese Informationen werden von der Elektronik eingelesen und auf der Bodenstation dargestellt. Die Messwerte werden vom System überwacht und beim Über- oder Unterschreiten festzusetzender Grenzen wird ein Warnsignal auf der Bodenstation generiert. Des Weiteren sind über die Strom- und Spannungsüberwachung aller Akkumulatoren Aussagen über bereits verbrauchte Energiemengen möglich, welche ebenfalls auf der Bodenstation angezeigt werden.

Durch den Einsatz des *Power Boards* kann die notwendige elektrische Energiemenge auf mehrere Akkumulatoren verteilt werden. Es wird davon ausgegangen, dass das Flugzeug, abgesichert durch Vorbereitungs-Checklisten, mit intakten und geladenen Akkumulatoren ausgestattet wird. Das Risiko der Installation nicht geladener Akkus ist dadurch minimiert. Fällt ein Akku oder eine Zelle während des Betriebs aus, wird ein Alarmsignal auf der Bodenstation generiert und eine Notlandung eingeleitet. Die verbleibende Energiekapazität ist dafür ausreichend, was durch die Flugzeitplanung und Einrüstung entsprechender Energiereserven abgesichert wird.

Das *Board* wurde so konzipiert, dass es für verschiedene Stromkreise zum Einsatz kommen kann. Dementsprechend wurden bei der Entwicklung die Anforderungen des anspruchsvollsten Hauptstromkreises berücksichtigt. Alle fünf Hauptversorgungskreise sind mit diesem *Board* ausgestattet. Das unterstützt wiederum die globale Anforderung eines konsequent modularen Systemaufbaus. Durch den Aufbau können für zukünftige Missionen mehr oder weniger *Boards* eingerüstet werden und das System an die Missionsanforderungen angepasst werden.

Die *Power Supply Boards* unterstützen auch den Bodenbetrieb des Fluggerätes. Akkus können einzeln angeschlossen oder vom System getrennt werden. Während des Bodenbetriebs nicht benutzte Akkus können im Fluggerät verbleiben und über die *Power Boards* parallel geladen werden. Es existiert außerdem ein Stromversorgungsanschluss für eine externe Energieversorgung der Subsysteme. Zur optischen Kontrolle ist jeder Akkuanschluss mit einer LED ausgestattet, welche dem Nutzer signalisiert, ob im Inneren des Rumpfes tatsächlich ein Akku installiert worden ist. Diese LED leuchtet, sobald der Nutzer den Akku in Betrieb nimmt, bleibt jedoch dunkel, falls kein Akku vorhanden ist. Die optische Kontrolle ist notwendig, um zu vermeiden, dass das System mit weniger Akkus als gewollt in Betrieb genommen wird.

Im Folgenden werden die wichtigsten, technischen Parameter des *Power Supply Boards* dargestellt:

Parameter	Wert	Einheit
Abmessungen	155 x 140 x 38	[mm]
Spannungsabfall (Akku → Verbraucher)	<0,5	[V]
Operationsbereich	5,5 bis 15	[V]
Maximalstrom (kontinuierlich)	30	[A]
Operationsbereich Temperatur	-20 bis 80	[°C]
Eingänge:	1 externe Stromversorgung 4 Akkumulatoren	
Ausgänge:	6 Verbraucheranschlüsse	
Datenleitungen:	1. Masse 2. Analoges Signal U_{bat1} 3. Analoges Signal U_{bat2} 4. Analoges Signal U_{bat3} 5. Analoges Signal U_{bat4} 6. LED_Bat1 7. LED_Bat2 8. Masse 9. Analoges Signal $U_{externe}$ Stromversorgung 10. Analoges Signal I_{bat1} 11. Analoges Signal I_{bat2} 12. Analoges Signal I_{bat3} 13. Analoges Signal I_{bat4} 14. LED_Bat3 15. LED_Bat4	

Tabelle 7 Technische Parameter *Power Supply Board*

6.2.10.3 Test und Validierung des Stromversorgungssystems

Da das *Board* für die angeschlossenen Subsysteme einen so genannten *Single Point of Failure* darstellt, wurde es unter harten Bedingungen getestet. Dabei wurde es Stromstärken ausgesetzt, die nur dann auftreten würden, wenn alle angeschlossenen Aktuatoren zum selben Zeitpunkt Blockierströme ziehen. Die Testzeiten entsprachen längeren Zeiten, als die Akkus Energie liefern können, bevor diese vollständig entladen wären. Damit wurden Testbedingungen geschaffen werden, die kritischer als der reale Fall sind. Es hat sich herauskristallisiert, dass die Temperatur der *Boards* unter Hochbelastung die wahrscheinlichste Versagensursache ist, weshalb ihr ein besonderes Augenmerk galt. Die Tests sind ausführlich im Anhang A erläutert.

6.3 Triebwerkssteuerung und Tanksystem

6.3.1 Systemaufbau

Die unbemannte Messplattform wird mit Hilfe von zwei Mikrogasturbinen angetrieben. Die Triebwerke sollen in beiden Konfigurationen im Heck des Fluggerätes platziert werden. Der Tank wird aufgrund der im Flug veränderlichen Masse nahe an den Schwerpunkt gesetzt. Das Systemdesign der Triebwerke sieht die Implementierung von diversen Maßnahmen vor, um die Verfügbarkeit des Systems zu erhöhen und Redundanzen zu erzeugen. Im Wesentlichen handelt es sich bei diesen Maßnahmen um die Entkopplung der Systeme. Damit soll die Ausbreitung von Fehlern eines Systems auf andere Systeme vermieden werden.

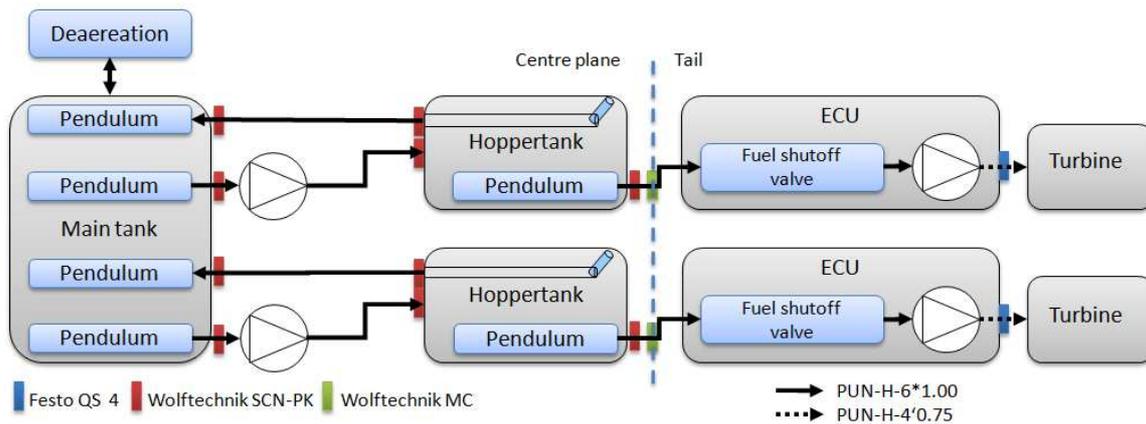


Abbildung 41 Prinzipskizze Tanksystem

In Abbildung 41 ist das Tanksystemprinzip dargestellt. Im Flugzeug befindet sich ein Haupttank mit circa 30 l Fassungsvermögen. Der Haupttank ist mit dem Tankfüllstutzen und einer Entlüftung ausgestattet. Das Kerosin wird über bewegliche Pendel mit Hilfe von Pumpen aus dem Haupttank in die Hoppertanks geleitet. Im Hoppertank entsteht hierdurch ein Überdruck. Dieser Überdruck wird durch eine Rückflussleitung zum Haupttank begrenzt. In den Hoppertanks wird wiederum über ein Pendel die *Engine Control Unit* angeschlossen. Darin befinden sich eine Pumpe zur Versorgung des betreffenden Triebwerkes mit Treibstoff und ein *Fuel shutoff*-Ventil. Dieses Ventil kann im Bedarfsfalle geschlossen werden, wobei der Treibstofffluss sofort unterbrochen wird und die Triebwerke notgestoppt werden können.

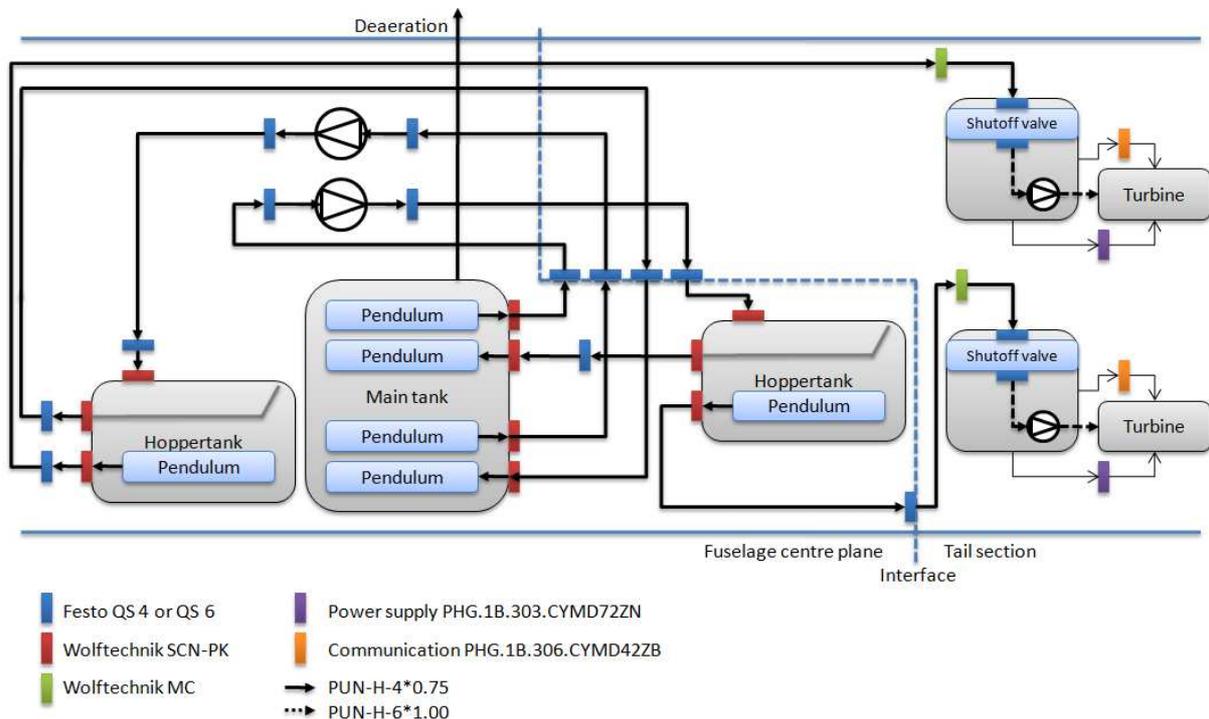


Abbildung 42 Tanksystem Leitungsverlaufplan

Das Leitungsverlaufsschema ist in Abbildung 42 dargestellt. Eine Besonderheit des Tanksystems besteht darin, dass die Treibstoffzuleitungen der *ECUs* durch die Schnittstelle zwischen Rumpf und Heckmodul geführt werden und daher zusätzliche Trennstellen entstehen. Diese Trennstellen werden mit Hilfe von mechanisch gesicherten, kerosinfesten Inline-Schlauchverbindern realisiert. Da das Heck innerhalb einer Testkampagne zum

Wechseln der Flugzeugkonfiguration ohne viel Aufwand montiert und demontiert werden soll, musste ein weiteres Problem gelöst werden. Beim Auftrennen der für die Heckumrüstung notwendigen Treibstoffleitungen, würde Kerosin auslaufen, wenn nicht Vorkehrungen zum Schließen der Leitungen getroffen würden. Da ein zusätzlicher Hahn als zusätzliche Fehlerquelle eingestuft wird, wurden spezielle Schlauchverbinder ausgewählt, die beim Auftrennen der Verbindung automatisch die Leitungen schließen. Sie sind in der Abbildung grün dargestellt. Die Verbinder stellen kein zusätzliches Risiko dar. Der Leitungsverschlussmechanismus wird bei geschlossenem und gesichertem Verbinder mechanisch offen gehalten. Sollte sich der Verbinder lösen, schließen sich die Leitungen und es kann kein Kerosin ins Flugzeug austreten. Das Triebwerk schaltet sich ab. Im Vergleich dazu wäre bei gleichem Fehler mit Standardverbindern das betroffene Triebwerk ebenso nicht mehr mit Kerosin versorgt und zusätzlich läge eine Leckage vor. Sie stellt eine Gefahr dar (Brand) und kann je nach Restkraftstoffmenge auch das andere Triebwerk beeinflussen, da die Kerosinreserven durch die Leckage verloren gehen.

Als weitere Anforderung an das Tanksystem steht die Montierbarkeit der Einzelmodule. Zu Wartungszwecken sollen alle Teile des Systems einzeln ausbaubar sein. Das wurde mit Hilfe von zusätzlichen Schnittstellen realisiert. Der vordere Hoppertank, der hintere Hoppertank sowie die zwei Triebwerke können einzeln entnommen werden. Auch die *Engine Control Unit* lässt sich ausbauen. Der Haupttank kann entnommen werden, wenn der hintere Hoppertank demontiert ist.

6.3.2 Triebwerke

Zur Schuberzeugung wurden zwei Mikrogasturbinen ausgewählt. Diese Komponenten sind Kaufteile. Es wurden die zum Entwicklungszeitpunkt der Messplattform leistungsfähigsten am Markt befindlichen Triebwerke ausgewählt. Zum Einsatz kommen zwei Jetcat P200 Triebwerke. Der Hersteller bietet neben der Standard-Modellbauversion eine weitere für den industriellen Einsatz an. Der Unterschied zur herkömmlichen Version liegt in der speziellen elektromagnetischen Abschirmung der Triebwerke sowie in der höheren Leistungsabgabe. Die Triebwerke sind in der Lage, 220 N Schub zu erzeugen. Die wichtigsten technischen Spezifikationen der Triebwerke sind in der folgenden Tabelle zusammengefasst. Detaillierte Informationen des Datenblattes sowie Anschlussdiagramme und das Manual befinden sich im Anhang B.

Durchmesser	130	[mm]
Länge	350	[mm]
Gewicht inkl. Starter	2370	[g]
Schub	220 N bei 112 kU/min	
Leerlaufschub	7	[N]
Drehzahlbereich	33 - 112	[kU/min]
Max. Gasaustrittstemperatur	750	[°C]
Verbrauch bei Vollschub	813	[ml/min]
Treibstoffart	Jet A1 Kerosin, Petroleum	
Schmierung	Etwa 5% synthetisches Öl	
Wartungsintervall	50	[h]

Tabelle 8 Jetcat P200 technische Spezifikationen

Da die Triebwerke einzeln demontierbar sein sollen, werden sie mit einer Schnittstelle versehen. Dazu werden die Gaszuleitung, die Kraftstoffleitung sowie die Stromversorgung und die Datenleitung mit Steckverbindern ausgerüstet.

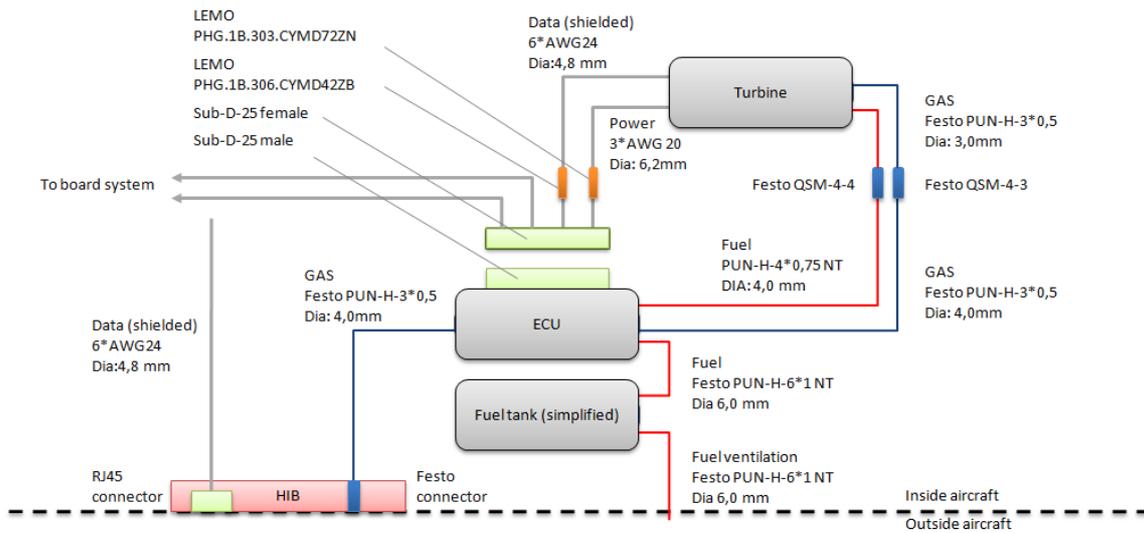


Abbildung 43 Anschlusschema Triebwerke

In Abbildung 43 ist das Anschlusschema für die Triebwerke abgebildet. Die schwarze Linie unten in der Abbildung stellt die Außenhaut des Fluggerätes dar. Dort befindet sich ein *Human Interface Board* – eine Mensch-Maschine-Schnittstelle zur Wartung des Triebwerkes. Über eine sich dort befindende Datenschnittstelle können die Parameter der *Engine Control Unit* konfiguriert und getestet werden. Weiterhin kann über die auf dem *Board* verbauten Gasanschlüsse das Triebwerk gestartet werden.



Abbildung 44 Human Interface Board – Tail

Die auf dem *Board* befindliche RJ45 Buchse wird benutzt, um die *Ground Support Unit* anzuschließen. Diese Bedieneinheit ist eine vom Hersteller mitgelieferte Programmierereinheit für die Triebwerkssteuerung. Wenn die Triebwerke vom Piloten oder über die Bodenstation ferngezündet werden, kann über die LEDs der Status abgefragt werden.

Farbe	Name	LED leuchtet	LED blinkt
Gelb	Bereit	Starter läuft	Manueller Modus aktiv
Rot	Pumpe läuft	Kraftstoffpumpe läuft	Glühkerze defekt
Grün	OK /Reset	Turbine läuft Gassteuerung aktiv	Wenn Turbine läuft: Gasaustrittstemperatur zu hoch Wenn Turbine abgeschaltet: Kühlalgorithmus läuft

Tabelle 9 Triebwerks-LEDs auf dem Teil HIB

6.3.3 Hoppertanks und aktive Entlüftung

Um die zwei im System verbauten Triebwerke zu entkoppeln, wird für jedes Triebwerk je ein Hoppertank eingesetzt. Die Hoppertanks weisen ein Volumen von jeweils circa 3 l auf.

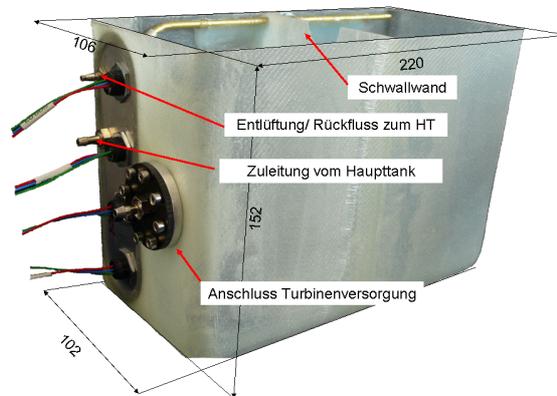


Abbildung 45 Hoppertankabmessungen

Die Maße und der Aufbau sind in Abbildung 45 dargestellt. Die Abbildung zeigt einen Hoppertank mit noch unverschlossener Struktur. Es sind die Anschlüsse für die Treibstoffzuleitung für ein Triebwerk, die Rückflussleitung zum Haupttank und die Zuleitung vom Haupttank zu erkennen. Der Tank ist mit einer Schwallwand ausgestattet. Die Wand trennt das Volumen in Untersegmente auf. Sie ist mit kleinen Löchern versehen, durch die Kraftstoff zirkulieren kann. Dies erfolgt jedoch relativ langsam. Schwallwände haben den Zweck, Kraftstoffbewegungen zu behindern und somit einerseits die Wahrscheinlichkeit für eine blasenfreie Entnahme zu erhöhen und andererseits die Wanderung des Schwerpunkts zu verringern.



Abbildung 46 Innerer Aufbau der Hoppertanks

Abbildung 46 zeigt den inneren Aufbau der Hoppertanks. Im linken und oberen Bereich ist das Tankpendel zu sehen. Tankpendel stellen mit einer weichen, saugfähigen Membran eine zuverlässige Entnahme von Kraftstoff auch dann sicher, wenn diese für kurze Momente nicht

komplett von Kraftstoff umgeben sind. Das Pendel kann sich im ersten Schwallwandsegment frei bewegen und erreicht durch den flexiblen Schlauch alle Bereiche dieses Segmentes. Die Kraftstoffrückflussleitung zum Haupttank ist im Inneren des Hoppertanks fest verlegt und wird zum höchsten Punkt im Tank geführt. Im oberen rechten Teil der Abbildung sind zudem die Flüssigkeitsniveausensoren zu erkennen, auf die in den nächsten Abschnitten näher eingegangen wird. Die Niveauschalter arbeiten optisch, so dass weder elektronische noch mechanische Bauteile in den Tank implementiert werden müssen oder die Bewegungsfreiheit des Pendels durch innen liegende Installationen eingeschränkt wird.

Die unbemannte Messplattform soll in verschiedenen Bereichen zu Forschungszwecken eingesetzt werden. Einer der Bereiche – die Wiederherstellung stabiler Flugzustände bei kritischen Fluglagen – bringt besondere Anforderungen mit sich. Flugmanöver dieser Art erzeugen üblicherweise hohe g-Belastungen auf das Gesamtsystem. In früheren Projekten hat sich gezeigt, dass oftmals das Tanksystem ein limitierender Faktor für die akzeptierbaren g-Belastungen darstellt.

Im vorliegenden Fall wurde ein besonderes Konzept zur Lösung dieser Problematik entwickelt. Durch hohe Beschleunigungskräfte kann in einem Standardtanksystem die Luft nicht mehr sicher vom Kraftstoff separiert werden. Auch Hoppertanksysteme funktionieren nur begrenzt. Ein Hoppertank eignet sich gut zur Separierung von Luft und Kraftstoff, sofern klare stationäre Beschleunigungskräfte anliegen. Es konnte jedoch beobachtet werden, dass bei Manövern, in denen kurze Momente der Schwerelosigkeit auftreten (zum Beispiel Dive-Manöver), der Kraftstoff und mögliche Luft im Tank unkoordinierte Bewegungen ausführen. Das Pendel, welches in dem Moment ebenfalls nicht in eine bestimmte Richtung beschleunigt wird, kann dann Luft einsaugen und die Triebwerke zum Stillstand bringen. Erfahrungen zeigen, dass bereits wenige Luftblasen in den Zuleitungsschläuchen ein Triebwerk abschalten können.

Für die unbemannte Testplattform wurde daher eine aktive Hoppertankentlüftung entwickelt. Kraftstoffpumpen entnehmen aus dem Haupttank konstant Kerosin und pressen dieses in die Hoppertanks. Der Überdruck wird durch eine Rückflussmöglichkeit zum Haupttank reguliert. Das Kerosin zirkuliert demnach zwischen Haupt- und Hoppertank. Der Rückflussanschluss ist so im Hoppertank installiert, dass er sich bei Normalfluglage an der obersten Stelle im Hoppertank befindet. Sollte bei einem Manöver Luft in die Hoppertanks geleitet worden sein, wird sie in dem Moment abgesaugt, in dem das Fluggerät wieder in Normalfluglage stabilisiert wird.

In Abbildung 47 ist dieser Vorgang dargestellt. In diesem Versuch wurde Luft in den Hoppertank geleitet und die restlose Entfernung über das System nachgewiesen. Dieser Vorgang ist durch die Leistung der Pumpen in wenigen Sekunden abgeschlossen. Es kann also nach wenigen Sekunden Normalfluglage davon ausgegangen werden, dass die Hoppertanks restlos mit Kerosin gefüllt sind. Das gilt für jeden Zeitpunkt im Flug, solange der Haupttank noch Kraftstoff enthält.

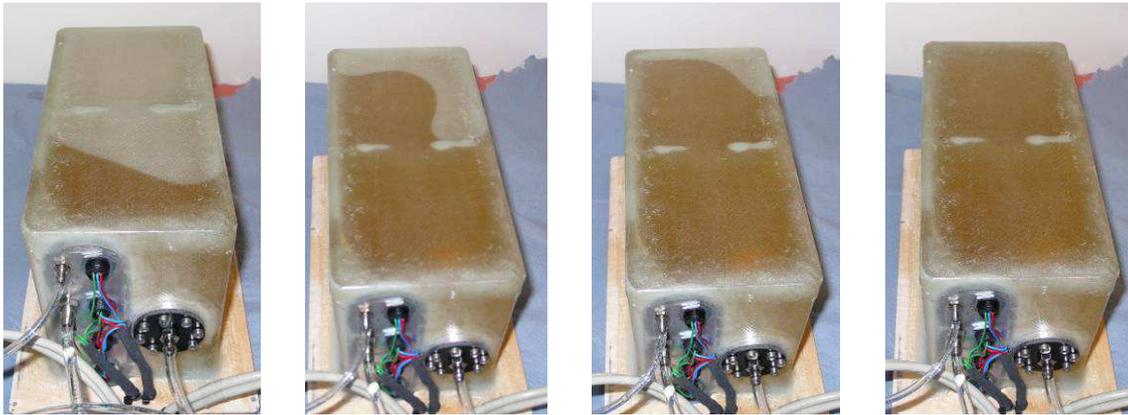


Abbildung 47 Entlüftungsvorgang im Hoppertank

Das System wird zusätzlich mittels Sensoren überwacht. In jedem Hoppertank sind jeweils vier Füllstandssensoren installiert. Diese Sensoren arbeiten über ein optisches Verfahren, so dass keine mechanischen oder elektrischen Bauteile im Tankinneren installiert sind (Datenblatt im Anhang B).

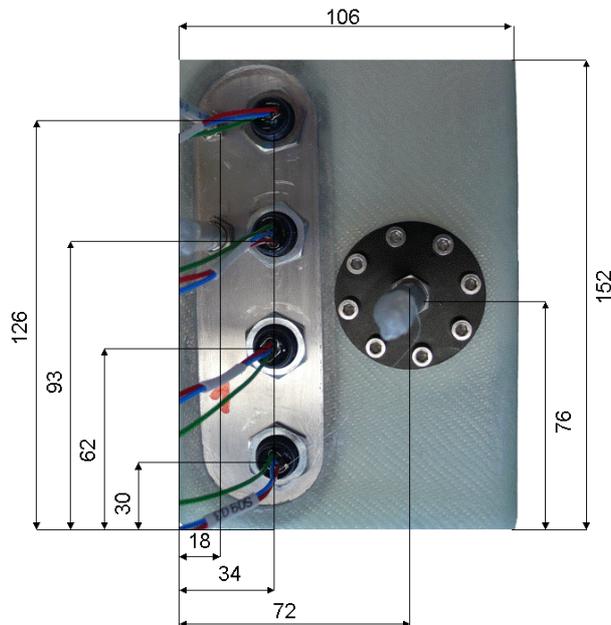


Abbildung 48 Frontansicht Hoppertank mit Füllstandssensoren

Die Sensoren sind wie in Abbildung 48 installiert. Die Positionen wurden so gewählt, dass die Sensoren circa 20%, 40%, 60% und 80% Füllstand detektieren. Der exakte Auslösezeitpunkt wurde jedoch durch einen Test bestimmt.

	TANK 1	TANK 2
Volumen	3200 ml	3220 ml
Sensor 1	2750ml	2600 ml
Sensor 2	2080 ml	1940 ml
Sensor 3	1430 ml	1290 ml
Sensor 4	720 ml	580 ml

Tabelle 10 Kalibriertabelle der Hoppertank-Füllstandssensoren

Die Sensoren werden im Betrieb dazu benutzt, mögliche Fehler im Tanksystem zu erkennen. Die Signale der Sensoren sind auf der Bodenstation online verfolgbar. Sie ermöglichen dem Operator das Erkennen von Leckagen in den Zuleitungen oder durch sonstige Ursachen erzeugte große Luftmengen in den Hoppertanks. Wenn die Sensoren anschlagen, kann der Operator entscheiden, ob eine außerplanmäßige Landung nötig ist. Dafür steht mindestens die in den Hoppertanks verbleibende Restmenge an Kraftstoff zur Verfügung. Wenn beispielsweise der erste und zweite Sensor in Normalfluglage Luft signalisieren, stehen noch mindestens 1,5 l Kerosin pro Triebwerk zur Landung zur Verfügung. Dies entspricht etwa zwei Minuten Vollgas, was mehr ist als bei einer Platzrunde und einem Landeanflug benötigt wird.

Zusammenfassend ist zu sagen, dass die Sicherheit, die durch den Einsatz eines Hoppertanksystems bereits gegeben ist, nochmals durch die Anwendung spezieller Methoden erhöht wird. Tanksensoren überwachen ständig die Kraftstoffmenge und liefern diese Daten an die Bodencrew. Den Hauptunterschied zu normalen Hoppertanksystemen stellt jedoch ein aktives Entlüftungssystem dar. Es sorgt dafür, dass Luftblasen im Hoppertank innerhalb weniger Sekunden eliminiert werden.

6.3.4 Haupttank

Der Haupttank befindet sich im zentralen Rumpsegment. Er fasst circa 30 l Kerosin. Der Tank ist mit vier Schwallwänden ausgestattet, die mit Löchern durchsetzt sind, um den Kerosinfluss zu ermöglichen. Die Schwallwände sind im Haupttank sehr wichtig, da sich hier große Massen an Kraftstoff bewegen können. Bei Winkeln um die Querachse des Fluggerätes bewegt sich der Kraftstoffvorrat entlang der Längsachse, was Schwerpunkteinflüsse zur Folge hat. Die Schwallwände hemmen diese Bewegung.

Der Tank ist mit einem Einfüllstutzen zum Betanken und einer Entlüftung ausgestattet. Die Entlüftungsleitung ist so im Rumpf verlegt, dass bei keiner Fluglage Kerosin aus dem Tank entweichen kann. Der Tank besitzt im Inneren insgesamt vier Tankpendel, von denen jeweils zwei zu einem Triebwerkskreislauf gehören. Diese Pendel entsprechen vom Typ denen in den Hoppertanks. Sie können sich im ersten Segment frei bewegen und decken mit ihrem Bewegungsbereich den tankbodennahen Bereich ab. Der Tank ist zudem so montiert, dass die Pendel sich an der dem Heck zugewandten Seite befinden. Es wird davon ausgegangen, dass das Fluggerät eher mit positiven Pitchwinkeln fliegt als mit negativen (vor allem während des Flares oder potentieller Durchstartmanöver, bei denen von geringem Tankfüllstand ausgegangen werden kann). Damit erhöht sich die Wahrscheinlichkeit, dass im Falle eines Ausfliegens der Kraftstoffreserve die Tankpendel den Kraftstoff erreichen. Es sei nochmals erwähnt, dass durch das Hoppertanksystem durchaus kurzzeitige Luftförderung aus dem Haupttank kompensiert werden kann.

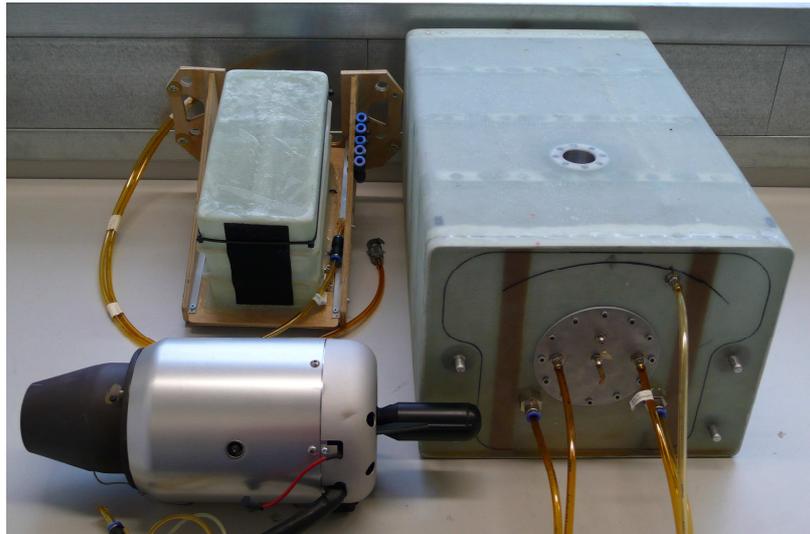


Abbildung 49 Hoppertank links; Haupttank (30 l) rechts; Turbine unten

6.3.5 Sicherheitskonzept bei Pumpenausfall

Das gesamte Tanksystem besitzt durch den Einsatz von zwei Hoppertanks und aktiver Hoppertankentlüftung einen erhöhten Komplexitätsgrad. Es soll hier dargestellt werden, wie das System auf mögliche Fehler reagiert und dass sich der Einsatz der Systeme rechtfertigen lässt.

Grundsätzlich ist durch den Einsatz von zwei unabhängigen Turbinen bereits eine Redundanz gegeben, die bei Ausfall oder Fehlfunktion einer Turbine noch eine Restmanövrierfähigkeit des Fluggerätes über die verbleibende Turbine ermöglicht.

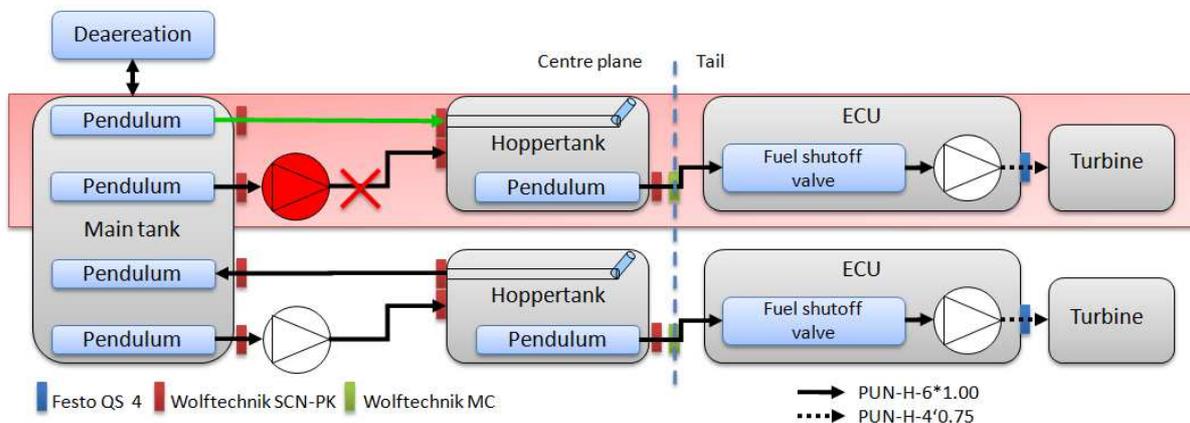


Abbildung 50 Triebwerkssystem bei Ausfall einer Pumpe

Als kritische Elemente gelten zunächst die sich in den Treibstoffleitungen zusätzlich eingesetzten Kraftstoffpumpen. Das System muss so ausgelegt werden, dass ein Defekt in diesen Pumpen nicht zu einer Unterbrechung der Kraftstoffzufuhr für die Turbinen führt. Die Lösung dieses Problems liegt in der Richtungsumkehr der Rückflussleitung. Betrachtet man den *Worst Case* und die Pumpe blockiert durch einen Defekt den Durchfluss komplett, fällt das System auf die Standard-Hoppertank-Systemkonfiguration zurück. Die Funktionsweise stellt sich dann wie folgt dar: Wie in einem normalen Hoppertank wird durch Entnahme von Kraftstoff durch die Triebwerke ein geringer Unterdruck im Hoppertank erzeugt, wodurch Kraftstoff aus dem Haupttank nachfließt. Sollte das Pendel im Haupttank zeitweise Luft ziehen, sammelt sich diese im Hoppertank. Die Luft kann jedoch durch die geringe Größe des

Hoppertanks und die Tankpendel gut vom Kraftstoff separiert werden. In Abbildung 50 ist dieser Fall dargestellt. Im rot unterlegten Systemteil ist die Pumpe ausgefallen. Die ehemalige Rückflussleitung wird zur Zuleitung. Zu diesem Zweck sind wie oben beschrieben auch die Rückflussleitungen mit Tankpendeln versehen, um auch in dieser besonderen Situation eine sichere Kraftstoffförderung zu gewährleisten. Die Turbinen sollten bei Ausfall einer Pumpe mit nahezu uneingeschränkter Funktion zur Verfügung stehen. Im Test hat sich gezeigt, dass bei dieser Konfiguration die maximale erreichbare Drehzahl etwas geringer ist, als bei funktionierenden Pumpen vor dem Hoppertank. Das liegt an der höheren Leistung, die den Triebwerkspumpen abverlangt wird, welche auf den Normalfall kalibriert sind, da die gesamte Triebwerksdrehzahlregelung über die Pumpenspannungsregelung erfolgt.

6.3.6 Betanken und Enttanken

Der Betankungsstutzen ist am Haupttank installiert. Zum Betanken kann über ihn mittels Trichter oder Pumpe Kraftstoff eingefüllt werden. Da es sich bei diesem Fluggerät um eine Messplattform handelt, kann davon ausgegangen werden, dass sich Zeiten mit häufigem Flugbetrieb und Zeiten der Einlagerung abwechseln. Daher muss einerseits die Möglichkeit bestehen, das Fluggerät für Transport und Lagerung komplett zu enttanken und andererseits bei Wiederaufnahme der Versuche das Kraftstoffsystem vollständig zu fluten.

Beim Betanken wird zunächst der Haupttank gefüllt. Danach werden über ein auf dem *Main Human Interface Board* befindlichen Schalter die Kraftstoffpumpen vor den Hoppertanks manuell gestartet. Dadurch wird der Kraftstoff aus dem Haupttank gleichzeitig in den vorderen und hinteren Hoppertank geleitet, während sich diese in Richtung Haupttank über die Rückflussleitungen entlüften. Eine separate für diesen Zweck zu öffnende Belüftungsleitung ist nicht nötig. Nachdem die Hoppertanks restlos gefüllt sind und in den Haupttanks die entsprechende Menge nachgefüllt wurde, ist das System für den Triebwerksstart bereit. In der Triebwerksstartprozedur ist ein Punkt vorgesehen, um vor jedem Start auch die Zuleitungen zu den Triebwerken zu befüllen.

Beim Enttanken wird zunächst der Haupttank mittels externer Kraftstoffpumpe geleert. Die Hoppertanks werden über die Kraftstoffpumpen der *Engine Control Units* geleert. Dazu werden die Zuleitungen zu den Triebwerken an den gut zugänglichen Schlauchverbindern der Triebwerksschnittstelle geöffnet. Die Schläuche können herausgezogen und der Kraftstoff entleert werden. Dazu werden die *Ground Support Units* der *ECUs* angeschlossen und manuell die Triebwerkspumpen bedient. Somit ist eine Entleerung der Hoppertanks in circa sechs Minuten möglich. In Tests hat sich gezeigt, dass sich, aufgrund der guten Wirkung der Filzpendel, über dieses Verfahren die Hoppertanks derart entleeren lassen, dass nur noch Kleinstmengen an Kraftstoff zurückbleiben, die für eine Lagerung oder den Transport des Fluggerätes unkritisch sind.

6.3.7 Test und Validierung des Triebwerkssystems

Das Triebwerkssystem wurde ausführlich bezüglich folgender Aspekte in Tests untersucht und die Erfüllung der Spezifikation nachgewiesen:

- Kavitationspotenzial in den Kraftstoffzuleitungen,
- Pumpenfördermenge bei hohen Leitungslängen,
- Verbrauchsmessung der Triebwerke,
- drehzahlabhängige Standschubmessung
- Hitzentwicklung und Einflüsse auf die Strukturkomponenten bei laufenden Triebwerken mit und ohne Luftumströmung (getestet im Windkanal der NLR)
- Be- und Enttankversuche sowie Über- und Unterdruckbeständigkeit der Tanks
- Validierung der aktiven Hoppertankentlüftung

- Test des Gesamtsystems unter Pumpenfehlereinfluss

Die Testaufbauten, die Versuche und deren Ergebnisse sind ausführlich in Anhang A beschrieben.

6.4 Flugabbruchsteuerung

6.4.1 Systemüberblick Flugabbruchsteuerung

Die Messplattform ist mit einem kombinierten Flugabbruch- und Bergesystem ausgerüstet. Zur Erlangung einer Aufstiegserlaubnis in dafür vorgesehenen Sperrgebieten ist es notwendig nachweisen zu können, dass dieses Gebiet unter keinen Umständen vom Fluggerät verlassen wird. Dazu wären verschiedene Ansätze möglich. Die Ausrüstung mit einer Flugabbruchsteuerung erleichtert diesen Nachweis erheblich, insofern das Flugabbruchsystem so ausgelegt ist, dass es auch unter Fehlerbedingungen funktioniert. Das System soll kein alternatives Landeverfahren darstellen, sondern den Flug bei Bedarf beenden. Das System dient den Operatoren, auf nicht durch normale Methoden behebbare Fehler oder Störungen zu reagieren und Schäden an Dritten zu vermeiden.

Prinzipiell besteht das Flugabbruchsystem aus diversen Hard- und Softwarekomponenten zur Steuerung und Überwachung sowie aus einem Fallschirmsystem, welches bei Aktivierung den Weiterflug des Fluggerätes unterbricht. Zur Validierung des Systems müssen dazu folgende Bedingungen erfüllt werden:

- Das System muss in einer Notsituation in jedem Fall ausgelöst werden können.
- Das System muss in jeder räumlichen Lage funktionieren.
- Ein Auslösen muss auch unter Einfluss von Systemstörungen oder Ausfällen zuverlässig funktionieren.

Zur Erfüllung dieser Anforderungen wurde das hier eingesetzte Flugabbruchsystem entwickelt, welches nachfolgend erläutert wird.

Prinzipiell wurde die Auslegung des Flugabbruchsystems redundant vorgenommen - angefangen beim Erzeugen des Flugabbruchsignals an der Bodenstation bis hin zur mechanischen Auslösung.

6.4.1.1 Generierung des Flugabbruchsignals

Das Flugabbruchsignal kann am Boden oder in der Luft erzeugt werden. Am Boden kann es vom *Backup*-Piloten mittels RC-Sender oder von einem der Operatoren an der Bodenstation erzeugt werden. Stellt das *Onboard*-System fest, dass für einen einstellbaren zeitlichen Horizont kein Kontakt zur Bodenstation und dem Piloten besteht, lösen redundante Systeme das Flugabbruchsystem selbständig und parallel aus. Der zeitliche Horizont kann je nach Größe des Fluggebietes eingestellt werden. Das Signal kann also von drei unabhängigen Stellen erzeugt werden. Darunter sind zwei Bedienpositionen (Pilot und Bodenstationsoperator), wodurch zum Beispiel gesundheitliche oder Sichtprobleme des Piloten abgedeckt sind sowie eine automatische Generierung des Signals für den Fall eines totalen Kommunikationsverlustes.

6.4.1.2 Übertragung des Flugabbruchsignals

Das Flugabbruchsignal wird über den RC- und den Daten-Telemetrielink zum Fluggerät übertragen. Da das RC-System mit zwei unabhängigen Sendemodulen arbeitet, wird das Flugabbruchsignal somit über drei (2x RC, 1x Telemetrie) Kommunikationswege übertragen. Hierbei werden zwei verschiedene Übertragungstechnologien genutzt. Das RC-System arbeitet im 2,4 Ghz Band mit Frequenzhopping (was eine zusätzliche Sicherheit gegenüber Störungen darstellt), das Telemetriesystem arbeitet mit 869 Mhz. An Bord wird das Signal

telemetrieseitig vom Modem empfangen und RC-seitig von vier unabhängigen HF-Modulen. Es kann damit eine erhöhte Verfügbarkeit der Flugabbruchsignalübertragung erreicht werden.

6.4.1.3 Verarbeitung des Flugabbruchsignals

Nachdem das Signal zum Fluggerät gesendet wurde, wird es von zwei Elektronikbauteilen ausgewertet. Zum einen läuft auf dem Hauptrechner standardmäßig eine Routine zur Erfassung des Flugabbruchsignals und zur Einleitung der weiteren Schritte, zum anderen wurde im System eine *Link Control Unit* integriert. Diese Einheit arbeitet parallel zum Hauptrechner und hat ebenfalls Zugriff auf die Rohdaten der Empfangsmodule. Sie hat sonst keine weiteren Aufgaben. Sie verfolgt den Datenverkehr auf allen Funkkanälen und löst ebenso die Flugabbruchsequenz aus, sobald ein Flugabbruchsignal erkannt wurde. Dazu ist die *LCU* sowohl mit einem separaten, unabhängigen Aktuator zur Auslösung des Fallschirmsystems ausgestattet als auch mit zusätzlichen Leitungen zu den Triebwerken und zum Fahrwerkssystem. Aus Redundanzgründen besitzt die *LCU* eine eigene Stromversorgung. Zur Vermeidung von Fehlauslösungen ist das Flugabbruchsignal eine Folge von kurzen, mehrfach hintereinander gesendeten Signalen.

6.4.1.4 Flugabbruchsequenz

Sobald das Flugabbruchsignal erkannt wurde, wird sowohl vom Hauptrechner als auch von der *LCU* eine Sequenz gestartet, um den Flug zu unterbrechen. Im ersten Schritt werden die Kraftstoffleitungen der Triebwerke unterbrochen, was ein sofortiges Abschalten der Triebwerke bewirkt. Dazu werden mit Sperrventilen die Kraftstoffleitungen geschlossen. Das Abschalten der Triebwerke dient der Verringerung des Risikos des Einsaugens von Fallschirmkomponenten in die Triebwerke. Danach wird über zwei parallel und unabhängig arbeitende Aktuatoren der Fallschirm entsichert, was das Herausschleudern des Pilotschirms über eine vorgespannte, sehr starke Spiralfeder bewirkt. Der Einsatz einer Feder ermöglicht nach dem Abschuss eine räumliche Trennung von Pilotschirm und Fluggerät unter allen Raumlagen. Das ist entscheidend, um den Pilotschirm in freie Anströmbedingungen zu bringen und damit den Hauptschirm aus dem Flugzeug zu ziehen. In Windkanalversuchen konnte eine hundertprozentige Ausbringung des Hauptschirms bei Anströmbedingungen bis zu 90° Schiebeflug bei minimal 17 m/s nachgewiesen werden.

Im letzten Schritt wird das Fahrwerk ausgefahren. Dies soll der Schadensminimierung beim Auftreffen am Boden dienen, indem das Fahrwerk als zusätzliches energieabsorbierendes Element eingesetzt wird.

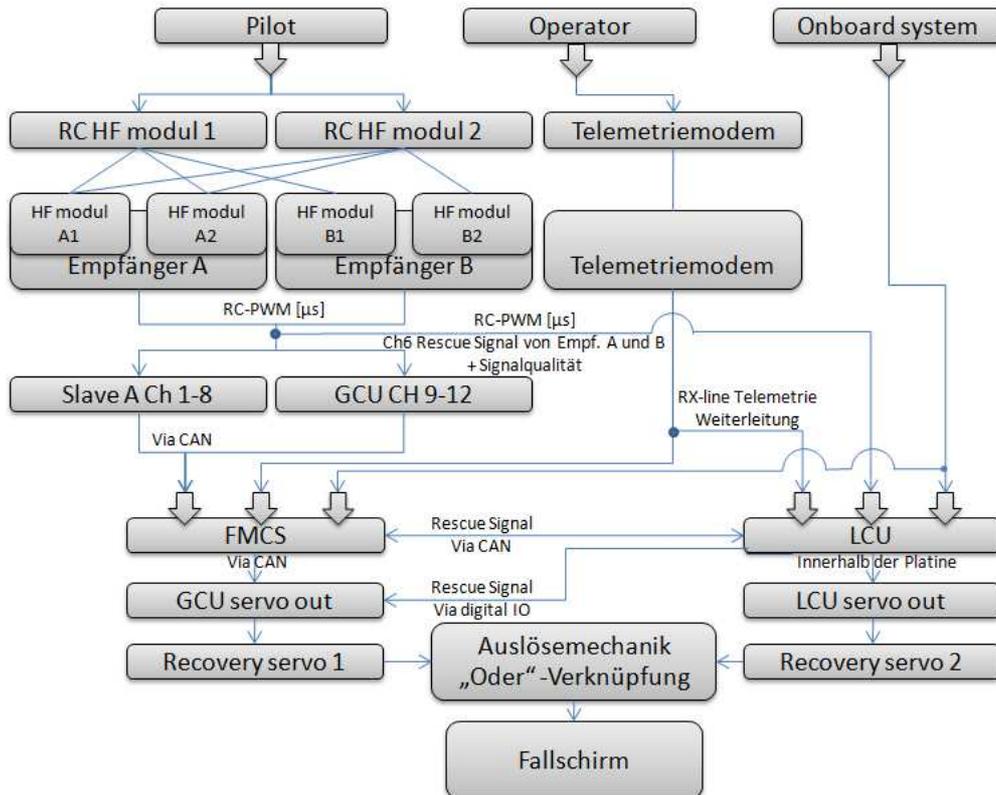


Abbildung 51 Architektur des Flugabbruchsystems

In Abbildung 51 wird der Überblick über die Systemarchitektur des Flugabbruchsystems gezeigt. Alle Instanzen sind redundant ausgelegt. Bei Wegfall einer Komponente existiert immer ein alternativer Signalpfad, um den Fallschirm auszulösen. Die Stromversorgung der einzelnen Subsysteme ist mit unterschiedlichen Stromkreisen realisiert, so dass auch hier eine Redundanz gegeben ist.

In Ergänzung zur manuellen Auslösung des Fallschirms ist auch eine automatische Auslösung möglich und in obiger Abbildung rechts eingezeichnet. Die *LCU* ist mit den jeweiligen *Rescue-Signal* Kanälen beider Empfänger verbunden und bekommt zudem die Signalqualität übermittelt. Stehen beide Empfänger im *Failsafe*, so haben diese den Kontakt zum Boden verloren. Das darf jedoch noch nicht automatisch zu einem Flugabbruch führen, da dies für sehr kurze Zeitintervalle (zum Beispiel kurzzeitige Abschattung des Piloten) oder während automatischer Flugsequenzen auch für längere Zeit normal sein kann. Erst wenn die *LCU* auch in der Telemetrie Verbindung eine Funkunterbrechung feststellt, wird das Rettungssystem aktiviert, insofern dieser Zustand für ein einstellbares Zeitintervall besteht. In diesem Falle besteht für die Bodencrew keine Möglichkeit, auf das Fluggerät Einfluss zu nehmen, was aufgrund der Anforderungen unbedingt erforderlich ist. Daher ist eine automatische Aktivierung des Fallschirmsystems in diesem Falle notwendig. Diese automatische Auslöseroutine wird in der folgenden Abbildung dargestellt.

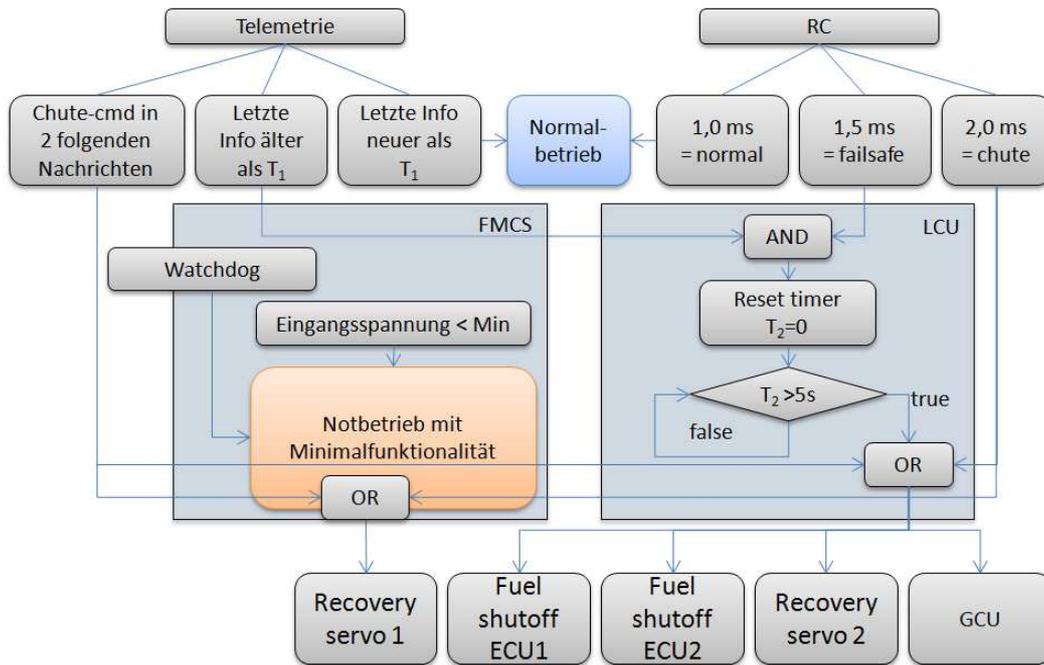


Abbildung 52 Rettungssystem - automatische Auslösung

In Abbildung 52 ist die automatische Auslöseprozedur schematisch dargestellt. Zusätzlich zum Auslösen des Flugabbruchsystems wurde im Laufe der Entwicklung und der Tests noch ein weiterer Zustand eingeführt, der nach Auslösung des *Watchdogs* eingestellt wird. Der *Watchdog* überwacht das System, indem periodisch geprüft wird, ob es noch arbeitet. Wird das Gegenteil festgestellt, wird ein *Systemreboot* veranlasst. Der *Reboot* dauert nur wenige Zehntel Sekunden und ist beispielsweise während des manuellen Fliegens vom Piloten nicht bemerkbar. Nach einem Neustart wird ein Notbetrieb eingestellt, welcher nur die wichtigsten Funktionen unterstützt. Es werden Pilotensignale vom RC-Sender verarbeitet, die Datenlogs geschrieben und die Flugabbruchprozedur aufrechterhalten. Alle anderen Funktionen wie Autopilot oder missionsspezifische Subroutinen werden nicht gestartet. Es hat sich in Simulationen gezeigt, dass sich trotz eines *Systemreboots* das Fluggerät sicher kontrollieren und landen lässt, wodurch größerer Schaden vermieden werden kann. Alternativ dazu den Fallschirm direkt auszubringen, würde in den meisten Fällen zu unnötigen Hardwareverlusten führen. Die Flugabbruchsteuerung ist auch im Notbetrieb aktiv.

Um ein versehentliches Auslösen des Fallschirms im Bodenbetrieb zu verhindern, ist ein *Safety Pin* implementiert, dessen Funktionsweise in Kapitel 0 erläutert ist.

6.4.2 Redundanzkonzept

Das Redundanzkonzept des Flugabbruchsystems ist so angelegt, dass es bei Ausfall einer beteiligten Komponente einen alternativen Signalpfad gibt. Das Flugabbruchsystem ist die Systemgruppe mit dem höchsten Grad an Redundanzen in der Messplattform. Dieses Konzept ermöglicht eine Entlastung der Systemanforderungen anderer Systemgruppen. Solange das Fluggerät sich kontrolliert innerhalb einer spezifizierten Zone zu Boden bringen lässt, genügt es den Anforderungen, die erforderlich sind, um das Gerät in gesperrten Gebieten betreiben zu können.

Das Grundprinzip der redundanten Auslegung liegt in der Dopplung aller relevanten Komponenten sowie deren Überwachung. Durch die Dopplung der Komponenten ist bei Ausfall eine Alternative verfügbar, und durch die Überwachung ist die Bodencrew über den Zustand des Systems informiert. Fällt einer der redundanten Pfade aus, kann die Bodencrew

sofortige Maßnahmen wie eine außerplanmäßige Landung veranlassen, wobei sie dabei im Falle eines notwendigen Flugabbruchs auf die alternative Komponente zurückgreifen kann.

Im Folgenden sollen die Redundanzen in jeder Ebene kurz zusammengefasst werden.

Systeminstanz	Redundante Lösung	Abgedeckte Fälle
Erzeugung des Flugabbruchsignals	<ul style="list-style-type: none"> ▪ Pilot ▪ Operator Bodenstation ▪ Systemintern 	Probleme bei Crewmitgliedern (gesundheitlich, Sicht, technischer Art) bei Kontaktverlust - automatische Signalerzeugung
Übertragung des Flugabbruchsignals	<ul style="list-style-type: none"> ▪ RC 2,4 Ghz Frequenzhopping ▪ Telemetrie 869 Mhz 	Störungen auf bestimmten Frequenzen, Antennendiversity, Raumdiversity, Verteilung auf unterschiedliche Kommunikationshardware
Verarbeitung des Flugabbruchsignals	<ul style="list-style-type: none"> ▪ <i>FMCS</i> ▪ <i>LCU</i> ▪ überwacht von <i>GCU</i> 	Elektronikausfall, durch Verteilung auf unterschiedliche Verarbeitungselektroniken,
Aktuatoren	<ul style="list-style-type: none"> ▪ zwei unabhängige Aktuatoren mit unterschiedlicher Spannungsquelle, Spannungslage und Steuerungssignalquelle 	Ausfall eines Aktuators oder dessen Steuerungselektronik
Stromversorgung der Systeme	<ul style="list-style-type: none"> ▪ zwei parallel arbeitende Komponenten besitzen immer unterschiedliche Spannungsquellen 	Ausfall eines Stromversorgungskreises betrifft nie zwei parallel arbeitende Komponenten im Flugabbruchsystem

Tabelle 11 Redundanzen im Flugabbruchsystem

6.4.3 Mechanische Umsetzung

Als Bergesystem ist ein Fallschirm der Firma "Brüggemann" zum Einsatz gekommen, der den Anforderungen bezüglich Traglast, Sinkrate und maximaler Auslösegeschwindigkeit entspricht. Das Fallschirmsystem ist bereits im Serieneinsatz und wird als Standard-Bergeverfahren für Drohnen in ähnlichen Geschwindigkeits- und Gewichtsbereichen benutzt. Es kann daher als erprobt angesehen werden. Bei der Implementierung des Fallschirms wurde großes Augenmerk auf die Auslöseeinheit gelegt.

Eine aerodynamische Ausbringung des Pilotschirms wurde bewusst nicht verwendet. Da dieses System bei Notfällen eingesetzt werden soll, kann nicht von einer normalen Fluglage bei Schirmaktivierung ausgegangen werden, was eine aerodynamische Ausbringung des Pilotschirms eventuell verzögern oder sogar verhindern kann. Das konnte in Vorversuchen gezeigt werden. Pyrotechnische Auslöseverfahren bergen das Risiko, bei Versagen einen Brand an Bord zu erzeugen. Das Fallschirmfach befindet sich bei der Messplattform direkt über dem Haupttank. Die Gefahr einer ungewollten Entzündung von Kerosin wurde als zu hoch eingeschätzt. In Vorversuchen konnte zudem gezeigt werden, dass bei einem künstlich erzeugten Blockieren des Raketenmotors das Aluminiumführungsrohr vollständig durchbrannte. Ein Hitzeschild zu implementieren, welches diesen Temperaturen für die Brenndauer des Raketenmotors standhält, bringt sehr viel Zusatzgewicht mit sich und führte letztlich zum Verwerfen der pyrotechnischen Lösung.

Für die Ausbringung des Schirms wird eine starke Spiralfeder benutzt, die innerhalb einer Aluminiumhülse geführt wird. Die Aluminiumhülse kann sich teleskopartig ausdehnen und kapselt die Feder vollständig ab, um das Verheddern mit Leinen zu verhindern.

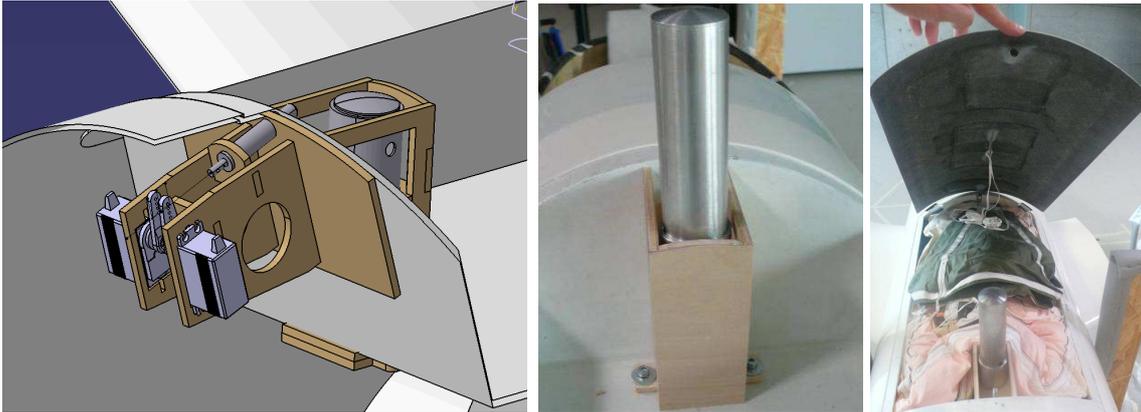
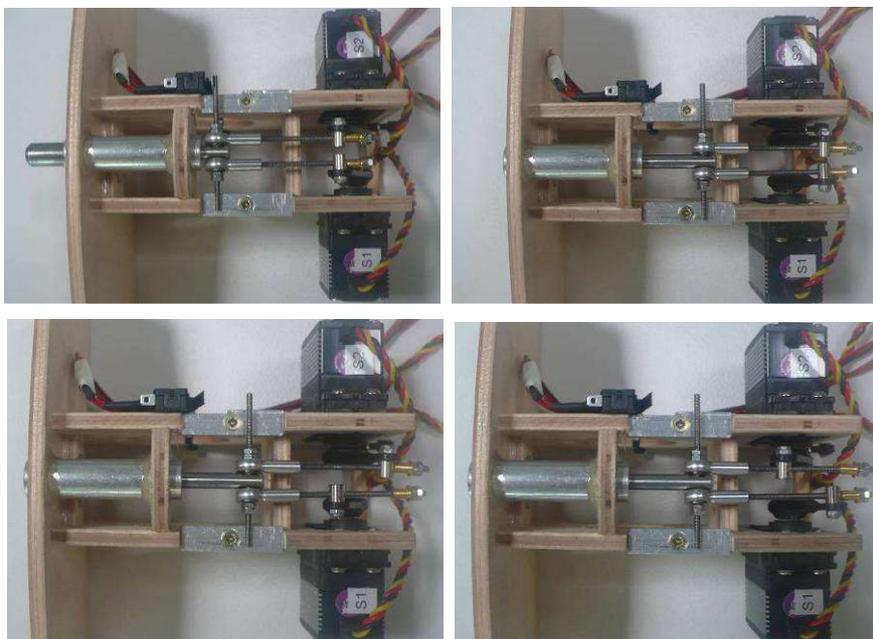


Abbildung 53 Fallschirm-Auslöseeinheit; links: komprimierte Federhülse, Mitte: expandierte Federhülse, rechts: Fallschirm gepackt

Bei Schließen des Fallschirmfachs wird die Feder vorgespannt und mittels eines Bolzens verriegelt. Dieser Bolzen wird von zwei unabhängigen Servoaktuatoren angetrieben. Mittels einer einfachen mechanischen Lösung werden die Aktuatoren mit einer "Oder-Verknüpfung" kombiniert. Die Mechanik stellt sicher, dass der Bolzen unabhängig von der Stellung des jeweils anderen Servos ausgelöst wird, sobald eines der Servos in die Position zur Auslösung des Bolzens fährt. Dazu sind am Bolzen zwei Führungsgestänge befestigt, auf denen mit den Servoarmen verbundene Schlitten laufen. Über Endanschläge wird eine Bewegung des Bolzens zum Öffnen erzeugt, während die andere Richtung nur zu einer Schlittenbewegung führt. Der Bolzen wird über eine Feder in die Ausgangsstellung zurückgedrückt.

In den folgenden Abbildungen sind die möglichen Aktuatorpositionen gezeigt, sowie Auslösung unter Fehlstellung des jeweils anderen Servos.



**Abbildung 54 Auslösemechanismus:
oben links: verriegelt,
oben rechts: ausgelöst Normalbetrieb,
unten links: ausgelöst über Servo 2, Servo 1 in gegenläufigem Vollausschlag
unten rechts: ausgelöst über Servo 1, Servo 2 in gegenläufigem Vollausschlag**

Zur Erleichterung der Verriegelung des Fallschirmfaches wird der korrekte Sitz des Bolzens im Fallschirmfachdeckel über einen Endschalter überwacht und über eine LED eine Rückmeldung generiert. Der Hauptschirm wird in das Fach gepackt, der Pilotschirm wird darüber drapiert und mit dem Hauptschirmpacksack sowie mit dem Fallschirmfachdeckel verbunden. Der Deckel wird im Falle einer Aktivierung über die Feder vom Fluggerät abgeworfen. Der Pilotschirm folgt diesem aufgrund der Verbindungsleine und wird dadurch immer aus dem Fach gezogen. Der Pilotschirm öffnet sich und zieht den Hauptschirm nach.

6.4.4 Test und Validierung des Flugabbruchsystems

Das Flugabbruchsystem wurde von Einzelsystemtests bis hin zu Gesamtsystemerprobungen validiert. Alle Tests und die Ergebnisse sind in Anhang A beschrieben. Es wurden folgende Validierungstest durchgeführt:

- Test der Auslösemechanik im Rumpf *Mock-up*
- Test des Auslöseverfahrens im Windkanal unter angeströmten Bedingungen mit variablen Anström winkeln und Erprobung der minimal erforderlichen Strömungsgeschwindigkeit

6.5 Bodenstation

Im folgenden Kapitel wird die Bodenstation erläutert. Zunächst wird auf die Architektur eingegangen, danach werden die einzelnen Komponenten beschrieben. Die Abbildungen der Screenshots befinden sich im Anhang C. Die Programmierung und Umsetzung des entwickelten Bodenstationskonzeptes wurde an das Ingenieurbüro SFL-GmbH unterbeauftragt.

6.5.1 Architektur

Die Bodenstation folgt wie alle anderen Systemkomponenten dem modularen Architekturkonzept. Es sollte eine Bodenstation entwickelt werden, die die variationsreiche Nutzung des fliegenden Systems unterstützt. Das Fluggerät kann in verschiedensten Konfigurationen (struktur- und nutzlastbezogen) eingesetzt werden. Die Bodenstation soll dem Operator die Möglichkeit geben, das Fluggerät an sich und die missionspezifische Hard- und Software vom Boden zu kontrollieren.

Das dazu entwickelte Bodenstationskonzept sieht eine Aufteilung der Software in einen Kommunikations- und einen Darstellungsteil vor. Die Kommunikationsroutine stellt die Verbindung zum Fluggerät her und versendet die Informationen in vordefinierten Paketen. Diese Pakete sind zum Teil Standardpakete, die unabhängig von der Flugzeugkonfiguration gesendet werden sowie Pakete mit Nutzdatencontainern, die je nach Mission individuell mit Daten bestückt werden können. Die Darstellungssoftware entpackt die Pakete und stellt die Informationen in thematisch geordneten Displays dar. Dieser Teil der Software kann bis zu 20-mal auf verschiedenen, über eine LAN-Verbindung miteinander verbundenen Rechnern gestartet werden. Auf jedem Rechner kann eine andere Datenseite der gleichen Software auf dem Desktop angezeigt werden. Die einzelnen Instanzen melden sich bei der Kommunikationssoftware an und erhalten die benötigten Informationen. Ein Umschalten auf andere Seiten ist im laufenden Betrieb jederzeit und an jedem Arbeitsplatz möglich. Diese Arbeitsplätze sind im normalen Betrieb lediglich als erweiterte Desktopfläche anzusehen und haben reine Darstellungsfunktion ohne Interaktionsmöglichkeiten.

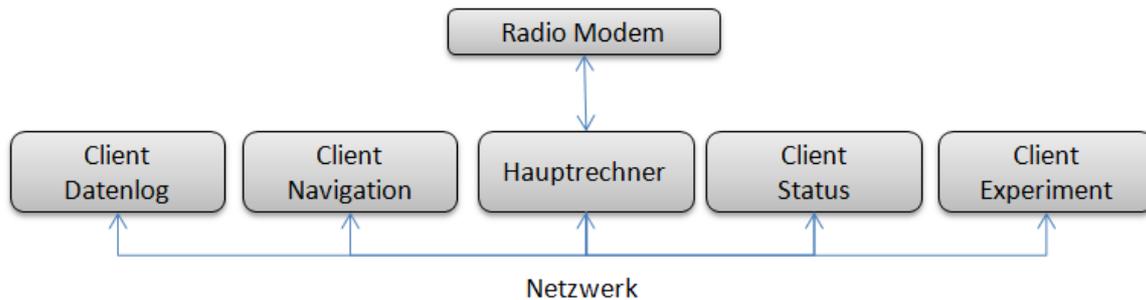


Abbildung 55 Architektur der Bodenstation

Diese Art der dezentralen Darstellung von Daten hat eine Reihe von Vorteilen. Die Daten werden je nach Zugehörigkeit in Gruppen dargestellt. Die Anzahl an Displays kann der Größe des Testteams angepasst werden. Bei neu eingerüstetem Nutzlastequipment muss lediglich eine neue Seite in der Bodenstation implementiert werden, die dann bei Bedarf auf einem weiteren Rechner angezeigt werden kann. Die in Abbildung 55 dargestellte Konfiguration umfasst die zum Fliegen notwendige Minimalkonfiguration. Ein Display stellt navigationsspezifische Daten dar, ein weiteres alle Daten des internen Statusmonitors. Auf einem weiteren werden die *Logfiles* überwacht. Ein Display ist ausschließlich zur Überwachung und Steuerung des Experimentes vorgesehen. Dieses nutzlaster-spezifische Display stellt damit eine Ausnahme dar, da es neben reiner Darstellung auch die Steuerung der Nutzlastkomponenten zulässt. Zentrales Element der Bodenstation ist der Hauptrechner, der die Kommunikation mit dem Fluggerät vornimmt und den Hauptbildschirm der Bodenstation mit den wichtigsten Informationen versorgt. Dieser Computer ist mit der Möglichkeit ausgestattet, Einfluss auf das fliegende System vorzunehmen, *Settings* zu ändern, Modi umzuschalten und so weiter. Abbildung 56 zeigt die Bodenstation während eines Testbetriebs. Oben links ist der Navigationsbildschirm zu erkennen. Wichtigste Bestandteile sind die *Moving Map* und der künstliche Horizont. Oben rechts ist der Bodenstations-Hauptbildschirm zu sehen, der Triebwerksdaten, Statusinformationen und Systemzustände beinhaltet. Die einzelnen Bildschirme werden im Folgenden erläutert.



Abbildung 56 Bodenstation in Betrieb

6.5.2 Darstellungsformen der Bodenstation

Im folgenden Kapitel werden die einzelnen Bildschirminhalte der Bodenstation erläutert. Die Abbildungen sind im Anhang C dargestellt. Sie wurden offline erstellt, weshalb die Felder zumeist leer oder grau hinterlegt sind.

6.5.2.1 Telemetriemodul

Das Telemetriemodul ist - wie eingangs beschrieben - die Kommunikationseinheit der Bodenstation. Dieses Modul ist mit dem Fluggerät verbunden und sendet und empfängt dessen Daten. Gleichzeitig verwaltet es die Kommunikation des Bodenstationsnetzwerks. Es sendet die vom Flugzeug empfangenen Informationen weiter an die jeweiligen Rechner zur Darstellung. Bis zu 20 *Clients* können parallel verwaltet werden. Um den Datenverkehr zu optimieren, wird ein Prioritätssystem verwendet. Der Datenlink bietet eine maximale Bandbreite, die es optimal zu nutzen gilt. Es ist angebracht, Informationen, die häufig benötigt werden, mit hoher Rate zu senden, wogegen Informationen, die nur zu einem bestimmten Zeitpunkt relevant sind, auch nur dann zu übertragen. Dazu werden die vorgefertigten Informationspakete, die jeweils eine Gruppe von zusammengehörigen Daten enthalten, mit einer Priorität versehen. Die Pakete werden in einer Folge übertragen, wobei die Häufigkeit der Übertragung von der Priorität abhängt. Die Übertragungsgeschwindigkeit lässt Paketübertragungen mit 5 Hz zu. Da einige Daten jedoch so wichtig sind, dass sie jedes Mal übertragen werden sollen, wurde ein Paket in einen Header und einen Container unterteilt. Im Header befinden sich Informationen wie Höhe, Geschwindigkeit, Position etc., welche mit 5 Hz auf der Bodenstation vorliegen sollen. Im Container werden die Pakete entsprechend dem Priorisierungssystem übertragen.

Es gibt Daten, die nur zu bestimmten Zeitpunkten übertragen werden müssen und nicht den Datenverkehr durch unnötiges wiederholtes Senden blockieren sollen. Dazu zählt zum Beispiel das Abfragen der Endschalter nach dem Einfahren des Fahrwerks. Diese Informationen werden entweder gesendet, sobald sie eintreten oder gezielt von der Bodenstation abgefragt.

Das Telemetriemodul ist nur für den Aufbau und die Inbetriebnahme des Systems im Vordergrund. Während des Fluges arbeitet es im Hintergrund. Das Telemetriemodul behandelt auch Fehlerfälle wie Computerabstürze eines *Clients* oder des Hauptrechners selbst. Das Modul startet automatisch und verbindet sich sofort wieder mit den *Clients*, sollte eine Verbindung unterbrochen worden sein. Die Bodenstation ist nicht zwingend für den Flugbetrieb erforderlich, da sämtliche Flugstabilisierungs- und Navigationsalgorithmen an Bord laufen. Sollte die Bodenstation ausfallen, muss die Crew dieses Problem zum Beispiel durch Neustart der Computer beheben oder eine außerplanmäßige Landung einleiten, falls eine Wiederaufnahme der Funktionen nicht erfolgreich ist. Das ist notwendig, da die Möglichkeit, über die Bodenstation ein Flugabbruchsignal zu setzen, im Falle eines Fehlers nicht gegeben wäre. Der Pilot hat zwar noch die redundante Möglichkeit, ein Signal zu senden, jedoch muss der Testbetrieb aus Sicherheitsgründen beendet werden, sollte sich die Bodenstation nicht wieder in Betrieb nehmen lassen.

6.5.2.2 Navigation

Der Operator, der die navigationsspezifischen Daten des Fluggerätes überwacht, hat einen Bildschirm mit einer *Moving Map*, Positionsdaten, Wegpunktinformationen, Höheninformationen, Geschwindigkeit (über Grund und gegenüber der Luft), Statusinformationen des Autopiloten, RC-Verbindungsqualität und einem künstlichen Horizont.

In der Karte können die geplanten Wegpunkte, der nächste Wegpunkt und Flugbereiche dargestellt werden. In Abbildung 201 wird gezeigt, wie die Karten vorbereitet werden können. In den Karten können Markierungen hinterlegt werden, die den erlaubten Flugsektor darstellen sowie Grenzen, bei deren Überschreitung der Flug abgebrochen werden muss. Es können jedoch auch beliebige andere geometrische Objekte hinterlegt werden, die zur Visualisierung verschiedener navigations- oder missionsspezifischer Positionsmarken dienen.

Von der Bodenstation wird außerdem ein Referenzpunkt dargestellt, von dem aus die Route relativ programmiert wird. Eine relative Programmierung hat sich im Testbetrieb als weniger fehleranfällig bewiesen, da alle eingegebenen Positionsdaten intuitiv interpretiert werden können. Ein weiterer Vorteil besteht in der einfachen Adaption eines Flugprogramms auf einem neuen Flugplatz, indem lediglich der Referenzpunkt und dessen Platzhöhe eingepflegt werden.

Die dargestellten Wegpunkte in der Bodenstation werden nicht aus einem lokalen Speicher des PCs geladen, sondern direkt vom Fluggerät zu Beginn der Startvorbereitungen herunter geladen. Dadurch werden die tatsächlich im Flugzeug programmierten Wegpunkte dargestellt, was wiederum Fehlinterpretationen vermeidet.

6.5.2.3 Bodenstationshauptbildschirm

Dieser Bildschirm (Abbildung 202) stellt den Zustand des Fluggerätes zusammengefasst dar. Im Bereich "System" oben links werden Zustände von Subsystemen oder Software Routinen dargestellt. Darunter ist die Verbindungsqualität des RC-Signals angeordnet. Diese in Prozent angegebene Größe wird bei Unterschreiten eines Sicherheitslimits farblich unterlegt. Im *Fuel State*-Feld wird der Zustand der Sensoren im Hoppertank gezeigt. Sie sollten im Normalbetrieb alle das Vorhandensein von Kraftstoff signalisieren. Wenn sich zu große Luftblasen in den Hoppertanks befinden, dann macht sich dies anfänglich mit einem Flackern dieser Anzeigen und später mit kontinuierlichen Signalen bemerkbar. Der Operator kann so verfolgen, ob und wie viel Luft sich in den Hoppertanks befindet und gegebenenfalls Maßnahmen einer vorzeitigen Landung einleiten. Der Bereich LDS stellt die Messwerte der Luftdatensonde dar. Zentral angeordnet sind die Daten der Triebwerkssteuerung. Es werden Gas-Austrittstemperatur, Umdrehungen und Kraftstoffverbrauch dargestellt. Rechts oben werden die GPS-Informationen und darunter die Spannungslagen der einzelnen Stromkreise gezeigt. Unten rechts befindet sich ein Bedienfeld zum Auslösen des Flugabbruchsignals. Dazu muss vor dem Start der Fallschirm scharf geschaltet werden und kann dann über einen Klick vom Operator ausgelöst werden. Im oberen Bereich kann über Karteireiter jederzeit auf eine andere Darstellungsseite umgeschaltet werden. Darüber befinden sich einige Statusanzeigen, die auf jedem Bildschirm zu sehen sind. Es werden der Kontakt zum Server, ordnungsgemäßes Senden und Empfangen von Nachrichten, Fallschirmsystemstatus, Triebwerkskommunikation, Datenlogaktivierung, GPS-Qualität, RC-Signalqualität und eine Warnung im Falle eines Systemneustarts über den *Watchdog* dargestellt.

6.5.2.4 Datenlog

Der Datenlog kann separat über die Datenlog-Seite gestartet oder gestoppt werden. Es werden Statusmeldungen bezüglich der aktiven Aufzeichnung wiedergegeben.

6.5.2.5 Experimentkontrolle

Das Fluggerät kann mit Experimenthardware ausgerüstet werden. Wenn diese vom Boden gesteuert werden soll oder Daten zur Evaluierung des Experimentes am Boden verfolgt werden sollen, wird dafür diese Seite eingerichtet beziehungsweise modifiziert. Die Daten werden über die Telemetriverbindung in einem eigens dafür vorgesehenen Nutzlastcontainer gesendet. Steuerbefehle werden entsprechend zum Fluggerät zurückgeschickt und von der *Onboard*-Elektronik an die Experimentierhardware weitergereicht.

6.5.2.6 Telemetrie

In der Bodenstation sind Bereiche zur Darstellung des Telemetriestatus vorgesehen. Darauf werden der Status der Modems, Zähler für den *Uplink* und *Downlink*, Zähler für verloren gegangene Pakete, Checksummenzähler und Laufzeitanzeigen dargestellt. Diese Anzeigen

können zur qualitativen Bewertung des Telemetrielinks benutzt werden. Es sei noch erwähnt, dass Pakete verloren gehen können, was jedoch von der Kommunikationssoftware erkannt wird und sie automatisch neu versendet werden. Die Information darüber, dass Pakete verloren gehen oder die Laufzeit sich ändert, wird jedoch lange vor einem Verbindungsabbruch als schlechte Verbindungsqualität signalisiert, so dass rechtzeitig reagiert werden kann.

6.5.2.7 Statusseiten

Die Bodenstation liefert auch detaillierte Informationen über den inneren Systemzustand, womit eine Diagnose oder Überwachung einzelner Komponenten ermöglicht wird. Bis hin zur Stromaufnahme oder Position einzelner Aktuatoren können Zustände abgefragt werden. Die Fülle der Informationen macht es nötig, diese auf einer zusammenfassenden Seite auf Subsystemebene darzustellen. In Abbildung 206 wird diese Seite gezeigt. Solange sich die Messwerte aller Systemzustände im Normbereich befinden, wird dies mit einem grünen Signal quittiert. Ist ein Messwert des Subsystems außerhalb des zulässigen Bereiches, wird eine Warnung (gelb) oder ein Fehler (rot) ausgegeben. Der Operator kann dann auf die Schaltfläche des Subsystems mit einer Warnung oder einem Fehler klicken und wird direkt zu einer Seite des Subsystems weitergeleitet.

Beispiele entsprechender Seiten sind in Abbildung 207 und Abbildung 208 abgebildet. Die Servostromübersicht lässt einen Blick auf alle Aktuatoren zu. Da diese Informationen im oben beschriebenen Prioritätssystem relativ niedrig eingestuft werden, ist die Aktualisierung dementsprechend selten. Ist der Operator an einer sofortigen Aktualisierung interessiert, kann er sie über die "update"-Schaltfläche erzwingen.

Abbildung 208 zeigt die Statusseite einer *CSM-Unit*. Diese Seiten können für alle verbauten Einheiten aufgerufen werden und darauf Informationen über angeschlossene Aktuatoren, Sensoren oder Kommunikationsinformationen abgefragt werden.

Wie bereits oben beschrieben, ist die Darstellung dieser Seiten im Normalbetrieb nicht zwingend notwendig. Es ist aber im Falle eines Fehlers oder einer Warnung über einen Klick möglich, direkt an Informationen des verursachenden Subsystems heranzukommen. Im Normalbetrieb wird zur Erleichterung der Bedienung der optimale Systemzustand nur mit grünen Kontrollflächen quittiert.

7 Autopilot

Die Anforderungen an das Systemdesign erfordern den Einsatz eines Autopiloten. Der Autopilot kann in Flugversuchen auf verschiedene Weisen unterstützend genutzt werden. Aufgelistet nach dem Grad der Eingriffsmöglichkeit sind im Wesentlichen folgende Varianten für diese Messplattform in Erwägung zu ziehen:

- Pilotenunterstützung durch Dämpfung in einer oder mehrerer Bewegungsachsen,
- Stabilisierung des Flugzustandes mit überlagerten manuellen Systemeingaben auf der Ebene von Sollgrößen. (Pilotenkommandos wirken sich auf Lagewinkel, Flughöhe und Geschwindigkeit aus.),
- Wegpunktnavigation zur Optimierung der Flugstrecken zwischen zwei Versuchen,
- automatisches Durchführen von Versuchen,
- Wiederherstellung stabiler Flugzustände nach Versuchen.

Teile dieses Kapitels sind in [15] zusammengefasst worden.

7.1 Modulares Reglerkonzept

Der Autopilot ist wie alle Systeme modular aufgebaut. Die Modularität eröffnet die Möglichkeit, den Autopiloten für die jeweilige Flugmission anzupassen. Dies gilt nicht nur für die Optimierung von Parametern, sondern auch für die Regler im Allgemeinen. Wird bei einer Mission ein bestimmtes Flugverhalten gefordert, so kann die Architektur des Autopiloten in dem Bereich verändert werden. Für die Regelung eines Flugzeuges bestehen verschiedene Ansätze. Die Regelungsstrategien unterscheiden sich in der Verknüpfung von Eingangsdaten zur Regelung bestimmter Ausgangsgrößen. Das Vorhandensein, die Qualität und die Abstrakte von Eingangsgrößen sind von der Ausstattung des Fluggerätes abhängig, die je nach Versuch unterschiedlich sein kann. Daher ist auch eine anpassungsfähige Flugreglerarchitektur entwickelt worden.

Der Autopilot ist kaskadiert aufgebaut. Während die inneren Regelkreise der Kaskade die Stabilisierung des Fluggerätes in allen Achsen vornehmen, sorgen die äußeren Regelkreise für die Einhaltung von Höhe, Geschwindigkeit, Kurs und Position. Dem Autopiloten wird ein Set von über 50 Eingangsgrößen bestehend aus Sensorwerten und Parametern übergeben, die jedem Reglermodul zur Verfügung stehen.

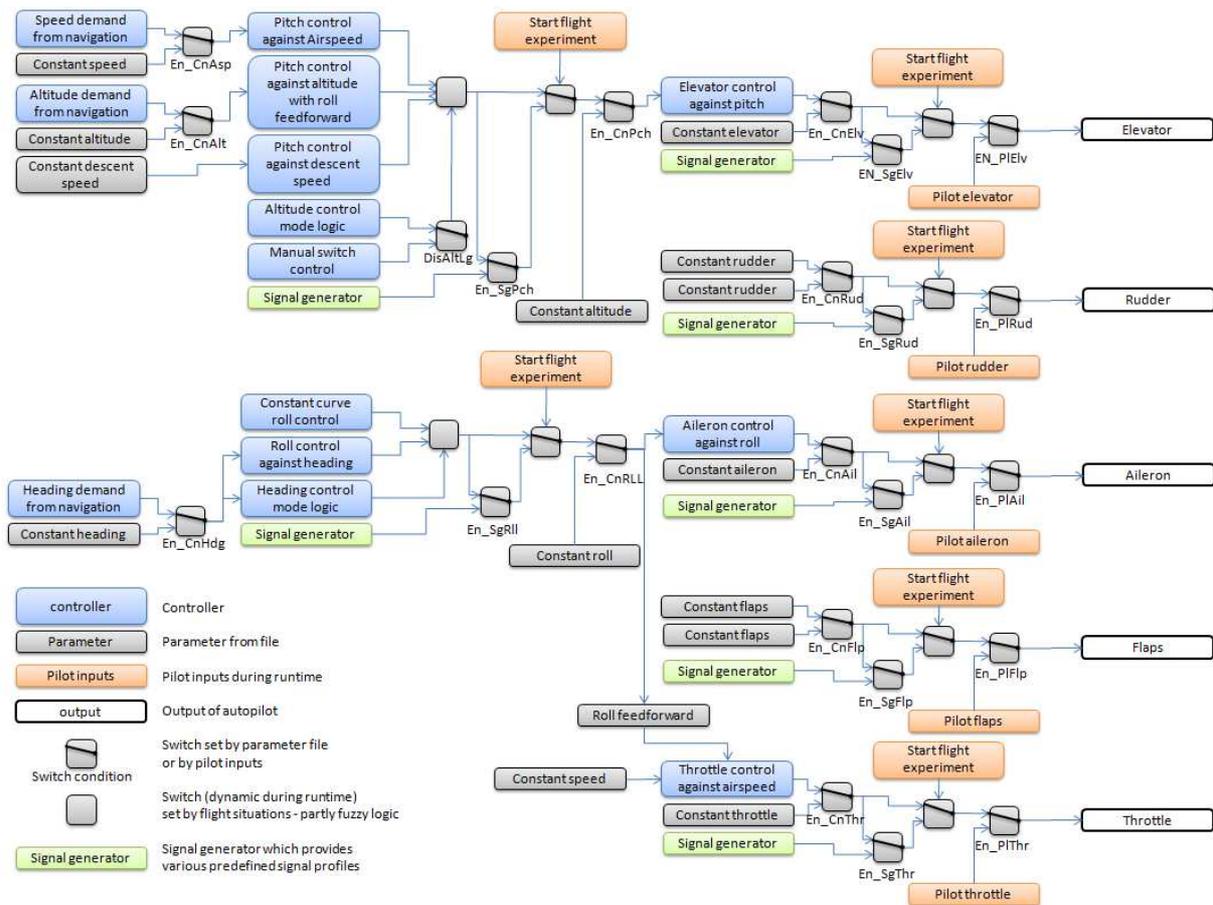


Abbildung 57 Architektur des Autopiloten

In obiger Abbildung ist die Architektur des Autopiloten dargestellt. Der Autopilot hat Zugriff auf alle Stellgrößen des Flugzeugsystems (Höhenruder, Seitenruder, Querruder, Gas, Landeklappen). Diese werden von den Reglern der inneren Kaskade zur Stabilisierung gesteuert. Innerhalb des Autopiloten werden generische Werte verwendet. Ein Steuerflächenausschlag wird innerhalb des Autopiloten in Prozent berechnet. Erst die Flugzeugelektronik übersetzt diesen Wert in den für den jeweiligen Steuerflächenaktuator designierten Wert. Dieses Verfahren ermöglicht eine einfache Handhabung der Parameter und erleichtert die Einstellung.

Die inneren Regelkreise werden mit Sollgrößen beliefert, welche von den überlagerten Reglern generiert werden. In dieser Ebene werden Pitch- und Roll-Sollwerte generiert. In der nächsten Ebene befinden sich die Navigationsalgorithmen, auf die später eingegangen wird. Innerhalb jeder Kaskade wird eine Flugzustandsüberwachung vorgenommen, die bei Über- oder Unterschreiten kritischer Systemzustände eingreift und das Flugzeug unter Beachtung von flugdynamischen Prioritäten kontrolliert. Dabei werden physikalisch nicht einzuhaltende Sollgrößen gefiltert.

Der Autopilot ist mit einer Vielzahl von Schaltstellen ausgestattet, die über einen Parametersatz gesetzt oder online vom Piloten oder per Zustandsüberwachung geschaltet werden können. Diese Schaltstellen dienen zur Veränderung der Architektur sowohl zu Einstellungs- und Testzwecken als auch zu Versuchszwecken bei Missionen mit veränderlichen Autopilotenanforderungen.

7.2 Signalgeneratoren

In die Struktur des Autopiloten sind sogenannte Signalgeneratoren implementiert. Diese stellen vorgefertigte, durch Parameter konfigurierbare und über einen Schalter abrufbare Generatoren von Signalen dar, die wiederum auf interne Signale des Autopiloten oder dessen Ausgänge zugeschaltet werden können. Es sind drei der typischen Manöver zur Identifikation von Systemen vorgesehen: 3211, Impuls und Sprung. Zusätzlich kann ein Sinussignal oder die Vorgabe eines vom Boden manuell, stufenlos variierbaren Signals gewählt werden, etwa zur Generierung eines Soll-Rollwinkels oder Ähnlichem vom Pilotensender aus. Die Autopilotenarchitektur erlaubt die Implementierung weiterer Signalgeneratoren ohne die Notwendigkeit, an der Software Änderungen vornehmen zu müssen. Die Auswahl, welcher Signalpfad mit welchem Signalgenerator belegt wird, erfolgt über ein *Parameterfile*. Der Start des Signalgenerators wird von dem Piloten getriggert. Innerhalb des Generators kann eine Initialisierungszeit implementiert werden, um das Erreichen von Anfangsbedingungen sicherzustellen. Weiterhin kann eine Wartezeit am Ende des Signals implementiert werden, bei der das Gerät ohne Reglereingaben weiterfliegt, um Systemantworten der unregelmäßigen Strecke aufzeichnen zu können. Nach Ablauf dieser Zeit stabilisiert der Autopilot das Fluggerät selbstständig und bringt es zurück auf den Sollkurs. Der Generator kann auch jederzeit vom Piloten abgeschaltet werden, wobei er die Wahl hat, die Steuerung an den Autopiloten zurückzugeben oder komplett auf manuelle Steuerung umzuschalten. Der Signalgenerator wird dabei zurückgesetzt und steht zum sofortigen Wiederaufruf bereit.

7.3 Roll- und Pitchregelung

Die Roll- und Pitchregelung wird mit einer erweiterten PID-Regelung gelöst. PID-Regler liefern für die Regelung des im Allgemeinen relativ dynamischen Roll- und Nickverhaltens sehr gute Ergebnisse. Solange das Flugzeug keine besonderen Eigenschaften aufweist, die den Einsatz komplexerer Lösungen bedingen, reicht es aus, in den Stabilisierungsmodulen mit PIDs zu arbeiten. Besondere Lösungen können zum Beispiel erforderlich werden, bei Einflüssen zwischen Schubstrahl und Leitwerksteilen sowie Kopplungen zwischen Landeklappen und Nickmoment. Sind diese Kopplungen nicht mit Vorsteuerungsverknüpfungen kompensierbar, muss der Reglertyp angepasst werden.

Der Roll- und Nickwinkelregler bekommt aus den Werten des inertialen Messsystems die aktuelle Lageinformation. Seitens der überlagerten Regler werden die Sollwerte geliefert. Die Regler stellen abhängig von der Parametrisierung die Istwerte nach. Insbesondere der Pitchregler wird zusätzlich mit Informationen zur aktuellen Höhe und der aktuellen Geschwindigkeit zu Trimmzwecken versorgt. Mit diesen Werten wird geprüft, ob der einzustellende Pitchwinkel zu einem flugphysikalisch ungünstigen Zustand führt. Nähern sich die Parameter einer der einstellbaren Grenzen – zum Beispiel unteres oder oberes Geschwindigkeitslimit – wird vor Erreichen der Grenze der Pitchesollwert korrigiert. Das bedeutet, dass Teile der Nickwinkelanforderungen zugunsten der Behebung von Geschwindigkeitsabweichungen herabgesetzt werden. Der Geschwindigkeit wird in diesem Fall eine höhere Priorität eingeräumt als der Einhaltung der Höhe. Der Grund liegt in der gleichzeitigen Behandlung von Motorfehlern. Fällt der Motor aus, geht der Autopilot mit dieser Nickwinkelregelung automatisch in einen Gleitflug über - nahe der minimal zulässigen Geschwindigkeit. Dabei sei noch erwähnt, dass sichergestellt ist, dass vor dem Überschreiten der Limitierungen ein stabiler Zustand gefunden wird. Der Autopilot beginnt zum Beispiel bereits bei Annäherung an ein Limit und nicht erst bei seiner Überschreitung mit der Sollwertkorrektur.

7.4 Höhenregelung

Zur Regelung der Höhe können verschiedene Ansätze verfolgt werden. Innerhalb des Autopiloten wurden zwei Regelungsstrategien umgesetzt. Zum einen erfolgt die Höhenregelung durch Flugmodi-Umschaltung, zum anderen über die Überwachung von Geschwindigkeitswerten und einhergehender Pitchsollwertregelung.

7.4.1 Regelungsstrategie der Höhenregelung

Im folgenden Abschnitt wird auf die modusbasierte Nickwinkelregelung zur Höhenregelung eingegangen. Über einstellbare Parameter werden Höhenbänder für die drei Höhenregelungsaufgaben (Höhe halten, Steigen, Sinken) definiert. Diese Definition kann über die Beschreibung eines Bereiches (mit oberer und unterer Grenze der Höhenabweichung), in dem die Höhenregelung über eine Nickwinkelregelung abhängig der Höhe erfolgen soll, erreicht werden. Befindet sich das Fluggerät darunter, wird in den Steigmodus gewechselt, befindet es sich dazwischen, wird in den Höhe-halten-Modus gewechselt und analog dazu wird bei Höhenwerten oberhalb des Bandes in den Sinkmodus gewechselt. Beim Steigen und Sinken wird der Nickwinkel in Abhängigkeit der minimal, beziehungsweise maximal zulässigen Geschwindigkeit geregelt. Im Höhe-halten-Modus wird der Nickwinkelsollwert über den Höhenfehler bestimmt, und die Geschwindigkeit separat überwacht. Dieses Verfahren wird vielfach angewendet, und bietet Vor- und Nachteile. Vorteile sind in der einfachen Einstellung zu sehen, da nur drei Zustände optimiert werden müssen. Nachteilig ist, dass nur diese drei Zustände zur Verfügung stehen. Das Fluggerät geht bei Steig- oder Sinkoperationen immer in einen Bereich des optimalen Steigens oder Sinkens. Ist dagegen ein anderer Steigwinkel gefordert, kommt diese Regelungsstrategie an ihre Grenzen. Weitere Nachteile sind bei veränderlichen Systemparametern wie Missionsgeschwindigkeit oder Gewicht zu finden. Das oben beschriebene System von Nickwinkelregelung und nachgeschalteter Höhenrudderregelung funktioniert ohne weitere Maßnahmen nur um einen Arbeitspunkt herum. Wird das Fluggerät jedoch durch veränderliche Missionsausrüstungen in verschiedenen Gewichtsbereichen oder verschiedenen Geschwindigkeitsbereichen betrieben, sind Maßnahmen zur Parameteranpassung nötig. Letztlich gibt es noch Nachteile, die sich durch das Umschalten unterschiedlicher Regler ergeben. Dies kann bei nicht optimalen Parametereinstellungen zu Sollwertsprüngen führen.

Zur Optimierung wurden zwei Lösungsansätze implementiert. Innerhalb der ersten Entwicklungsphase wurde mit Parametersätzen gearbeitet, die je nach Missionsprofil geladen wurden. In einer weiterentwickelten Version wurde eine dynamische Parametrisierung eingesetzt. Diese wird an einem Arbeitspunkt optimiert und über ein Einstellverfahren mit Information zur Veränderung der Regelparameter versorgt. Dadurch wird eine Erweiterung des Arbeitspunktes auf einen Arbeitsbereich bewirkt. Daraus ergeben sich für jeden Parameter Funktionen, die im Falle der Nickwinkelregelung von Parametern wie Geschwindigkeit, Steig- oder Sinkwinkel, und z-Beschleunigung abhängen. Die Regelqualität kann mittels dynamischer Parametrisierung unter Beibehaltung einfacher Architekturen erheblich verbessert werden.

7.4.2 Nickwinkel-Sollwertgenerierung

Der Sollwert für die Nickwinkelregelung wird von drei Reglern generiert. Diese Regler arbeiten parallel. Über eine Schaltlogik werden die Reglerausgänge auf den nachfolgenden Regler aufgeschaltet. Die drei Regler erzeugen je einen Pitchwinkelwert auf Basis der aktuellen Höhe, des aktuellen Abstandes zur Maximalgeschwindigkeit und des Abstandes zur Minimalgeschwindigkeit.

Die Schaltlogik hat mehrere Aufgaben. Zum einen werden der Logik Informationen über den Zustand des anliegenden Gassignals und der aktuellen Geschwindigkeit geliefert. Befindet sich die Geschwindigkeit im Normalbereich, wird der Nickwinkel-Sollwert immer über den Höhenfehler generiert und über Maximalwertbegrenzer limitiert. Fällt zum Beispiel bei einem Steigmanöver die Geschwindigkeit ab, so prüft die Logik zuerst, ob die Gasregelung noch Potenziale im Stellgrößenbereich hat. Ist die Gasregelung bereits am Limit (in diesem Beispiel müsste bereits Vollgas anliegen), wird erkannt, dass die dem Autopiloten zur Verfügung stehenden Möglichkeiten zur Behebung einer Geschwindigkeitsabweichung über die Schubregelung ausgeschöpft sind. Sobald dieser Fall eintritt, wird ein Korrekturfaktor aus dem Regler zur Nickwinkel-Sollwertgenerierung abhängig von der Minimalgeschwindigkeit eingespeist. Analog verhält sich die Logik bei der Überwachung der Maximalgeschwindigkeit bei Sinkflügen. Die Schaltlogik muss inaktiven Reglern ein entsprechendes Signal zurückleiten, um Integratoren in den Inaktivitätsphasen zu behandeln. Dabei wird wahlweise der Wert eingefroren oder der Integrator intern auf Null gesetzt. Beim Einfrieren des Wertes werden Trimmwerte beibehalten werden, was je nach Abschaltzeitpunkt eines Reglers auch zu ungünstigen Konstellationen bei Reaktivierung führen kann. Daher ist die Frage, ob Integratoren genullt oder eingefroren werden, reglerabhängig gelöst.

Die zweite Ausbaustufe des Autopiloten mit dynamischer Parametrisierung betrifft auch die Nickwinkelregelung. Im Unterschied zur ersten werden dem Autopiloten Parameter für Veränderungen stationärer Zustände für Nickwinkel in Abhängigkeit der Geschwindigkeit und des Steig- beziehungsweise Sinkwinkels gegeben. Die drei überwachenden Regler arbeiten weiterhin parallel, werden aber nicht durch eine Logik aktiviert oder deaktiviert. Die Regler liefern nun mit vom Systemzustand abhängigen Parametern automatisch nur im Bedarfsfall Korrekturwerte, die permanent auf den Nickwinkelsollwert aufaddiert werden. Dadurch können auch kombinierte Sonderfälle behandelt werden. Die Einstellung dieser Parameter folgt einem vordefinierten Prozedere und ist nur geringfügig komplexer als die ursprüngliche Version. Die Analyse bei Fehlverhalten des Autopiloten und die Ursachensuche sind dagegen etwas aufwendiger.

Die Höhenregelung erfolgt im Wesentlichen über die Differenzbestimmung der Sollhöhe mit der aktuellen Höhe. Die Qualität der Regelung ist relativ gut, wobei durch einige Vorsteuerungsmodule noch erhebliches Potenzial ausgeschöpft werden kann. Vor allem das Einschwingverhalten auf eine neue Höhe ist durch ein Abtasten der Höhenfehler-Differenzentwicklung und einer Vorsteuerung beeinflussbar. Dabei kann vor allem mit dem Gassignal und der Zurücknahme der Integratoren aus der Höhenfehlerauswertung eine Optimierung des Einschwingverhaltens erreicht werden.

7.5 Kursregelung mit Rollwinkelvorsteuerung

Die Rollwinkelregelung erfolgt ebenfalls über kaskadiert angeordnete Regler. Dabei werden über einen PID-Regler die Sollrollwerte verarbeitet und der Ist-Rollwert eingestellt. Die Rollwinkelregelung ist relativ dynamisch und gut zu handhaben. Das Systemverhalten um die Längsachse reagiert auf Veränderungen in der Geschwindigkeit. Es ändert sich jedoch nur unwesentlich mit dem Systemgewicht beziehungsweise der z-Beschleunigung. Daher werden bei der dynamischen Parameteranpassung für die Rollregelung nur geschwindigkeitsabhängige Funktionen eingesetzt.

Die Generierung eines Soll-Rollwinkelsignals obliegt der Problematik, dass ein Kursfehler sich nur in einem eingeschränkten Bereich zu einem daraus notwendigen Rollwinkel proportional umrechnen lässt. Darüber hinaus ist es notwendig, einen weiteren Modus einzuführen. Dieser regelt bei Anliegen eines genügend großen Kursfehlers auf einen stationären Rollwinkel und hält ihn bis zur Unterschreitung dieser Kursfehlerschwelle. Die

modusbasierte Kursregelung verhält sich bei kleinen Kursabweichungen wie ein normales PID-Glied. Ist es notwendig, eine große Kurskorrektur (zum Beispiel das Einschwingen auf den nächsten Bahnabschnitt, eine Umkehrkurve oder Vollkreise) durchzuführen, wird zuvor ein über Parameter einstellbarer maximaler Rollwert eingeregelt und damit die Kurskorrektur vollzogen. Bei Annäherung an den Soll-Rollwinkel, fällt das System auf den normalen PID-Regler zurück.

Die Kursregelung ist über eine Vorsteuerung mit der Höhenregelung verknüpft. Da sich beim Durchfliegen von Kurven die z-Beschleunigungskräfte ändern und das zu einer vorhersehbaren Korrektur des Höhenruder-Trimms führen muss, ist es nicht notwendig, erst die Entstehung des Fehlers abzuwarten, zu vermessen und dann darauf zu reagieren, sondern es kann direkt eine Korrektur eingespeist werden. Diese Strategie ermöglicht auch hier die Beibehaltung einfacher Architekturen, die für die Verwendung von mikroprozessorbasierten Systemen den Rechenaufwand gering halten.

7.6 Navigation - "Bubble-Algorithmus"

Der Autopilot soll grundsätzliche Navigationsfähigkeiten besitzen. Er soll zur Unterstützung von Messungen herangezogen werden können und automatisiert Tests durchführen. Dafür muss eine Reihe von Navigationsaufgaben bewältigt werden können. Dazu zählen das

- Herstellen von reproduzierbaren Anfangsbedingungen für die Messungen,
- automatische Abfliegen von Flugstrecken, die nicht als Messstrecken genutzt werden, wie das Herstellen der Arbeitshöhe,
- Wenden am Ende einer Messtrecke und
- Abfliegen von Sektionen zwischen zwei Messungen.

Es musste ein Algorithmus gefunden werden, der auf eine nicht rechenintensive Art diese Navigationsaufgaben bewältigen kann.

Zur Erfüllung der Navigationsaufgaben wurde der *Bubble*-Algorithmus entwickelt [14] und optimiert [15]. Der Algorithmus ermöglicht die Erfüllung der Navigationsaufgaben in 2D und 3D, wobei als Eingabeparameter eine Liste von Punkten erforderlich ist, welche sowohl die x- und y-Koordinate, die Höhe als auch weitere Parameter wie Geschwindigkeit enthalten kann. Abhängig vom Umfang der implementierten Funktionen kann der Algorithmus bei Festsetzen der Höhe und der Geschwindigkeit schon allein mit einer Liste aus x- und y-Koordinaten angewendet werden. Hauptziel der Entwicklung des Algorithmus war es, die notwendigen Rechenoperationen zu minimieren, so dass dieser ohne Probleme auf einem mikroprozessorbasierenden System betrieben werden kann.

Kern des *Bubble*-Algorithmus ist die Erzeugung einer 2D-Prüfgeometrie oder eines Prüfvolumens um das Fluggerät mit dem Gerät im Zentrum.

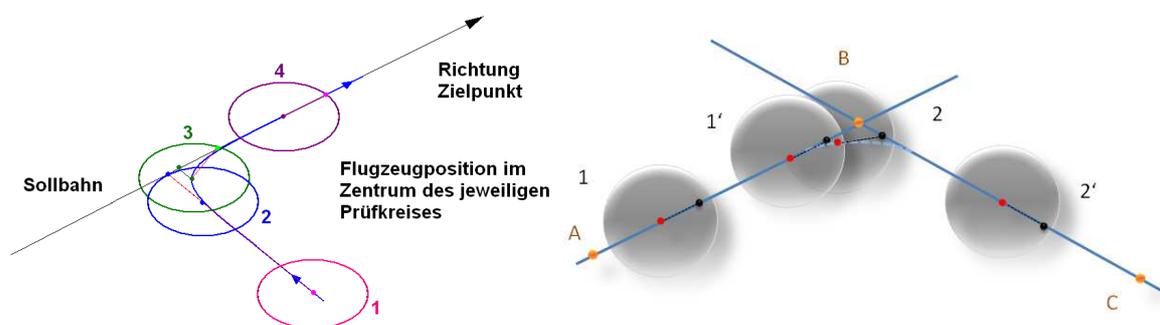


Abbildung 58 Erzeugung von Navigationssollwerten mittels *Bubble*-Algorithmus (isometrische Ansicht einer Flugbahn; links: 2D-Prüfgeometrie, rechts: 3D-Prüfvolumen) (Quellen: [15], [15])

In der implementierten Version des Algorithmus wird in 2D, mit einem Kreis, oder in 3D, mit einer Kugel, gearbeitet. Das Grundprinzip des Algorithmus besteht in der Überprüfung des Kreises beziehungsweise des Volumens auf Schnittstellen mit der Sollbahn und der Nutzung der Schnittstelle als temporäres Zwischenziel.

7.6.1 Algorithmusstruktur

Der Algorithmus besteht aus zwei Instanzen. Eine wird jeweils zu Beginn eines Navigationsabschnittes einmal ausgeführt und errechnet diverse, für den Abschnitt konstante Parameter. Die zweite Instanz wird mit hoher Wiederholrate ausgeführt und berechnet die variablen Parameter bis zum Erreichen des Endes des Navigationsabschnittes. Durch die Zweiteilung wird der Rechenleistungsbedarf reduziert. Der Navigationsabschnitt startet jeweils mit dem Einlesen des nächsten Punktes und endet, sobald dieser erreicht ist.

7.6.1.1 Äußere Schleife

Koordinatentransformation

Der erste Schritt besteht jeweils in einer Koordinatentransformation. Das Koordinatensystem wird dabei in den Startpunkt der aktuell abzufliegenden Strecke verlegt. Dieses Verfahren vereinfacht alle folgenden Rechnungen erheblich, da viele Terme allgemein dargestellter Rechnungen zu Null werden und Sinus- und Cosinusfunktionen substituiert werden können.

$$X_t = X - X_{PWP} \quad \text{GL. 5}$$

$$Y_t = Y - Y_{PWP} \quad \text{GL. 6}$$

Die verwendeten Indizes bezeichnen in den folgenden Abschnitten folgende Punkte:

PWP: *Previous Waypoint*

NWP: *Next Waypoint*

S: *Shadow point*

TTWP: *Temporary Target Waypoint*

D: *Distance*

IEP: *Innovative Evaluation Platform - Fluggerät*

Der Index t steht für den transformierten Koordinatenursprung. Da alle im Folgenden durchgeführten Rechnungen im transformierten System erfolgen, wird dieser Index nicht weitergeführt.

Positionen und Abstände

Die Abstände aller Punkte werden berechnet. Die Koordinaten der Wegpunkte sind als Tripel (x,y,z) gegeben. Die Höhe z kann auch für eine Gruppe von Wegpunkten definiert werden. Mit den Koordinaten des letzten und des nächsten Wegpunktes können die Abstände ermittelt werden.

$$D_{PWP,NWP} = \sqrt{(X_{PWP} - X_{NWP})^2 + (Y_{PWP} - Y_{NWP})^2} \quad \text{GL. 7}$$

mit $X_{PWP} = 0$ und $Y_{PWP} = 0$ ergibt sich: $D_{PWP,NWP} = \sqrt{X_{NWP}^2 + Y_{NWP}^2}$

Allgemeine Beschreibung des Flugpfades:

Der *Groundtrack* eines linearen Flugabschnittes, der von zwei Wegpunkten gebildet wird, lässt sich wie folgt beschreiben:

$$y = ax + b \quad \text{GL. 8}$$

Durch die Koordinatentransformation ergibt sich für b Null und a definiert sich aus dem Verhältnis von " Y_{NWP} " und " X_{NWP} ". Bei der Durchführung dieser Berechnung ist zu beachten, dass X_{NWP} nicht Null ist und diese Fälle durch entsprechende Logiken abgefangen werden.

7.6.1.2 Innere Schleife

In der inneren Schleife des Navigationsalgorithmus werden die Berechnungen für die nicht konstanten Parameter des Navigationsabschnittes durchgeführt.

Berechnung der Abstände zwischen Flugzeug und Flugpfad

Abstandsberechnung zwischen Fluggerät und Startpunkt des Flugpfades:

$$D_{IEP,PWP} = \sqrt{X_{IEP}^2 + Y_{IEP}^2} \quad \text{GL. 9}$$

Abstandsberechnung zwischen Fluggerät und Endpunkt des Flugpfades:

$$D_{IEP,NWP} = \sqrt{(X_{IEP} - X_{NWP})^2 + (Y_{IEP} - Y_{NWP})^2} \quad \text{GL. 10}$$

Für die weiteren Berechnungen ist der Projektionspunkt des Fluggerätes auf der Geraden, die durch den Start- und Endpunkt des Flugpfades definiert wird. Der Projektionspunkt (*Shadow point*) wird wie in Abbildung 59 definiert.

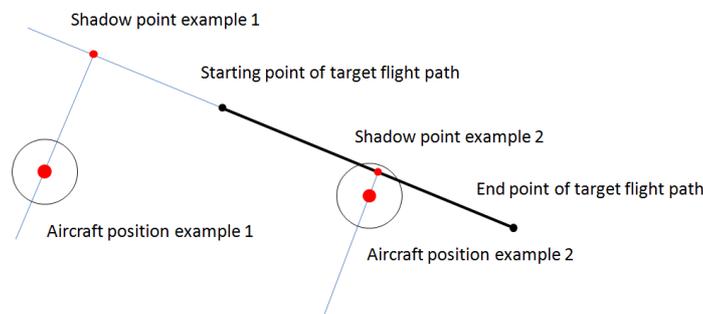


Abbildung 59 Erklärung des Projektionspunktes auf dem Flugpfad

Es wird ersichtlich, dass der Projektionspunkt auf einer gedachten Geraden liegt und durchaus außerhalb des Start- und Endpunktes liegen kann. Er wird gebildet durch den Schnittpunkt einer senkrecht auf dem Soll-Flugpfad stehenden Linie, die durch die Position des Fluggerätes verläuft. Der Projektionspunkt berechnet sich wie folgt:

$$X_S = \frac{Y_{IEP} * Y_{NWP} + X_{IEP} * X_{NWP} * X_{NWP}}{(X_{NWP}^2 + Y_{NWP}^2)} \quad \text{GL. 11}$$

$$Y_S = \frac{Y_{IEP} * Y_{NWP} + X_{IEP} * X_{NWP} * Y_{NWP}}{(X_{NWP}^2 + Y_{NWP}^2)} \quad \text{GL. 12}$$

Es wäre denkbar, dass durch Fehleingabe des Benutzers zwei identische Wegpunkte definiert werden. Dann würde sich bei dieser Berechnung eine Division durch Null ergeben, was eine dementsprechende Prüfprozedur bedingen würde. Dieser Fall wird beim Einlesen der Wegpunktliste überprüft, da derartige Prüfungen nicht mit der Taktrate des Autopiloten, sondern nur einmal zu Beginn der Berechnungen durchgeführt werden müssen.

Der Abstand zum Flugpfad errechnet sich wie folgt:

$$D_{IEP,S} = \sqrt{(X_{IEP} - X_S)^2 + (Y_{IEP} - Y_S)^2} \quad \text{GL. 13}$$

Für die nächsten Berechnungsschritte werden außerdem die Abstände zwischen Projektionspunkt und Start- beziehungsweise Endpunkt des Flugpfades benötigt.

$$D_{PWP,S} = \sqrt{(X_{PWP} - X_S)^2 + (Y_{PWP} - Y_S)^2} \quad \text{GL. 14}$$

$$D_{NWP,S} = \sqrt{(X_{NWP} - X_S)^2 + (Y_{NWP} - Y_S)^2} \quad \text{GL. 15}$$

7.6.2 Navigationsberechnungen

Für die Berechnung der Navigationsgrößen müssen zwei Fälle unterschieden werden.

1. Das Fluggerät ist entfernt vom Sollpfad und der Kontrollkreis hat keinen Schnittpunkt mit der Flugpfadgeraden. (Abbildung 58, Situation 1, pink)
2. Das Fluggerät ist in der Nähe des Flugpfades. Der Kontrollkreis schneidet den Flugpfad und ein temporärer Zwischenzielpunkt kann errechnet werden. (Abbildung 58, Situationen 2,3,4)

Diese Fälle müssen mit Strategien behandelt werden. Hier gibt es verschiedene Varianten. In der hier umgesetzten Lösung fliegt das Fluggerät im Fall eins senkrecht auf den Track zu, während es im Fall zwei den zum Zielpunkt zugewandten Schnittpunkt verfolgt. Dieser Schnittpunkt wird als temporärer Wegpunkt definiert. Der zweite Schnittpunkt muss über eine Routine aussortiert werden.

Die Größe des Kontrollkreises muss optimal gewählt werden. In der ersten Version des Autopiloten wurde dafür ein Parameter definiert, der über eine Parameterliste einzugeben war und manuell über eine Formel bestimmt werden kann. In diese Formel gehen Parameter wie gewünschter maximaler Rollwinkel (beziehungsweise zulässige Beschleunigungsgrenzen für Kurvenflüge) und Fluggeschwindigkeit ein. Der Kreis muss so gewählt werden, dass das Fluggerät innerhalb des Radius auf einen neuen Kurs einschwingen kann. Es sollten somit 90°-Manöver innerhalb des Kreises durchführbar sein. Da das Fluggerät eine gewisse Zeit zum Einstellen stationärer Rollwinkel benötigt, muss der Kreis ausreichend groß gewählt werden. In einer weiterentwickelten Version des Autopiloten wird der Durchmesser des Kreises dynamisch der Fluggeschwindigkeit angepasst und automatisch aus den einzugebenden Limitierungen für das System berechnet. Es gibt jedoch Parameter, um dieser Berechnung einen Offset aufzuerlegen sowie die Funktion der Geschwindigkeitsanpassung zu beeinflussen. Für zukünftige Autopiloten sind nichtrunde Geometrien denkbar. Der Vorteil der Benutzung einer Kontrollgeometrie liegt in einer Vorausabtastung des Flugpfades und somit in einem Zeitgewinn bei der Regelung. Des Weiteren wirkt der Kreis wie ein *Gain Scheduling* der Regelparameter. Leichte Fehlerdeltas nahe des Flugpfades werden mit kleinen Sollwertanpassungen beantwortet, wogegen gleiche Fehleränderungen abseits des Pfades mit großen Änderungen im Reglerausgang beantwortet werden.

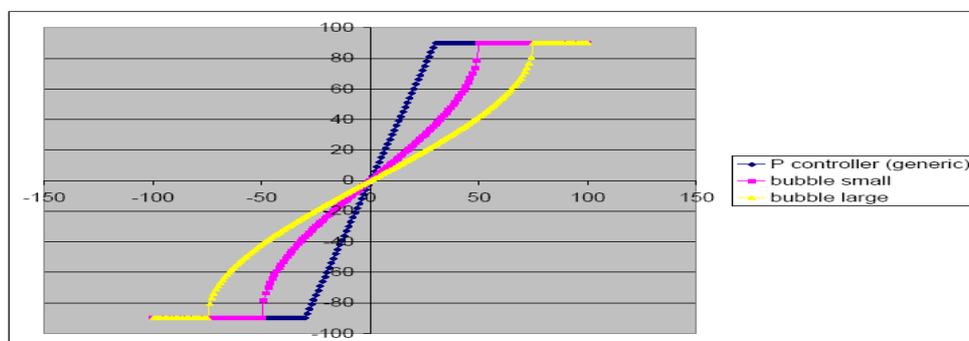


Abbildung 60 Vergleich eines generischen P-Verstärkungsgliedes mit dem Ergebnis einer großen und einer kleinen Kontrollkugel (max. +/-90°, 0° entspricht Fehler = Null)

Die Kontrollkreisstrategie beinhaltet noch weitere Effekte, die "automatisch" mitgelöst und im Folgenden erläutert werden. Dazu gehört das sogenannte *Early turn*-Manöver. Dieses Manöver wird benutzt, um schon vor dem tatsächlichen Durchfliegen eines Punktes einen Kurswechsel zum nächsten Punkt vorzunehmen. Dies bewirkt ein stark verbessertes Flugbild und eine erhöhte Flugpfadgenauigkeit, da das Gerät nicht durch die Navigationsstrategie bedingt überschwingt.

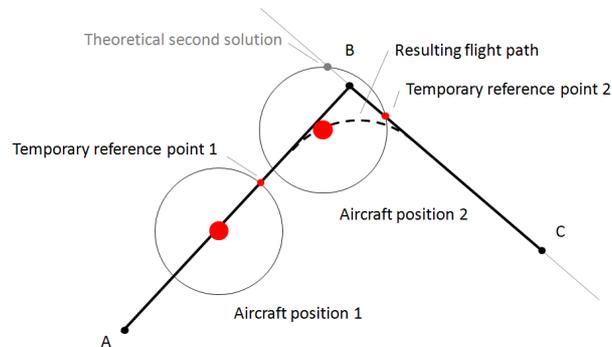


Abbildung 61 Prinzip des *Early turn*-Manövers (Quelle: [15])

Durch Vorabtaugung des Tracks werden plötzliche und starke Sollkurssprünge vermieden, die sich ebenso ungünstig auf die Genauigkeit der Pfadregelung auswirken. Wie in Abbildung 61 dargestellt, fliegt das Fluggerät von Wegpunkt A über B nach C. Sobald der Wegpunkt B in den Kontrollkreis tritt, ist die "Wegpunkt erreicht"-Bedingung erfüllt. Es werden die nächsten beiden Wegpunkte zur Navigation geladen. Das Fluggerät referenziert sich ab diesem Moment nicht mehr zur Geraden (AB), sondern zu (BC). Dementsprechend wandert der temporäre Wegpunkt auf dem Kontrollkreis entlang der neuen Geraden Richtung C. Das entspricht einer kontinuierlichen Überleitung der Sollwerte auf die neuen Bedingungen - ohne Sprünge. Da das Fluggerät den temporären Wegpunkt zu erreichen versucht, entsteht das *Early turn*-Manöver.

Wie soeben beschrieben liefert der *Bubble*-Algorithmus neben dem *Early turn* auch gleichzeitig eine einfache Möglichkeit zum Erkennen eines erfolgreich angeflogenen Wegpunktes. Der Wegpunkt gilt als passiert, sobald dieser sich innerhalb des Kontrollkreises befindet.

"Wegpunkt erreicht"- Bedingung

Einen Wegpunkt als passiert zu markieren beinhaltet noch einige Sonderfälle, die es notwendig machen, die verlockend einfache Gestaltung über den Kontrollkreis noch zu adaptieren. Das Problem besteht in der Möglichkeit in einem stationären Kreis um einen Wegpunkt zu spiralen, was zu einem unerwünschten Ergebnis führen würde. Selbst wenn dieses Problem nach wenigen Malen des Umfliegens behoben wäre, da der anvisierte Wegpunkt in den Kontrollkreis fällt, ist dieses Verhalten komplett zu unterbinden. Zunächst werden verschiedene "Erreicht"-Bedingungen betrachtet.

1. Der Wegpunkt gilt als erreicht, sobald das Fluggerät innerhalb eines Gebietes fliegt, welches durch ein geografisches Raster definiert wird. Für die Vereinfachung der Berechnungen muss dieses Gebiet nicht rund sein, sondern kann durch einfache Nord/Süd-, Ost/West-Begrenzungen definiert werden. (Diese Regel ist Stand der Technik in kommerziellen Miniaturautopiloten)

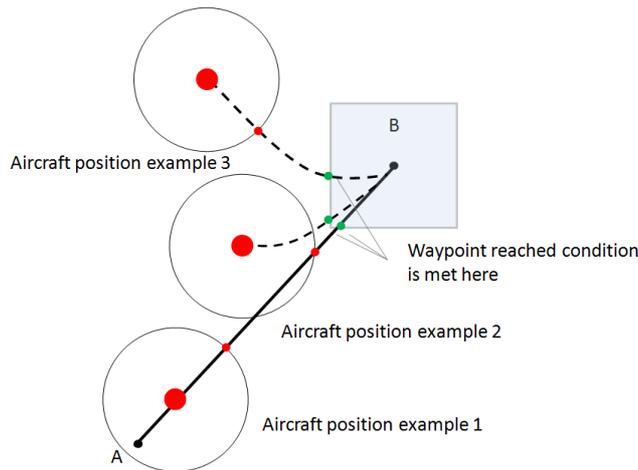


Abbildung 62 "Wegpunkt erreicht"-Bedingung durch Definition eines Bereiches um den Wegpunkt entlang eines geografischen Rasters

2. Durch den bereits existierenden Kontrollkreis kann auch dieser zur Erkennung der "Erreicht"-Bedingung herangezogen werden. Da der Abstand zwischen Fluggerät und Zielpunkt bekannt ist, muss lediglich geprüft werden, ob dieser kleiner als der Kreisdurchmesser ist.

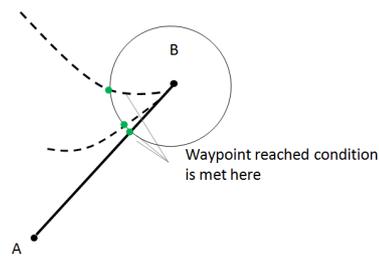


Abbildung 63 "Wegpunkt erreicht"- Bedingung durch Kontrollkreisdefinition

3. Die in Nummer zwei genannte Möglichkeit lässt es theoretisch zu, dass das Fluggerät einige Runden um den Zielpunkt kreist. Um das zu vermeiden, kann eine weitere Bedingung angefügt werden, die prüft, ob das Fluggerät über eine senkrecht auf dem Track stehende Linie fliegt.

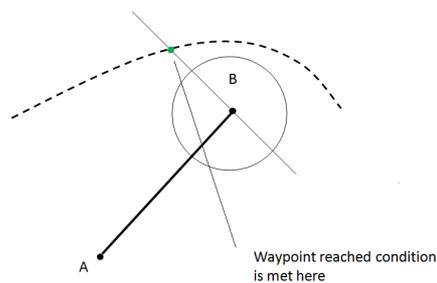


Abbildung 64 "Wegpunkt erreicht"-Bedingung mit kombinierter Bedingung

Letztlich ist es notwendig, eine kombinierte "Wegpunkt-erreicht"-Bedingung zu formulieren. Da die in Nummer drei genannte Möglichkeit auch ein Erreichen des Wegpunktes weit weg vom Sollpfad ermöglicht, wird letztlich eine kombinierte Bedingung eingesetzt, jedoch mit örtlich beschränkter "Ziellinie".

U-Turn-Manöver

Der *Bubble-Algorithmus* löst viele Flugaufgaben automatisch, was ihn für den Einsatz in mikroprozessorbasierten Autopiloten prädestiniert. Exemplarisch sei hier das *U-turn*-Manöver genannt.

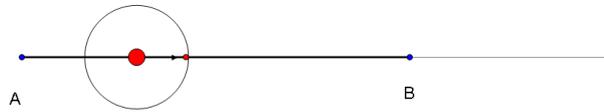


Abbildung 65 Beispiel: Flug zwischen zwei Wegpunkten und zurück

Im Beispiel soll das Fluggerät zum Wegpunkt B fliegen und dann direkt zurück zu A. Dies bewirkt einen selbst initiierten *U-turn*, der das Fluggerät automatisch dazu bringt, den Track für die Umkehrkurve zu verlassen und für den Rückweg wieder einzuschwingen. Im Moment des Erreichens von B geht der temporäre Wegpunkt auf die gegenüberliegende Seite des Kontrollkreises. Das Fluggerät wird einen Kurvenflug starten, wodurch der temporäre Punkt auf dem Kreis zurück in Richtung der Geraden läuft (Situation 2-3, *TTWP* wandert im Uhrzeigersinn). Das Fluggerät wird dann für einen fast vollständigen Vollkreis die Richtung wechseln, wobei der temporäre Wegpunkt immer korrekt voraus läuft (im Beispiel gegen den Uhrzeigersinn). Der Kurswechsel erfolgt automatisch, da das Fluggerät immer den kürzesten Weg zur Fehlerkompensation wählt. Dann findet erneut ein Wechsel der Kurvenrichtung statt, sobald der temporäre Wegpunkt hinter dem Fluggerät die "6-Uhr Position" überstreicht.

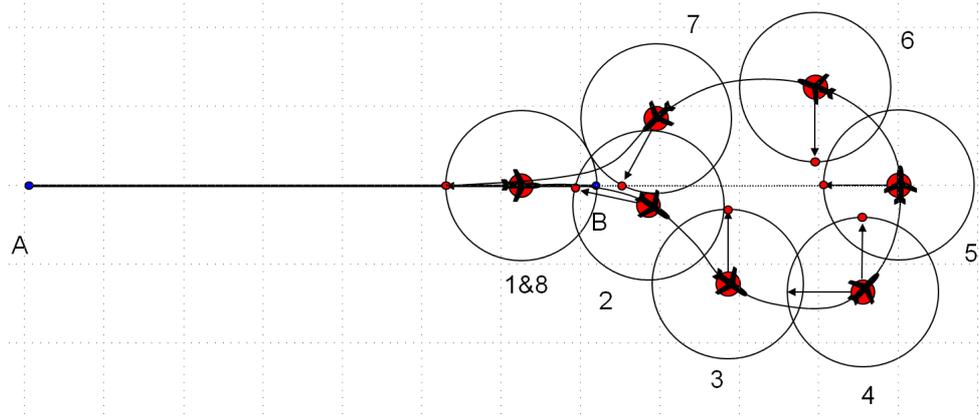


Abbildung 66 Selbst initiiertes *U-turn* (Quelle: [15])

Sobald Situation 7 erreicht ist, wird der neue Pfad automatisch gefunden (*TTWP* läuft wieder im Uhrzeigersinn). In Simulationen konnte gezeigt werden, dass dieses Manöver ohne Überschwingverhalten ausgeführt wird.

Die Richtung des ersten Kurvenfluges muss nicht vorgegeben werden, da hier einfach der in diesem Moment geringere Korrekturwinkel benutzt werden kann. Es hat sich allerdings in Simulationen und unter realen Testbedingungen gezeigt, dass eine programmierbare Vorzugsrichtung sinnvoll ist. Der Grund liegt in der Kopplung von Roll- und Schiebeflug. Fliegt das Flugzeug zum Zeitpunkt des Starts eines Wendemanövers so, dass es zum Beispiel mit einer Rechtskurve 179° korrigieren müsste, während es links herum 181° wären, so würde der Autopilot eine Rechtskurve einleiten. Durch die Kopplung von Roll- und Schiebewegung wird beim Einleiten der Kurve auch der Kurs beeinflusst, so dass das Flugzeug nun zwar einen Rollwinkel nach rechts aufweist, der Kursrichtungs-Sensorwert (über den Kompass bestimmt) durch das Roll-Wendement nun jedoch eine Kurve nach links als optimale Lösung der Wendeaufgabe impliziert. Der Autopilot würde sich ohne

Vorzugsrichtung in solch einem Fall umentscheiden, was eine mehrfache Wiederholung des Effektes zur Folge hätte. Um das zu vermeiden, wendet das Flugzeug vorzugsweise in eine Richtung, die über die Parameterliste definiert werden kann. Diese festgelegte Richtung wird in einem kleinen Bereich von circa $177,5^\circ - 182,5^\circ$ dem mathematisch kleineren Winkel vorgezogen. Sobald der temporäre Wegpunkt außerhalb dieses Winkelbereiches liegt, greift die mathematische Regel.

7.6.3 Navigationsstrategien

Im Folgenden werden die Sonderfälle erläutert, die für die Umsetzung der *Bubble*-Strategie für den realen Einsatz zu behandeln sind. Dazu zählen die Situationen

- direkt nach dem Einschalten des Autopiloten und Anfliegen des ersten Wegpunktes,
- das Verfolgen eines Sollpfades,
- das Wiederfinden des Sollpfades, wenn dieser nicht die Kontrollgeometrie schneidet,
- Windeinflüsse und
- das Behandeln des Flugprogrammendes.

7.6.3.1 Einschaltvorgang

Nach dem Einschalten des Autopiloten steht nur ein Wegpunkt zur Verfügung, so dass einige zur Anwendung der *Bubble*-Strategie notwendige Parameter fehlen. Diese müssen künstlich ergänzt werden. Beim Einschalten des Autopiloten wird die Einschaltposition als Wegpunkt vor das eigentliche Wegpunktprogramm gesetzt. Damit sind alle Berechnungen für das Ansteuern des ersten Wegpunktes möglich und es muss kein Sonderfall für das Anfliegen behandelt werden. Auch die Strecke, die abgeflogen wird, ist dadurch definiert, was eine Vorhersehbarkeit des folgenden Verhaltens des Autopiloten für die Operatoren ermöglicht. Würde man lediglich den Kurs zum ersten Wegpunkt vorgeben, könnten durch Windeinflüsse starke Bögen im Flugpfad entstehen. Weiterhin kommt es dann zu einer Erhöhung der Korrekturen nahe am Zielpunkt. Dies bedeutet zum Beispiel für das Anfliegen der ersten Strecke ungünstige und nicht vorhersehbare Parameter in verschiedenen Größen (Rollwinkel, Kurs).

Mit der hier vorgenommenen Definition eines konkreten Anflugpfades ist davon auszugehen, dass beim Erreichen des ersten Wegpunktes ein eingeschwungener Zustand herrscht.

7.6.3.2 Sollpfadverfolgung

Die Verfolgung des Sollpfades wird durch Anfliegen des temporären Wegpunktes, der sich durch den Schnittpunkt der Kontrollgeometrie und dem Sollpfad ergibt, durchgeführt. Das Fluggerät schwingt mit guter Qualität auf den Sollpfad ein.

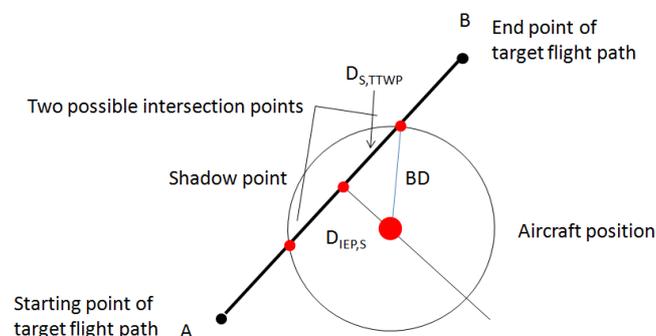


Abbildung 67 Berechnung des korrekten Schnittpunktes bei der Pfadverfolgung (Quelle: [15])

Wie in Abbildung 67 gezeigt, existieren für die Berechnung der Schnittpunkte zwischen Kontrollgeometrie und Pfad zwei Lösungen. Die Errechnung dieser Punkte erfolgt nicht über trigonometrische Funktionen, sondern über Vektoren.

Der Abstand zwischen den zwei möglichen Schnittpunkten und dem *Shadow point* berechnet sich aus:

$$D_{S,TTWP} = \sqrt{BD^2 - D_{IEP,S}^2} \quad \text{GL. 16}$$

Da die Abstände immer ein rechtwinkliges Dreieck bilden, kann die Berechnung einfach über den Satz des Pythagoras erfolgen.

Auswahl des Schnittpunktes

Um aus diesen Distanzberechnungen den richtigen Schnittpunkt zu filtern, muss eine Fallunterscheidung von fünf Möglichkeiten vorgenommen werden.

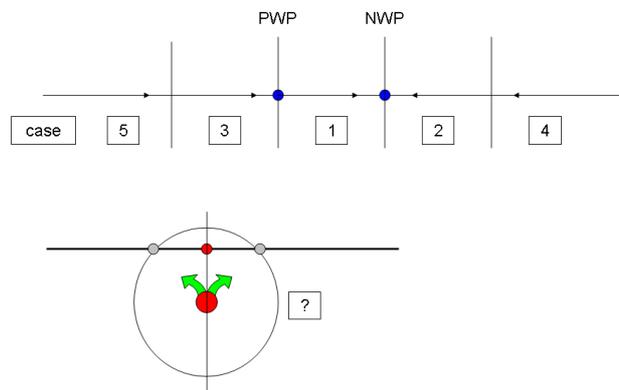


Abbildung 68 Fallunterscheidung bei der Schnittpunktauswahl (Quelle: [15])

Im Grunde lässt sich der Schnittpunkt durch die Addition des Abstandes zwischen dem letzten Wegpunkt und dem *Shadow point* und dem Abstand zwischen dem *Shadow point* und dem temporären Wegpunkt errechnen. Die Vorzeichen der Summanden müssen entsprechend der in Abbildung 68 gezeigten fünf Fälle gewählt werden.

Fall	Kriterium	Ergebnis
1	$D_{PWP,NWP} > D_{PWP,S} \wedge D_{PWP,NWP} \geq D_{S,NWP}$	$D_{PWP,TTWP} = +D_{PWP,S} + D_{S,TTWP}$
2	$D_{PWP,NWP} \leq D_{PWP,S} \wedge D_{PWP,NWP} > D_{S,NWP}$	$D_{PWP,TTWP} = +D_{PWP,S} - D_{S,TTWP}$
3	$D_{PWP,NWP} > D_{PWP,S} \wedge D_{PWP,NWP} \leq D_{S,NWP}$	$D_{PWP,TTWP} = -D_{PWP,S} + D_{S,TTWP}$
4	$D_{PWP,NWP} \leq D_{PWP,S} \wedge D_{PWP,NWP} \leq D_{S,NWP}$ $\wedge D_{PWP,S} \geq D_{NWP,S}$	$D_{PWP,TTWP} = +D_{PWP,S} - D_{S,TTWP}$
5	$D_{PWP,NWP} \leq D_{PWP,S} \wedge D_{PWP,NWP} \leq D_{S,NWP}$ $\wedge D_{PWP,S} \leq D_{NWP,S}$	$D_{PWP,TTWP} = -D_{PWP,S} + D_{S,TTWP}$

Tabelle 12 Fallunterscheidung bei der Berechnung des temporären Wegpunktes

Da alle Abstände positiv sind, müssen Fall vier und fünf nochmals unterschieden werden, da sonst diese Bereiche nicht eindeutig definiert wären. Sind die Abstände bekannt, können die Koordinaten des temporären Wegpunktes berechnet werden.

Koordinaten des temporären Wegpunktes

Die Koordinaten des temporären Wegpunktes können einfach über die Berechnung der Verhältnisse von $D_{PWP,NWP}$ und $D_{PWP,TTWP}$ errechnet werden.

$$X_{TTWP} = \frac{D_{PWP,TTWP}}{D_{PWP,NWP}} * X_{NWP} \quad \text{GL. 17}$$

$$Y_{TTWP} = \frac{D_{PWP,TTWP}}{D_{PWP,NWP}} * Y_{NWP} \quad \text{GL. 18}$$

Auch hier zeigt sich der Vorteil der Koordinatentransformation. Sind die Koordinaten des temporären Zielpunktes bekannt, können diese vom Flugmanagementsystem in einen Sollkurs umgewandelt und der Kursregelung weitergegeben werden.

7.6.3.3 Wiederauffinden des Sollpfades

Es gibt die Möglichkeit, dass das Fluggerät so weit vom Sollpfad entfernt ist, dass es keinen Schnittpunkt mit der Kontrollgeometrie gibt. In diesem Fall wird der *Shadow point* als temporärer Wegpunkt herangezogen. Dieser Fall sollte theoretisch kaum eintreten, ist jedoch denkbar und muss daher mitbetrachtet werden.

7.6.3.4 Windeinflüsse

Simulationen haben gezeigt, dass die *Bubble*-Strategie auch unter Windeinflüssen funktioniert. Die Kursregelung obliegt dann einer stationären Abweichung, die dem sogenannten Winddreieck entspricht. Diese Abweichung ist konstant entlang einer Strecke. Im Vergleich zu derzeit am Markt verfügbaren Systemen hat sich gezeigt, dass dies bereits eine Verbesserung darstellt. In kommerziellen Systemen wird oft nur der Kurs zum nächsten Wegpunkt berechnet, das Fluggerät aber nicht zurück auf die Sollbahn gezwungen. Dies bewirkt große Abweichungen von den zwischen den Wegpunkten gedachten Verbindungslinien.

Trotzdem ist es möglich, die *Bubble*-Strategie zur Kompensation von Windeinflüssen zu nutzen. Dazu muss der Wind über den Vergleich von GPS-Geschwindigkeit und Fluggeschwindigkeit gegenüber der Luft und der Verrechnung von GPS-Kurs und Kompasskurs bestimmt werden. Danach kann mit diesem Windvektor eine Vorsteuerung durch einfaches Verlagern der *Bubble* erreicht werden (entsprechend des Vorhaltens beim Navigieren in der bemannten Luftfahrt). Interessant bei der *Bubble*-Strategie ist, dass diese Implementierung ohne großen zusätzlichen Rechenaufwand möglich ist.

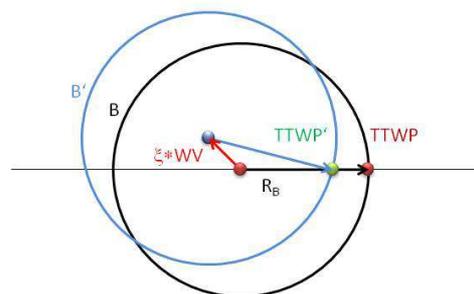


Abbildung 69 Windkompensation mittels des *Bubble*-Algorithmus (Quelle: [15])

In Abbildung 69 ist diese Situation dargestellt. Das Fluggerät wird durch den roten Punkt repräsentiert. Der Flugtrack wird durch die schwarze Linie dargestellt. Das Fluggerät soll der Linie nach rechts folgen unter Einfluss des Windes mit dem Windvektor – mit der Richtung des roten Pfeils. Der Radius der *Bubble* und die Fluggeschwindigkeit *TAS* haben ein bestimmtes Verhältnis zueinander: Das Verhältnis errechnet sich durch:

$$\zeta = \frac{TAS}{R_B}$$

GL. 19

Die Kontrollgeometrie muss nun entlang des Windvektors verschoben werden, der mit diesem Verhältnis multipliziert ist (roter Pfeil). Die neue *Bubble* B' wird nun vom Navigationsalgorithmus benutzt, um den Vektor zum temporären Wegpunkt *TTWP'* zu errechnen, der dann zur Navigation herangezogen werden kann. Der einzustellende Kurs entspricht eben diesem Vektor.

7.6.3.5 Letzter Wegpunkt erreicht

Grundsätzlich muss das Problem des Erreichens des letzten Wegpunktes gelöst werden. Es wäre möglich, den Track von vorn zu beginnen oder eine stationäre Flugbahn einzunehmen. Es wurde der zweite Weg gewählt. Nach dem Erreichen des letzten Wegpunktes wiederholt der Autopilot eine vorgegebene Anzahl der letzten Wegpunkte. Darüber können Warteschleifen programmiert werden oder automatische Anflüge an Positionen zur optimalen Übergabe an den Operator zum manuellen Flug.

7.6.4 Dimensionierung der *Bubble*

Eine der grundlegenden Fragen stellt die Dimensionierung der Kontrollgeometrie dar. Diese kann wahlweise statisch oder dynamisch ausgelegt werden. Bei einer statischen Auslegung wird ein Arbeitspunkt des Fluggerätes festgelegt und die Kontrollgeometrie wie folgt ausgelegt:

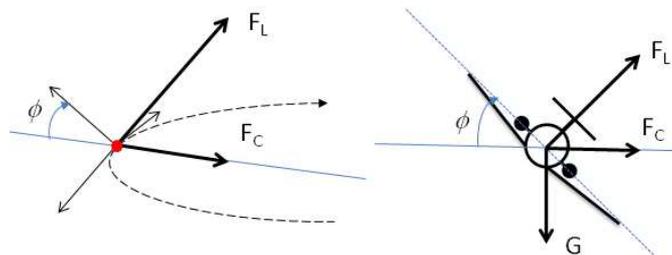


Abbildung 70 Kurvenflug (ϕ : Rollwinkel; F_C : Zentripetalkraft; F_L : Auftriebskraft) (Quelle: [15])

Es wird von einem Kurvenflug in konstanter Höhe ausgegangen. Der Kurvenradius ist vom eingestellten Rollwinkel abhängig. Die resultierende Zentripetalkraft ist wie folgt definiert:

$$F_C = \frac{m \cdot v^2}{R_C} \quad \text{GL. 20}$$

Das Fluggerät wird als Punktmasse betrachtet. Der Auftrieb kann als senkrecht zur Flügelachse angesehen werden, weshalb die Zentripetalkraft auch wie folgt angegeben werden kann:

$$F_L \cdot \sin(\phi) = F_C \quad \text{GL. 21}$$

Und die Auftriebskraft als:

$$F_L = \frac{C_L \cdot \rho_A \cdot A_L \cdot v^2}{2} \quad \text{GL. 22}$$

Setzt man die Gleichungen ineinander ein, kann ein Ausdruck für den Kurvenradius R_C gefunden werden, der von der Masse, dem Rollwinkel, der Luftdichte (die als konstant angenommen werden kann) und dem Auftriebsbeiwert, der Referenzflügelfläche, die ebenfalls konstant ist.

$$R_C = \frac{2 \cdot m}{C_L \cdot \rho_A \cdot A_L \cdot \sin(\phi)} \quad \text{GL. 23}$$

Diese Abschätzung des Kurvenradius stellt eine gute Näherung dar, berücksichtigt jedoch keine Zeiten zur Einstellung des stationären Kurvenfluges. Der Auftriebsbeiwert ist ebenfalls nur konstant, solange der Pitch konstant bleibt, was beim Übergang in den Kurvenflug nicht der Fall ist.

Im Autopiloten ist eine dynamische Bestimmung des *Bubble*-Radius implementiert. Bei hohen Geschwindigkeiten vergrößert sich somit die *Look ahead*-Distanz während sie sich bei geringeren Geschwindigkeiten verkleinert. G kann in die zwei Vektoren F_L und F_C aufgeteilt werden. Werden horizontale Flugbedingungen angenommen, wird durch den Rollwinkel auch die Länge der Vektoren F_L und F_C bestimmt. Der Rollwinkel mit dem große Kurvenradien geflogen werden, wird vom Autopiloten auf den maximalen erlaubten Wert ϕ_{desired} geregelt. Das bedeutet, bei variabler Geschwindigkeit und konstantem Rollwinkel muss sich der Radius des Tracks ändern, um wieder ein Kräftegleichgewicht zu erreichen. Der Vorteil, den Rollwinkel auf eine Konstante zu regeln, ist wie folgt zu erklären. Die Regelung ist so ausgelegt, dass die Rollrate des Fluggerätes konstant ist. (Bei höheren Geschwindigkeiten werden die Ausschläge der Steuerflächen reduziert). Um den gewünschten Rollwinkel ϕ_{desired} für Kurvenflüge einzunehmen, ist nun unabhängig von der Geschwindigkeit des Fluggerätes immer eine konstante Zeitspanne notwendig. Über die Fluggeschwindigkeit lässt sich dann der zurückgelegte Weg bestimmen, der wiederum auf den theoretischen *Bubble*-Radius R_T aufgeschlagen werden muss. Der dynamische *Bubble*-Radius berechnet sich wie folgt und enthält dann die Geschwindigkeitskompensation und die Kompensation zur Einstellung stationärer Kurvenflüge.

$$R = R_T + \frac{v}{p^*} \times \phi_{\text{desired}} \quad \text{GL. 24}$$

p^* ist ein Durchschnittswert für die Rollrate inklusive der Rollbeschleunigungsphasen, ausgehend von der Annahme, dass das Fluggerät vor dem Einleiten der Kurve den Rollwinkel Null besitzt.

7.6.5 *Bubble*-Algorithmus zur Höhenregelung

Der *Bubble*-Algorithmus wurde in den vorigen Kapiteln im Zweidimensionalen erläutert. Es liegt nahe, diesen Algorithmus ins Dreidimensionale zu erweitern. Dabei könnte eine Kugel um das Fluggerät eingesetzt werden. Dadurch besteht jedoch eine Kopplung von Roll- und Kursregelungsdynamiken mit der Höhenregelungsdynamik, was optimalerweise mit einer nichtrunden Kontrollgeometrie gelöst wird. Eine abgeschwächte Form besteht in der Entkopplung von Wegpunktnavigation und Höhenregelung, die separat mittels der *Bubble*-Strategie umgesetzt wurde.

Dazu wurde in der x-z-Ebene des Fluggerätes ein weiterer Kontrollkreis eingefügt, der die aktuelle Höhe des vorausliegenden Flugpfades abtastet. Der zweite Kreis muss der Dynamik der Längsbewegung angepasst werden, was durch die Entkopplung beider Systeme möglich ist. Des Weiteren müssen einige Limitierungen eingepflegt werden, um auch hier die physikalischen Beschränkungen eines Fluggerätes zu beachten.

Mit der Benutzung von einfachen Reglern kann ein System mit konstanten Sollwerten exakt auf den Sollwert geregelt werden. Sobald der Referenzwert einer konstanten Änderung unterlegen ist, ist es mit einfachen Reglern nicht möglich, Sollwerte zu erreichen. Dieses Phänomen wird Schleppabstand genannt. Es kann mathematisch nachgewiesen werden, dass mittels PID-Regelung, die immer nur dann reagiert, wenn Fehler anliegen, der Schleppabstand mit beliebig viel Stellenergie zwar beliebig klein eingestellt werden kann,

jedoch niemals Null wird. Um einen Schleppabstand zu kompensieren, ist eine Vorsteuerung notwendig. Im Normalfall wird dazu der Schleppabstand gemessen und dem Sollwert aufaddiert.

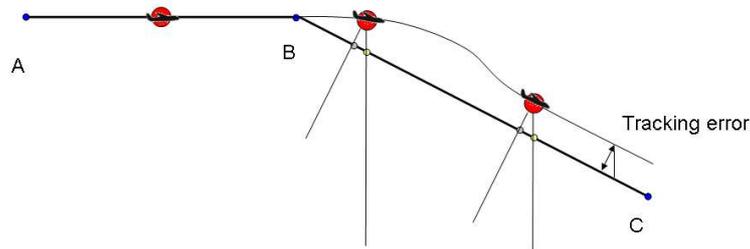


Abbildung 71 Flugverhalten bei Höhenregelung über PID's (Seitenansicht eines Sollpfades) (Quelle: [15])

Der in Abbildung 71 dargestellte Fall zeigt das Verhalten eines PID-Reglers bei konstanter Höhensollwertänderung. Das Flugzeug erreicht zwar die korrekte Sinkrate, hat aber zu jedem Zeitpunkt einen Höhenfehler in Form eines Offsets. Mit einer einfachen Methode zur Vorausabtastung des Flugpfades kann dies behoben werden.

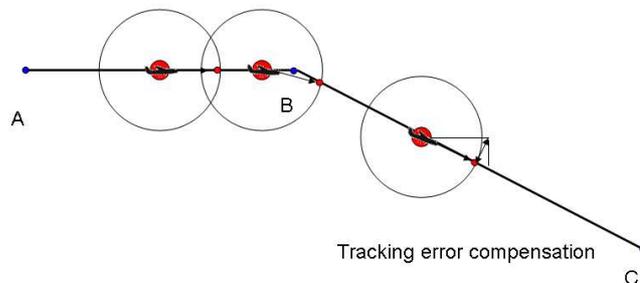


Abbildung 72 Schleppabstandsfehlerkompensation mittels Höhensollwertermittlung über temporärem Wegpunkt (Seitenansicht eines Flugpfades) (Quelle: [15])

Die Nutzung des Höhenwertes des temporären Wegpunktes einer Kontrollgeometrie in der x-z-Ebene des Fluggerätes stellt eine sehr einfache Möglichkeit zur dynamischen Kompensation des Schleppabstandes bei Steig- oder Sinkmanövern dar. Diese Methode kann für jeden Steig- oder Sinkwinkel angewendet werden. Gleichzeitig liefert die Methode eine Lösung zum Einschwingen auf den jeweiligen nächsten Pfadabschnitt. Es handelt sich ähnlich wie beim *Early turn*-Manöver um eine vorzeitige Reaktion auf Sollwertänderungen und somit um eine Reduktion von Überschwingverhalten und Positionsfehlern. In Abbildung 72 ist der Fall für das Einstellen eines Sinkwinkels dargestellt. Das Verhalten ist auf Steigflüge und auf Übergangsphasen in ebene Pfadabschnitte übertragbar. Insbesondere bei dem Anfliegen von Pfadabschnitten in geringer Höhe ist ein überschwingfreies Verhalten wichtig. Es sei bemerkt, dass der temporäre Wegpunkt nicht direkt auf den Pitchwinkel wirkt, sondern lediglich dessen Höhe ausgewertet wird. Interessant an diesem Algorithmus ist, dass es keiner Zeit bedarf, das System beim Wechsel von Steigflug in den Geradeausflug oder Sinkflug und umgekehrt, umzutrimmen. Es besteht kein integratorartiges Verhalten.

7.6.6 Bewertung des *Bubble*-Algorithmus für Navigationsaufgaben

Die *Bubble*-Navigationsstrategie stellt eine einfache und effektive Möglichkeit zur Berechnung der Navigationsparameter dar. Bei allen vorher beschriebenen Berechnungen werden keine trigonometrischen Funktionen benötigt. Es ist nur einmal nötig, den Zielvektor über eine trigonometrische Funktion in einen Kurssollwert zu wandeln. Durch den geringen Rechenaufwand ist diese Methode daher für den Einsatz auf *Embedded*-Rechnern oder mikroprozessorbasierten Systemen prädestiniert. Ein weiterer Vorteil liegt in der einfachen

Einstellung eines dynamischen Reglers. Mit wenigen Parametern kann ein adaptives Reglerverhalten erreicht werden, wobei keinerlei Tabellen oder variable Parameterlisten hinterlegt oder erflogen werden müssen, da die dynamischen Adaptionen aufgrund physikalischer Gesetzmäßigkeiten erfolgen. Weiterhin liefert die *Bubble*-Strategie ein selbstjustierendes Verhalten bei kleinen Fehlern. Verschiedene Navigationsaufgaben sind mit einer Strategie gelöst (*early turn*, *U-turn*, Einschwingverhalten auf den Flugpfad, Anfliegen eines entfernten Flugpfades). Die Strategie besitzt kein integratorartiges Verhalten, obwohl stationäre Fehler zu Null kompensiert werden. Die Methode ist außerdem ohne großen zusätzlichen Rechenaufwand zur Windkompensation in der Lage.

7.7 Test und Validierung des Autopilotensystems

Die Tests des Autopilotensystems in der Simulation und unter realen Flugbedingungen werden im Anhang A beschrieben.

8 Prozesskette / Entwicklungsumgebung

Im folgenden Kapitel wird ein Überblick über die Entwicklungsumgebung gegeben. Die Prozesskette zur Einstellung, Optimierung von Parametern des Avioniksystems und des Autopilotensystems sowie das angewandte Verfahren zur Entwicklung der Reglerarchitekturen werden erläutert. Ziel war es, bei der Umsetzung des Vorhabens einen Simulator in Form einer *Hardware in the Loop*-Simulation zur Verfügung zu stellen. Wie in 4.6 beschrieben und in Abbildung 10 dargestellt, soll der Simulator in einem mehrstufigen Verfahren bei verschiedenen Entwicklungsschritten eingesetzt werden. Dazu sind folgende Teilsysteme zu verwirklichen:

- Simulator der Flugzeugdynamik,
- Schnittstellen,
- Simulator der *Onboard*-Software,
- *Iron Bird* und Anbindung der *Onboard*-Avionik.

8.1 Simulation der Flugzeugdynamik

Die Flugzeugdynamik wird mit Hilfe eines *COTS*-Produktes - dem Flugsimulator X-Plane - erzeugt. Die Nutzung dieser kommerziellen Software bringt Vor- und Nachteile mit sich. Der Einsatz dieser Software kann bei deren Analyse jedoch gerechtfertigt werden. Als nachteilig anzusehen ist die in sich geschlossene und wenig beeinflussbare Methode zur Ermittlung dynamischer Derivative von X-Plane. Detaillierte Informationen über verwendete Verfahren und Datenbasen liegen nicht vor.

Als positiv zu bewerten ist dagegen, dass mithilfe dieser Software in einem für derartige Projekte angemessenen Zeitraum verwertbare Informationen generiert werden können. Dazu wird mit Hilfe von geometrischen und aerodynamischen Daten ein Flugmodell hinterlegt, welches zur Generierung des Flugverhaltens herangezogen werden kann. Im Unterschied zu herkömmlichen Fällen existierten von der generischen Plattform zum Zeitpunkt der Modellgenerierung bereits Windkanalmessergebnisse im Maßstab 1:1. Demzufolge war es möglich, die aerodynamische Datenbasis ohne Umrechnungsfehler vom Originalmaßstab sehr genau einzustellen. Zudem gibt es gute Erfahrungen mit dem Softwarepaket aus vorhergehenden Versuchen. Es hat sich gezeigt, dass sich mithilfe des hier beschriebenen Verfahrens der Entwicklung und Einstellung von Autopilotenarchitekturen Flugzeuge direkt im freien Flug sicher steuern lassen. Demzufolge kann davon ausgegangen werden, dass Simulation und reales Verhalten hinreichend genug korrelieren. In den Freiflugversuchen mit Simulationsdaten haben sich trotz einer relativ hohen Qualität des Regelverhaltens Optimierungspotenziale in einigen Bereichen offenbart, die erst mit Freiflugversuchen ersichtlich und optimiert wurden. Diese Bereiche der nicht optimalen Abbildung der Simulation sind durch Vorversuche bekannt und können entsprechend zügig nachjustiert werden. Letztlich werden von X-Plane nicht nur vordefinierte Arbeitspunkte simuliert, sondern es existieren auch Verfahren zur Behandlung vieler weiterer Situationen, die in einer selbst erstellten Simulation erst aufwendig implementiert werden müssten. So können ohne Aufwand Trainingsflüge vom Start bis zur Landung unter simulierten Sichtbedingungen eines am Boden gebundenen Beobachters durchgeführt werden. Es können Wettereinflüsse auf geplante Missionen erprobt werden, sowie Sonderfälle wie Strömungsabriss oder Ausfälle von Aktuatoren oder Sensoren bis hin zum Auswerfen des Rettungssystems simuliert werden. Dadurch stellt dieses Tool eine leistungsfähige Umgebung für Pilotentrainings und umfassende Systemtests dar. Um die verwendete Toolkette zu verifizieren und Fehler auszuschließen, wurde parallel zur generischen Messplattform das gesamte Entwicklungsverfahren auf ein kleineres *UAV* in Form eines normalen Modellflugzeuges

parallel angewendet. Dadurch konnte auch die finale *Onboard*-Software, die später auch in der generischen Plattform eingesetzt werden wird, im Freiflug verifiziert werden.

Für jeden durchgeführten Arbeitsschritt (Erstellung des Simulationsmodells, Erstellung der Reglerarchitektur, Parametrisierung) konnte dadurch gezeigt werden, dass letztlich stabil operierende Reglerarchitekturen generiert werden können, und dass die Simulationsverfahren so angewendet werden können.

8.2 Schnittstelle zur Matlab-Simulation

Nachdem die Simulation der Flugzeugdynamik über das Flugsimulationssystem X-Plane realisiert wurde, musste jenes an ein weiteres Tool zur Entwicklung der Reglerarchitektur angeschlossen werden. Der Autopilot wurde mithilfe von Matlab / Simulink entwickelt. Die Daten, welche dem Autopiloten als Messdaten zur Verfügung stehen, werden durch ein Schnittstellenmodul zur Verfügung gestellt. Dieses Modul hat dabei mehrere Aufgaben. Zum einen werden die Daten in die richtigen Datenformate umgerechnet, so wie sie später im *Onboard*-System gehandhabt werden. Weiterhin wird die Datenrate an den jeweiligen Messwert angepasst. Messdaten stehen im Originalsystem aufgrund der Spezifikation der einzelnen Sensoren in unterschiedlicher Rate zur Verfügung, welche auch in der Simulation angepasst ist. Das Schnittstellenmodul ist so gehalten, dass es sowohl für den Fall der Simulation mit und ohne *Hardware in the Loop* verwendet werden kann. Dadurch können neue Reglerarchitekturen zunächst qualitativ mit direkter Verbindung zum Simulationsmodell erprobt werden und später mit demselben Schnittstellenmodul über die *Onboard*-Elektronik.

X-Plane selbst liefert bereits eine UDP-Schnittstelle, auf der in Form von Paketen Daten an beliebige externe Systeme herausgegeben werden können. Auf Basis dieser per UDP versendeten Pakete arbeitet das Simulink-Modul.

8.3 Schnittstelle zum Erprobungsträger

Um im späteren Entwicklungsprozess auch den *Iron Bird* beziehungsweise den *Onboard*-Rechner des Erprobungsträgers mit dem Flugsimulator und der Simulation des Autopiloten zu verbinden, wurde eine weitere Schnittstelle benötigt. Diese wurde extern beauftragt und in C-Code erstellt. Mit Hilfe eines Plugins im Flugsimulationssystem werden Daten jeder einzelnen Steuerfläche sowie alle Systemzustände bidirektional ausgetauscht. Die Schnittstelle empfängt die Steuerbefehle vom *Onboard*-System und liefert diese an das dynamische Modell von X-Plane. Umgekehrt leitet sie die Systemzustände in Form von physikalischen Werten als simulierte Messwerte an das Avioniksystem zurück. Mit Hilfe der Schnittstelle ist es möglich, dem Flugcomputer den Flugfall zu simulieren und dessen Ausgänge direkt an das Simulationsmodell weiterzugeben. Dadurch sind manueller und automatischer Betrieb möglich. Die Simulation dient zudem als Visualisierung und kann als Trainingsumgebung genutzt werden.

8.4 *Hardware in the Loop*-Testumgebung und *Iron Bird*

Um die *Onboard*-Hardware und -Software zu testen, wurde ein sogenannter *Iron Bird* aufgebaut. Dieser stellt einen maßstäblichen Teststand dar, auf dem alle Systeme, Aktuatoren und Sensoren funktionsfähig installiert sind.



Abbildung 73 Iron Bird

Auf dem *Iron Bird* sind folgende Systeme installiert:

- Klappenaktuatoren,
- Positionssensoren aller Steuerflächen,
- Triebwerkssystem,
- Haupt- und Hoppertanksystem,
- Bergesystem,
- *Onboard*-Rechnersystem,
- Sensoren (LDS, GPS, *IMU*),
- Stromversorgungssystem,
- Kabelbaum.

Alle Systeme sind während der *Hardware in the Loop*-Simulation aktiv. Die Sensoren, welche keine sinnvollen Werte liefern können, werden simuliert. Das betrifft GPS, LDS und *IMU*. Diese Sensoren können nur auf prinzipielle Funktion auf dem *Iron Bird* getestet werden. Alle anderen Systeme sind je nach Testziel aktiv. Auf dem *Iron Bird* wurden vor allem Tests zur elektromagnetischen Verträglichkeit, Langzeit und Vollastversuche vollzogen. Zudem diente der *Iron Bird* zu Entwicklungszwecken unter anderem zum Test der Verfahren zur Harmonisierung der Steuerflächenbewegungen, zur Vorbereitung des Windkanalversuches oder zur Erprobung des Flugabbruchsystems. Auf diesem Teststand wurden Versuche unternommen, um Einflüsse verschiedener Systemparameter zu prüfen, wie zum Beispiel der Einfluss der Kraftstoffleitungslängen auf den verfügbaren Schub der Triebwerke. Nach den Einzelsystemtests wurde der *Iron Bird* in seiner vollen Ausbaustufe für Komplettsimulationen und Pilotentrainings herangezogen.

Eine Besonderheit stellen die Steuerflächensimulatoren dar. Sie sind mit identischen Hebelverhältnissen mechanisch integriert und liefern somit zum Originalfluggerät passende Übertragungsfunktionen hinsichtlich des Klappenausschlages und der dazugehörigen Aktuatorhebelarmstellung sowie gleiche Kraft-Wegverteilungen. Verknieungen der Mechanismen treten am *Iron Bird* dort auf, wo sie auch am Fluggerät entstehen. Dadurch konnte nicht nur der Kalibrierungsvorgang auf dem *Iron Bird* durchgeführt werden (Harmonisierung benachbarter Steuerflächen mit gleichen Funktionen), sondern auch die Simulationen der Belastungsverläufe über die Steuerflächenwinkel.



Abbildung 74 *Iron Bird*-Klappenaktuatorik mit Positionsmessung

Die auf dem *Iron Bird* durchgeführten Tests und deren Ergebnisse sind im Anhang A beschrieben. In besonderen Fällen wurden Teile des *Iron Birds* in einem separaten Testaufbau aus dem Gesamtsystem entnommen, um so zum Beispiel Systemtests in verschiedenen Windkanälen durchführen zu können (Sensorkalibrierung, Auswurfversuche Flugabbruchsystem) oder Tests unter dem Einfluss laufender Triebwerke durchführen zu können.

In Abbildung 10 und in Abbildung 75 sind die verschiedenen Ausbaustufen der Prozesskette dargestellt. Im finalen Validierungsschritt kann und wurde der *Iron Bird* durch das Fluggerät selbst ausgetauscht. In diesem Zustand konnte die vollständig integrierte Avionik mittels einer *Hardware in the Loop*-Simulation getestet werden. Der *Iron Bird* wurde parallel zum Fluggerät aufgebaut und steht daher auch noch während des Betriebs der generischen Messplattform zur Verfügung, um zum Beispiel Flugmissionen in der Simulation zu erproben und zu optimieren.

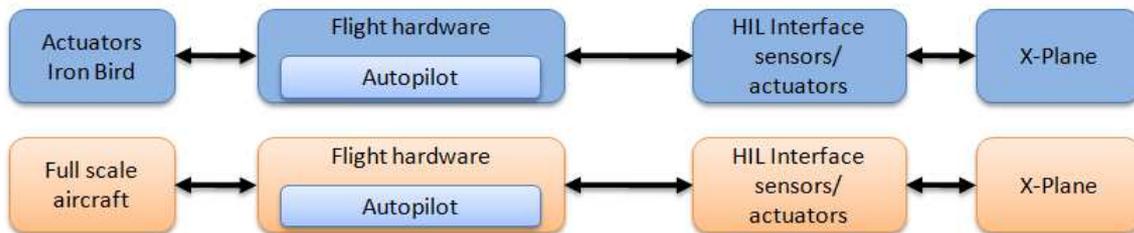


Abbildung 75 Prozesskette *Full Scale-HIL*

8.4.1 Flugerprobung der Avionik

Parallel zu den bodengebundenen Tests mit dem *Iron Bird* und der Simulationsumgebung wurde eine weitere Möglichkeit geschaffen, die Entwicklungen der Avionik zu testen und zu validieren. Dazu wurden die für den Flug bestimmte Hardware der Avionik und alle Sensoren und Kommunikationsgeräte in einem kleineren *UAV* unter Flugbedingungen getestet (Anhang A). Dadurch konnten für alle beteiligten Systeme Realbedingungen erzeugt werden und die potentiellen Fehlerquellen, die bei der Simulation derartiger Bedingungen auftreten können, wurden ausgeschlossen. Für bestimmte Systeme wie *IMU*, *LDS* und *GPS* ist es kaum möglich, sie auf dem *Iron Bird* korrekt zu verifizieren. Es lassen sich die Werte derartiger Sensoren in korrekter Rate und Genauigkeit künstlich erzeugen, allerdings kann das Zusammenspiel erst überprüft werden, wenn diese Sensoren aktiv arbeiten.

9 Sicherheitsanalyse

Im folgenden Kapitel wird die Systemsicherheit der Testplattform untersucht. Bei der generischen Testplattform handelt es sich um ein unbemanntes Fluggerät mit einer Abflugmasse von circa 145 kg. Das *Onboard*-System setzt sich teilweise aus Kaufteilen sowie aus für diesen Zweck designierten Entwicklungen zusammen. In beiden Fällen sind gesicherte Aussagen bezüglich der Ausfallsicherheit von Systemen nicht möglich. Derartige Daten zu generieren, unterläge einem sehr hohen Aufwand. Auf der anderen Seite gibt es Möglichkeiten, für eine unbemannte Forschungsdrohne durch Einschränkung des Operationsbereiches die Anforderungen auf ein umsetzbares Maß zu reduzieren. Derartige Einschränkungen können so gesetzt werden, dass die technisch-wissenschaftlichen Missionen nicht eingeschränkt werden. Darunter zählt zum Beispiel die Beschränkung von Flugversuchen auf bestimmte, dafür vorgesehene Lufträume.

Zunächst wird das Konzept zur Erhöhung der Sicherheit erläutert und die Betrachtung der einzelnen Maßnahmen vorgenommen. Im Anschluss werden über eine vereinfachte Fehlerbaumanalyse die verschiedenen Ausfälle hinsichtlich der Beeinflussung anderer Systeme untersucht und letztlich der Effekt auf das Gesamtsystem dargestellt. Die Effekte auf das Gesamtsystem werden in Kategorien eingeteilt, die unterschiedliche Maßnahmen erfordern. Diese Analyse enthält keine Werte für Ausfallwahrscheinlichkeiten, da diese Werte weder von den *COTS*-Produkten noch von den eigenentwickelten Komponenten bekannt oder verfügbar sind. Daher wird jeweils nur der Effekt des Fehlerfalls (Fehlverhalten oder Totalausfall) eines Subsystems oder einer Systemgruppe betrachtet.

Die Fehlerbaumanalyse ist ein graphisches Hilfsmittel, um die Effekte von verschiedenen Ereignissen beschreiben und darstellen zu können sowie zu ermitteln, welche Kombinationen von Ereignissen zu einem sogenannten *Top Level Event* führen. Zur Anwendung kommen hierbei die zwei Verknüpfungselemente "Und" und "Oder", welche zum einen eine Multiplikation implizieren beziehungsweise eine Addition von Ereigniswahrscheinlichkeiten nach sich ziehen. Im Normalfall kann nach der Ermittlung der Fehlerbaumlogik eine Häufigkeit für das *Top Level Event* angegeben werden. Diese Angabe gelingt jedoch nur mit einer Datenbank von Ausfallwahrscheinlichkeiten und Fehlerraten λ aller beteiligten Systemkomponenten, wodurch sich wiederum die Ausfallwahrscheinlichkeiten von Systemgruppen ermitteln lassen, mit denen man dann auf die des *Top Level Event* schließen kann. Wie bereits erwähnt, existiert eine derartige Datenbank mit Informationen zur Ausfallwahrscheinlichkeit der verwendeten Systeme nicht. Daher lassen sich aus dem Fehlerbaum nur die Auswirkungen von Fehlern ermitteln, nicht aber deren Rate.

Der hier gezeigte Fehlerbaum lässt sich subsystemweise aufsplitten, was zur erleichterten Darstellung dient.

9.1 Konzept zur Erhöhung der Systemsicherheit

Bei unbemannten Fluggeräten stellt sich die Frage nach dem erforderlichen Maß an Redundanz und Systemsicherheit. In der Gesetzgebung wird derzeit je nach Klassifizierung des unbemannten Gerätes nach geeigneten Regularien gesucht. Die simple Übernahme von Zulassungsvorschriften bemannter Luftfahrzeuge erscheint nicht angebracht, da sich eine Vielzahl der Vorschriften auf das Vorhandensein von Insassen des Fluggerätes beziehen, die es bei einem *UAV* nicht gibt. Auf der anderen Seite sind durch diese Tatsache jedoch neue Regularien erforderlich, die das Verhalten des unbemannten Fluggerätes im Fehlerfall definieren.

UAVs sind in ihren physikalischen Dimensionen oft nicht zu vergleichen mit bemannten Fluggeräten. Sie erweitern das Spektrum von potentiellen Luftfahrtgeräten im kontrollierten

Luftraum nach unten bis zu einer Masse von wenigen Gramm. Es ist daher zu prüfen, wie viel Kapazität für Redundanz überhaupt technisch vorhanden und nötig ist. Nach derzeitigem Stand der Technik können kleine *UAVs* kaum mit äquivalenter Redundanz wie in der bemannten Luftfahrt ausgestattet werden. Es ist leicht vorstellbar, Computersysteme redundant einzurüsten, da diese nur einen geringen Teil der Gesamtmasse ausmachen. Werden jedoch zum Beispiel Ansätze zur redundanten Ansteuerung von Steuerflächen – unter Umständen mit unterschiedlichen Antriebsprinzipien – untersucht, kommt man schnell an die Kapazitätsgrenzen von kleinen Fluggeräten.

Dennoch ist es möglich, die Verfügbarkeit von Systemen zu erhöhen, indem durch zielgerichtete Vorkehrungen im Systemdesign Redundanzen ohne signifikante Erhöhung des Systemgewichtes integriert werden.

Im vorliegenden Systementwurf wurden spezielle Vorkehrungen zur Erhöhung der Systemsicherheit vorgenommen. Dabei wurden gezielt Systeme betrachtet, die auf einem kritischen Pfad für die Ausbreitung von Fehlern liegen. Der Ausbreitung von Fehlereffekten wurde durch das Entkoppeln von Systemen, durch redundante Aufbauten und durch die Implementierung spezieller Notfallsysteme entgegengewirkt. Die betroffenen Systemgruppen sind die

- Steuerflächenaktuatoren,
- Triebwerke,
- Stromversorgung,
- Funkverbindung für das Flugabbruchsignal,
- Funkverbindung des Piloten,
- Flugabbruchsteuerung.

Im Folgenden werden diese Systeme im Detail erläutert. Dabei wird nur auf die Besonderheiten hinsichtlich der Erhöhung der Sicherheit eingegangen, da die Systeme in Kapitel 6 bereits beschrieben worden sind.

9.2 Klappenaktuatoren

Betrachtet man die Aufteilung der Steuerflächen, so fällt auf, dass diese stark untergliedert sind. Die aerodynamisch wirksamen Flächen von Querruder und Höhenruder sind auf je vier mechanische Steuerflächen verteilt, die des Seitenruders je nach Leitwerkstyp auf drei oder vier und die der Landeklappen auf insgesamt zwölf. Durch diese Feingliederung der Steuerflächen werden auch die Kräfte pro Steuerflächensegment entsprechend kleiner. Zudem ist die Größe der Steuerflächen nicht konstant. Mit zunehmender Spannweite nimmt die Tiefe der Steuerflächen ab. Eine gleichmäßige Verteilung der Steuerflächen anhand der Flügelhinterkantenlänge ergäbe höhere aerodynamische Kräfte an den inneren, rumpfnahen Klappen als an den äußeren. Als ideal anzusehen wäre jedoch eine gleichmäßige Kraftaufteilung der Gesamlast der Steuerflächen auf die Aktuatoren, was durch die Abnahme der Klappenbreite mit zunehmender Klappentiefe erreicht werden konnte (siehe Abbildung 21).

An Stelle eines größeren und leistungsstarken Aktuators kommen nun mehrere kleinere zum Einsatz. Dadurch wird ohne signifikantes Mehrgewicht eine Redundanz erzeugt. Die Aktuatoren werden alle gleichen Belastungen ausgesetzt, was im Windkanalversuch (Anhang A) verifiziert werden konnte. Es ergeben sich dadurch keine ungleichmäßigen Lastprofile, das heißt, keine ungleichen Lebenserwartungen von Aktuatoren innerhalb einer Funktion.

Durch die mechanische Entkopplung der Steuerflächen lassen sich bei Fehlfunktion einer Steuerfläche die benachbarten Flächen ungehindert weiter bewegen. Liegt in einem Aktuator, seinem Gestänge, seiner Stromversorgung oder seiner Signalleitung ein Fehler vor, so betrifft dies nur die dazugehörige Steuerfläche und somit nur einen Teil der Gesamtfunktion.

Fallbeispiel: Betrachtet man einen Fehlerfall für ein Querrudersegment, so entspricht das einem Ausfall von einem Viertel der Steuerflächen dieser Funktion, was durch die verbleibenden drei Viertel kompensiert werden kann. Im *Worst Case*-Szenario besteht der Fehlerfall aus einer Blockadesituation bei Vollausschlag. Mit den verbleibenden 75% der Querrudersteuerfläche kann mit circa 33% Ausschlag in die Gegenrichtung dieser Effekt kompensiert werden. Der erforderliche Ausschlag zur Kompensation variiert leicht, abhängig vom Abstand der ausgefallenen Klappe zur Rumpfachse. Da sich mit circa 33% Ausschlag bereits ein stationärer Zustand wiederherstellen lässt, verbleiben zwei Drittel des Fahrweges zur Steuerung des Fluggerätes. Äquivalente Funktionsweisen liegen bei Höhenruder, Seitenruder und Landeklappen vor.

Die feingliedrige Aufteilung ließe theoretisch auch eine Reorganisation der Funktionen zu. Das ist im aktuellen Systemzustand nicht umgesetzt, wäre aber aufgrund der implementierten Sensoren zur Überwachung der Aktuatoren möglich. Ein Fehler ließe sich darüber identifizieren und die Steuerfläche zum Beispiel stilllegen, indem sie konstante Sollwerte erhält. Im nächsten Schritt könnten benachbarte Steuerflächen anderer Funktionen Teile der Steuerfunktionen der defekten Steuerfläche übernehmen, indem diese anteilige Zumischungen erhalten, oder benachbarte Steuerflächen gleicher Funktionen bekommen einen Verstärkungsfaktor, der auf die Sollwerte wirkt. Derartige Online-Restrukturierungen der Funktionen sind jedoch nur mit einem sicheren Detektionsverfahren für Fehler möglich.

9.3 Triebwerkssteuerung

Die Triebwerkssteuerung muss unter zwei Gesichtspunkten betrachtet werden. Zum einen stellt sich die Frage nach dem Verhalten bei Störungen des Systems selbst, und zum anderen muss die Steuerung der Triebwerke bei Störungen anderer Systeme, insbesondere bei Aktivierung des Flugabbruchsystems reagieren.

Betrachtet wird zunächst der Fall von Störungen im Triebwerkssystem an sich. Es sind prinzipiell verschiedene Arten von Störungen zu unterscheiden. Kategorisiert man diese, kann man zwei Unterscheidungen vornehmen.

- Das Triebwerk liefert Schub, aber nicht korrelierend zum Sollwert (zum Beispiel weniger Schub als gewünscht oder die Drehzahlregelung verharrt auf einem konstanten Wert oder die Drehzahl und Gasknüppelposition sind unabhängig voneinander)
- Das Triebwerk ist aus.

Die Behandlung beider Fälle unterscheidet sich. Ist ein Triebwerk aus, so kann aufgrund des redundanten Aufbaus mit dem zweiten noch gelandet werden. Mit einem Triebwerk sind gemäß Simulationsergebnissen auch Flüge in konstanter Höhe möglich. Steigflüge sind ebenfalls möglich, jedoch bedarf es eines erfahrenen Piloten, um mit derart geringem Schub das Fluggerät sicher zu beherrschen. Sind beide Triebwerke aus, so ist lediglich ein Abgleiten und ein Landeversuch möglich, oder das Gerät wird gezielt über die Flugabbruchsteuerung gestoppt. Liegen Störungen vor, bei denen die Triebwerke noch Schub liefern, jedoch deren Kontrolle nicht möglich ist, so kann wahlweise das Gerät notgestoppt oder die Tanks leer geflogen werden, um danach eine Notlandung einzuleiten. Die Wahl obliegt dem jeweiligen Operator und Piloten und muss nach minimalem Schadenspotenzial ausgewählt werden.

Die Redundanz im Triebwerkssystem ist bereits zu Teilen vorgegeben, da das Gerät zweistrahlig ist. Das Vorhandensein zweier Triebwerke mit unabhängigen Triebwerkssteuerungsmodulen stellt einen Ansatz zur redundanten Implementierung dar, der konsequent weiterverfolgt wurde. Jedes Triebwerk ist mit einem eigenen Hoppertank, Kraftstoffzuleitungssystem und Pumpen ausgestattet. Aus dem gemeinsamen Reservoir des Haupttanks wird über separate Tankpendel Kraftstoff für jedes Triebwerk entnommen. Von

dem Moment laufen alle Vorgänge parallel und unabhängig voneinander ab. Dadurch kann erreicht werden, dass mögliche Fehlersituationen auf nur ein Triebwerk beschränkt bleiben. Leckagen, Pumpenausfälle, Stromversorgungsausfälle etc. eines Triebwerkes übertragen sich nicht auf das andere. Die Redundanz im Triebwerkssystem ist - wie auch bei den Steuerflächenaktuatoren - nicht dafür ausgelegt, dass bei einem Fehlerfall über *Backup*-Systeme alle Funktionen weiter zur Verfügung stehen. Das System fällt dagegen auf einen Zustand zurück, der es ermöglicht, das Fluggerät aus der Gefahrenzone zu bringen, eine außerplanmäßige Landung einzuleiten oder den Flug per Flugabbruchbefehl zu stoppen.

In Abbildung 41 und Abbildung 42 sind die Anschlussschemata des Triebwerkssystems gezeigt. Das Verhalten des Tanksystems bei Fehlereinfluss der Zusatzpumpen ist in 6.3.5 dargestellt. Das Tanksystem ist - wie dort beschrieben - für hohe g-Belastungen ausgelegt, wofür eine besondere Entlüftungseinrichtung für die Hoppertanks implementiert wurde. Dass diese zusätzlichen Komponenten jedoch keine erhöhte Gefahr für Ausfälle darstellen, wurde in Abbildung 50 gezeigt.

In Bezug auf das Sicherheitskonzept kann ergänzend gesagt werden, dass die *Fuel shutoff*-Ventile von der *Link Control Unit* gesteuert werden. Dadurch ist sichergestellt, dass bei Fehlern im Hauptcomputer und bei Verbindungsabbrüchen manuell oder automatisch die Triebwerke abgeschaltet werden können. Somit ist auch das Verhalten der Triebwerke bei Fehlern anderer Systeme bestimmbar, beziehungsweise sind die Triebwerke zu jedem beliebigen Zeitpunkt in Notfällen abschaltbar.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass die Ausbreitung von Fehlern im Triebwerkssystem durch konsequenten Parallelbetrieb beider Triebwerke verhindert wird. Leckagen in Kraftstoffleitungen, Luftförderung oder Kraftstoffflussunterbrechungen durch Fremdkörper wirken nur auf das jeweilige Triebwerk, da jedes mit einem eigenen Zuleitungssystem ausgestattet ist. Probleme in der Stromversorgung, den Steckverbindern oder den Signalleitungen betreffen ebenso nur ein Triebwerk, da auch hier alles separat angeschlossen ist. Die Steuerung wird über zwei unabhängige *Engine Control Units* durchgeführt, so dass auch Fehler in einem der Steuerungsmodule nur das daran angeschlossene Triebwerk betreffen.

Die Systemsicherheit wird durch Redundanz und die damit verbundene Verhinderung von Fehlerausbreitungen erhöht. Bei Fehlern und Funktionsbeeinträchtigungen bleibt eine Reststeuerbarkeit des Schubs erhalten, was für eine außerplanmäßige Landung genutzt werden kann oder zur gezielten Verbringung des Gerätes an einen geeigneten Ort, um das Flugabbruchsystem zu aktivieren.

9.4 Stromversorgung

Die Stromversorgung stellt einen *Single Point of Failure* dar. Ein Stromausfall bewirkt im Normalfall einen Totalausfall der angeschlossenen Systeme. Daher wurden seitens des Stromversorgungssystems gezielt verschiedene Fehlerquellen durch Implementierung redundanter Systeme oder durch Entkopplung beseitigt. Eine vollständige Eliminierung von *Single Points of Failure* fand nicht statt, jedoch kann bei einem beliebigen kritischen Fehler im Stromversorgungssystem das Fluggerät mittels Flugabbruchsystem am Schirm geborgen werden. Da keine Person an Bord des *UAVs* ist und das Gerät nur in dafür vorgesehenen Gebieten betrieben wird, ist es nicht nötig, die Funktionen des *UAVs* beim Auftreten von Fehlern in jedem Fall aufrecht zu erhalten, sondern sicherzustellen, dass das Fluggerät entweder per außerplanmäßiger Landung oder in letzter Instanz per Bergesystem innerhalb des Sperrgebietes gelandet werden kann.

Im Stromversorgungssystem wurden verschiedene Maßnahmen zur Abschwächung von Fehlereinflüssen unternommen. Prinzipiell gilt:

- Systemgruppen mit unterschiedlichen Charakteristiken werden getrennt voneinander versorgt.
- Mehrfach vorhandene System werden von unterschiedlichen Stromkreisen versorgt.
- Durch redundante Versorgung aller Stromkreise mit parallelen Akkumulatoren sind Fehler durch Fehlbedienungen oder Defekte an Akkumulatoren minimiert.

Das Stromversorgungssystem ist in 6.2.10 beschrieben. Im Folgenden wird kurz erläutert, wie sich die einzelnen Maßnahmen auswirken.

Die Auftrennung der Stromkreise bewirkt, dass eine Entstörung stattfindet und Effekte, die auf Versorgungsleitungen einwirken, innerhalb der Systemgruppe bleiben. Es ist bekannt, dass Leitungen eine Antennenwirkung haben, also auf elektromagnetische Felder reagieren, Störungen sich innerhalb des Kabelbaums ausbreiten und an anderer Stelle eine schädliche Wirkung haben können. Im vorliegenden System sind die Verbraucher in Gruppen aufgeteilt, wobei die Aufteilung im Wesentlichen nach der Charakteristik des Stromverbrauchs vorgenommen wurde. Die Gruppen gliedern sich wie folgt: Alle Systeme, die zu Sensoren und Verarbeitungselektronik gehören, werden vom Elektronikstromkreis versorgt. Aktuatoren, die mit hohen Änderungsraten zum Teil auch relativ hohe Ströme benötigen, werden von zwei unabhängigen Servostromkreisen versorgt, wobei sich die Aktuatoren zu gleichen Teilen aufteilen. Die Triebwerke sind separat vom *Engine*-Stromkreis versorgt, da auch hier insbesondere während Vollgasphasen sehr hohe Ströme fließen, die zur Versorgung der Pumpen benötigt werden. Letztlich existiert noch ein fünfter Hauptstromkreis zur redundanten und vollständig entkoppelten Versorgung des Überwachungssystems, der *Link Control Unit* und deren redundante Aktuatoren zur Fallschirmauslösung.

Fehler in einem der Stromkreise bleiben innerhalb der Systemgruppe. Fällt eine Systemgruppe aus, so hängt das weitere Verfahren davon ab, welche betroffen ist.

Der *Worst Case* entsteht bei Ausfall des Logikstromkreises, was zum kompletten Erliegen jeder Steuerfunktion führt. Hier bleibt dem Piloten beziehungsweise dem Bodenstationspersonal nur die Option, das Bergesystem zu aktivieren, welches weiterhin über die redundante Überwachungseinheit operabel ist.

Fällt die Versorgung der Triebwerke aus, so steht als zusätzliche Option je nach Situation eine außerplanmäßige Landung im Gleitflug zur Verfügung. In Simulationen konnte dieser Fall in Pilotentrainings mehrfach erprobt werden. Bei ausreichender Sicherheitshöhe funktioniert die Gleitfluglandung zuverlässig.

Bei Ausfall einer der Aktuatorenstromkreise, kann das Gerät über die verbleibenden Funktionen teilweise gesteuert werden. Die Chance, dass zumindest ein optimaler Ort zur Schirmauslösung angefliegen werden kann oder - je nach Situation - eine außerplanmäßige Landung angesetzt wird, sind deutlich erhöht.

Letztlich kann noch der redundante Stromkreis der Überwachungseinheit ausfallen. Der Ausfall wird auf der Bodenstation erkannt und führt zu einer normalen Landung. Durch einen derartigen Ausfall bleiben alle Funktionen, inklusive der Möglichkeit, das Flugabbruchsystem zu aktivieren, erhalten.

Derartige Totalausfälle von Stromkreisen wären möglich, wenn die entsprechenden Versorgungsakkumulatoren ausfallen oder wenn das *Power Supply Board* ausfällt. Sie wären auch als Folgeerscheinung eines Verbraucherdefektes innerhalb des Stromkreises denkbar. Um das Auftreten derartiger Ereignisse zu minimieren, wurde die Stromversorgung jedes Stromkreises mit vier Akkumulatoren redundant aufgebaut. Zudem sind alle Akkumulatoren hinsichtlich ihrer Stromabgabe und Spannungslage überwacht und die Daten online verfolgbar. Das *Power Supply Board* wurde für einen *Worst Case*-Fall mit Sicherheitsfaktoren hinsichtlich auftretender Ströme und getesteten Zeiten überprüft. Beschreibungen des Aufbaus befinden sich in 6.2.10.2 und der Tests der *Power Supply Boards* im Anhang A. In

den Tests wurden Stromstärken und Spannungen angewendet, die weit über die installierten Leistungen und Kapazitäten der *Onboard*-Akkumulatoren hinausgehen.

Als weitere Maßnahme zur Reduktion von Fehlern und deren Auswirkungen werden alle mehrfach vorhandenen Systeme von verschiedenen Stromkreisen versorgt. Alle Systeme, die innerhalb eines Stromkreises angeschlossen werden, haben separate Zuleitungen und Steckverbinder. Durch diese Maßnahmen kann erreicht werden, dass mehrfach vorhandene Systeme bei Stromausfall noch eine Teilfunktionalität gewährleisten (zum Beispiel Akkumulatoren). Die Einzelverkabelung gewährleistet außerdem, dass bei Kontaktproblemen, defekten Steckverbindern oder Beschädigungen an Kabeln nur das betroffene System beeinflusst ist.

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass durch die Maßnahmen die Potenziale für Fehler verringert werden können. Die *Single Point of Failure*-Charakteristik der Stromversorgung konnte nicht vollständig behoben werden, allerdings sind durch die Maßnahmen die Gefahren auf Subsystemebene verlagert worden. Die Bauteile (*Power Supply Boards*), die den größten Einfluss bei einem Defekt hervorrufen würden, sind mit sehr hohen Sicherheitsreserven ausgestattet und in *HIL*-Tests daraufhin validiert worden. Durch die Entkopplung der Systeme können sich Fehler nicht übertragen, was die minimal geforderte Operierbarkeit des Flugabbruchsystems sicherstellt. Zusätzlich zu dieser Minimalforderung konnte dadurch erreicht werden, dass nicht jeder Fehler im Stromversorgungssystem zu einer Auslösung des Bergesystems führen muss, sondern teilweise durch außerplanmäßige Landungen das Schadenspotenzial geringer gehalten werden kann.

9.5 Kommunikation

Im Bereich der Kommunikation wurden vor allem durch parallelen Betrieb von Daten-Uplinks eine erhöhte Sicherheit erreicht. Das Fluggerät reagiert auf ein eindeutiges Flugabbruchsignal, sobald es dieses auf einem der Datenlinks erhält. Das Flugabbruchsignal ist dabei so gestaltet, dass es nicht durch eine Störung innerhalb des Übertragungssystems zufällig entstehen kann. Daher muss an Bord kein *Voting* oder Ähnliches vorgenommen werden. Die Funkstrecken, die Sende- und Empfangsmodule sind in Form von drei parallel arbeitenden Übertragungsstrecken aufgebaut, wobei unterschiedliche Frequenzen und unterschiedliche Übertragungstechniken herangezogen werden. (siehe Kapitel 6.4)

9.6 Flugabbruchsystem

Das Gesamtsystem erreicht durch die Implementierung der zuvor genannten Maßnahmen einen höheren Grad an Sicherheit. Das Fluggerät lässt sich damit unter dem Einfluss verschiedener Fehlertypen immer noch innerhalb des spezifizierten Rahmens halten. Dabei war es nicht Ziel, die uneingeschränkte Manövrierbarkeit beizubehalten, wie es in der bemannten Luftfahrt gefordert wäre, sondern das Fluggerät innerhalb eines definierten Gebietes halten, landen oder bergen zu können. Da es immer von Interesse ist, den Grad der Beschädigung möglichst klein zu halten, ist es von Vorteil, wenn nicht alle Fehlerfälle zu Flugabbrüchen über das Bergesystem führen.

Dennoch muss der Fall betrachtet werden, dass diese Situation eintritt und das Fluggerät über das Bergesystem zu Boden gebracht werden muss. Insbesondere stellt sich hier die Frage nach "echten" Redundanzen im Bergesystem, da dieses System gerade unter Fehlereinflüssen noch voll zur Verfügung stehen muss. Das Flugabbruchsystem wird nur unter kritischen Flugbedingungen aktiviert, die größtenteils durch vorausgegangene Systemfehler entstehen. Um eine Operationsfähigkeit des Flugabbruchsystems zu gewährleisten, muss es redundant zum Flugcomputer aufgebaut sein und unabhängigen Zugriff auf die Aktuatoren zur

Fallschirmauslösung besitzen. Zusätzlich benötigt es einen eigenen Zugriff auf alle Kommunikationswege zwischen Fluggerät und Bodenstation.

Unter folgenden Fehlerfällen muss eine Fallschirmauslösung möglich sein:

- Stromausfall im Bereich der Logikstromversorgung,
- Stromausfall im Bereich der Aktuatorversorgung,
- Flugcomputerausfall jedweder Art,
- Ausfall der Aktuatorik des Fallschirmsystems,
- Ausfall aller Kommunikationseinrichtungen.

Die detaillierte Beschreibung des Flugabbruchsystems ist in Kapitel 6.4 gegeben. Das Prinzip beruht auf einer vollständig parallel aufgebauten Kette von Komponenten, die unabhängig vom Hauptcomputer und dessen Aktuatorik agieren kann. Dazu ist eine redundante Verarbeitungselektronik (*LCU*) integriert, die aus einer eigenen Stromquelle versorgt wird und separate, mechanisch "ODER" verknüpfte Aktuatoren zur Schirmauslösung besitzt. Die *LCU* überwacht den Funkverkehr auf allen drei Kommunikationswegen des Fluggerätes und kann somit bei einem aktiv gesendeten Flugabbruchsignal parallel zum Hauptrechner reagieren, der ebenso einen derartigen *Thread* abarbeitet. Solange eines der beiden Systeme (*LCU* oder Hauptrechner) arbeitet, kann ein vom Boden gesendetes Signal ausgewertet und ausgeführt werden. Der Fall des totalen Kommunikationsverlustes wird behandelt, indem in beiden Systemen *Timer* existieren, die nach jeder empfangenen gültigen Nachricht auf Null gesetzt werden. Entfallen für einen gewissen Zeitraum gültige Nachrichten, erreichen die *Timer* ein Limit, wodurch ein automatisches Flugabbruchsignal von beiden Systemen generiert wird. Durch dieses System ist sichergestellt, dass bei Vorliegen einer der oben genannten Fehlerfälle die Schirmauslösung sowohl manuell als auch im Falle eines kombinierten Kommunikationsausfalles automatisch über das Fluggerät aktiviert werden kann.

9.7 Bodenbetriebssicherheit *Safety Pin*

Aus Erfahrungswerten hat sich gezeigt, dass häufige Ursachen für Schädigungen in der Handhabung der Geräte im Bodenbetrieb liegen. Der Grund dafür ist, dass *low cost UAV*-Systeme keine Unterscheidung zwischen Bodenbetrieb und Flugbetrieb vornehmen. Im eingeschalteten Fall sind alle Systeme aktiviert, was bei Fehlbedienung zu Beschädigungen am Fluggerät führen kann (zum Beispiel durch unbeabsichtigtes Einfahren des Fahrwerkes) oder sogar zu Verletzungen (zum Beispiel durch unbeabsichtigtes Hochfahren der Triebwerke). Im vorliegenden Systemdesign kommt noch eine weitere Gefahrenquelle durch das vorgespannte Auswurfsystem der Flugabbruchsteuerung hinzu.

Um von diesen Systemen ausgehende Gefahren zu minimieren, wurde ein Verfahren entwickelt, um eindeutig zwischen Bodenbetrieb und Flugbetrieb zu unterscheiden. Dazu wird ein sogenannter *Safety Pin* am Fluggerät angebracht. Dieser *Pin* ist ein handlicher Steckverbinder, der aufgrund seines speziellen Verriegelungsmechanismus weder versehentlich gesteckt noch gezogen werden kann. Das Vorhandensein des *Pins* signalisiert dem System den Bodenbetrieb. Die Einsteckposition des *Pins* befindet sich oben mittig auf dem Fluggerät, so dass er durch keine Anbauteile verdeckt werden kann. Die optische Kontrolle des *Pins* ist uneingeschränkt möglich. Der *Pin* ist zusätzlich mit einem roten "*Remove before Flight*"-Signalband versehen.



Abbildung 76 Fluggerät mit gestecktem *Safety Pin*

Die Information über den gesteckten *Pin* wird im Fluggerät über einen Zustandsautomat ausgewertet. Der gesteckte *Pin* versetzt das Fluggerät in Bodenbetriebsmodus und verhindert jegliches Anlaufen der Triebwerke durch Kraftstoffleitungsunterbrechung und über Softwareschalter, das Einfahren des Fahrwerkes sowie das Auslösen des Flugabbruchsystems. Wird der *Pin* gesteckt bevor diese Zustände vorliegen, so werden sie hergestellt. Somit bewirkt das Stecken des *Pins* zum Beispiel ein sofortiges Abschalten der Triebwerke.

Der *Pin* ermöglicht sicheres Arbeiten mit dem Fluggerät am Boden. Die Bodencrew kann alle Maßnahmen zur Flugvorbereitung durchführen, ohne dass dabei gefährliche Situationen entstehen können. Werden am Boden Tests der unterdrückten Systeme durchgeführt, so wird das Fluggerät unter kontrollierten Bedingungen in den Flugmodus versetzt, womit die geblockten Systeme freigegeben werden.

9.8 Bewertung und Quantifizierung des Sicherheitsgewinns

Zur Analyse des Sicherheitsgewinns der oben genannten Maßnahmen, wird - wie eingangs beschrieben - eine vereinfachte Fehlerbaumanalyse durchgeführt. Dazu werden zunächst die sicherheitsrelevanten Anforderungen abgeleitet. Die Fehler werden in zwei Klassen unterschieden und das globale *Top Level Event* definiert.

9.8.1 Sicherheitsrelevante Anforderungen

Zunächst war es erforderlich, sicherheitsrelevante Anforderungen zu definieren, nach dem das UAV- System entwickelt werden soll. Eine klare gesetzliche Definition war zum Zeitpunkt der Systemerstellung noch nicht verfügbar. Es musste eine praktikable und innerhalb des Projektrahmens realisierbare Lösung gefunden werden, die es ermöglichte, unter den derzeit geltenden Regelungen Flugversuche durchführen zu können. Dazu wurden Informationen seitens der Behörden, Flugplatzbetreiber und den Verantwortlichen für militärische Sperrgebiete zusammengetragen. Daraus ergab sich, dass für eine Einzelgenehmigung für wissenschaftliche Flugversuche folgende allgemeine Punkte zu erfüllen waren:

- Es muss eine Erlaubnis des Flugplatzbetreibers vorliegen
- Der Luftraum muss vollständig für jeglichen sonstigen Flugverkehr gesperrt sein.
- Das für den Versuch vorgegebene Gebiet darf unter keinen Umständen verlassen werden.
- Innerhalb dieses Gebietes dürfen sich keine Personen aufhalten, die nicht zum Testteam gehören.

Aus diesen seitens der Behörden ausgesprochenen allgemeinen Beschränkungen lassen sich Rückschlüsse auf die Art und Weise der Durchführbarkeit von Flugversuchen mit unbemannten Fluggeräten ziehen.

Als Testgebiet kommt zum Beispiel ein militärisches Sperrgebiet in Frage, da diese im Normalfall bereits über gesperrte Lufträume verfügen, die entweder dauerhaft aktiv sind oder aktiviert werden können. Der Bereich, der überflogen werden kann, ist bei militärischen

Testgeländen bereits für dritte Personen unzugänglich. Andere Arten von Gelände müssten aufwendig abgesperrt werden und während der Flugversuche auch nachweislich unzugänglich für dritte Personen gehalten werden. Das würde einen unrealistisch hohen materiellen oder personellen Aufwand nach sich ziehen.

Die Größe des Gebietes muss so gewählt werden, dass auch unter Fehlereinflüssen (Systemausfall und Windbedingungen) genügend Reserven vorhanden sind, um das Fluggerät noch innerhalb des Testgeländes auf den Boden zu bringen.

Aufgrund dieser Analyse können drei allgemeine Anforderungen aus Flugfeldbeschränkungen abgeleitet werden. Sie werden mit der Abkürzung "AFD" - *Airfield* gekennzeichnet.

AFD 01	Das Fluggerät muss innerhalb des Sperrgebietes bleiben.
AFD 02	Der Flug muss zu jedem beliebigen Zeitpunkt unterbrochen werden können.
AFD 03	Flugunterbrechungen müssen auch bei totalem Kommunikationsverlust möglich sein.

Tabelle 13 Airfield requirements

In [13] ist eine vollständige Liste der Anforderungen dargestellt. Im Folgenden werden die sicherheitsrelevanten Anforderungen und die Art ihrer Ableitung erläutert.

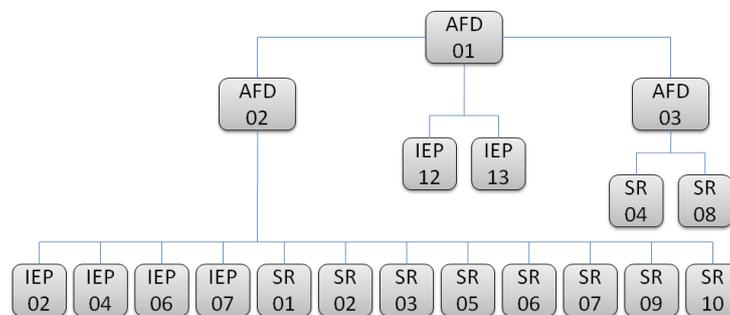


Abbildung 77 Ableitung der sicherheitsrelevanten Anforderungen

Die in Abbildung 77 dargestellten allgemeinen Anforderungen des Fluggerätes (*IEP - Innovative Evaluation Platform*) sind als Auszug aus [13] in folgender Tabelle zusammengefasst:

IEP 02	Die Sicherheit des Fluggerätes muss maximiert werden.
IEP 04	Es muss ein Daten- <i>Uplink</i> von der Bodenstation zum Fluggerät verfügbar sein.
IEP 06	Es muss ein Daten- <i>Downlink</i> vom Fluggerät zur Bodenstation verfügbar sein.
IEP 07	Die an Bord gemessenen Daten müssen auf der Bodenstation visualisiert werden.
IEP 12	Das Fluggerät muss von einer regulären Startbahn gestartet werden können.
IEP 13	Das Fluggerät muss auf einer regulären Startbahn gelandet werden können.

Tabelle 14 Allgemeine Anforderungen aus [13]

Aus den drei allgemeinen Anforderungen AFD 01-03 lassen sich direkt die sicherheitsrelevanten Anforderungen ableiten, die für die Entwicklung der generischen Messplattform festgelegt werden (*SR- safety requirements*).

SR 01	Der <i>Up-</i> und <i>Downlink</i> muss redundant ausgeführt werden.
SR 02	Die Stromversorgung von Systemgruppen muss redundant ausgeführt werden.
SR 03	Die Datenübertragung muss überwacht werden.
SR 04	Ein Verbindungsabbruch muss erkannt werden.
SR 05	Der Pilot muss das Flugabbruchsystem auslösen können.
SR 06	Ein Flugtestingenieur an der Bodenstation muss das Flugabbruchsystem auslösen können.
SR 07	Das Flugabbruchsignal muss über redundante Kommunikationswege übertragen werden.
SR 08	Das System muss das Flugabbruchsignal selbständig generieren, wenn kein Kontakt zum Fluggerät besteht.
SR 09	Das Flugabbruchsignal muss von redundanter Hardware verarbeitet werden.
SR 10	Die Aktuatoren des Flugabbruchsystems müssen redundant ausgelegt werden.

Tabelle 15 Sicherheitsrelevante Anforderungen

9.8.2 Definition von Fehlertypen

Für das Systemdesign wurden zwei Fehlertypen unterschieden: *Low Level*-Fehler und *High Level*-Fehler. Die auftretenden Fehlertypen lassen sich in eine der zwei Kategorien einteilen und so hinsichtlich der notwendigen Maßnahmen nach deren Auftreten klassifizieren.

Low Level-Fehler sind Systemfehler, die nicht einen sofortigen Abbruch des Fluges erfordern. Nach einem *Low Level*-Fehler kann der Flug mit einem regulären außerplanmäßigen Landeanflug beendet werden. Derartige Fehler erlauben es, einen Landeanflug durchzuführen, wenn auch mit eventuellen Einschränkungen, wie zum Beispiel ohne Möglichkeit durchzustarten, mit verringerten Leistungsreserven oder verringerter Steuerbarkeit des Fluggerätes. Dennoch ist nach einem derartigen Fehler noch genügend Kontrolle über das System vorhanden, dass ein Landeanflug einem Notstopp und einer Fallschirmbergung vorzuziehen ist, da das Beschädigungspotenzial geringer ist.

High Level-Fehler sind Vorkommnisse, die einen sofortigen Abbruch des Fluges zwingend erfordern. Diese Fehler beeinflussen das System derart, dass ein Landeanflug unmöglich ist und das System möglicherweise unkontrolliert abstürzt. Auch Fehler im Bereich der Kommunikation zählen dazu, auch wenn unter Umständen das Fluggerät absolut stabil, gegebenenfalls autonom fliegt. Besitzen die Operatoren keine Möglichkeit mehr, das Fluggerät zu beeinflussen, muss es aus Sicherheitsgründen gestoppt werden, um sicherzustellen, dass es innerhalb des dafür vorgesehenen Luftraumes und Bodenareals bleibt.

Ziel bei der Entwicklung des Systems war es, möglichst viele potentielle Fehler in den Bereich der *Low Level*-Fehler zu bringen, indem die bereits erwähnten Maßnahmen durchgeführt wurden.

9.8.2.1 Top Level Events

Als *Top Level Event* bezeichnet man die Spitze des Fehlerbaumes. Im Normalfall dient ein Fehlerbaum dazu, die Wahrscheinlichkeit und die Bedingungen, dass dieses Ereignis eintritt, aufzuzeigen. Der hier aufgestellte Baum hat zwei Spitzen. Zum einen das Ereignis "*Crash*" und zum anderen das Ereignis "Fallschirmanforderung". Funktioniert das System, bleibt es im normalen Operationsbereich. Treten Systemfehler auf, so ist ein Flugabbruch und eine Bergung am Fallschirm nötig, was aber innerhalb der Spezifikation des Gerätes liegt. Solange das Gerät am Fallschirm geborgen werden kann, ist die Gefährdung von dritten Personen außerhalb des abgegrenzten Luftraumes minimiert. Erst wenn ein Notstopp des Fluggerätes und somit keine Bergung am Schirm möglich ist, bedeutet dies ein unkontrolliertes Abstürzen des Fluggerätes.

Im Fehlerbaum treten einige Hauptereignisse auf, die eine kritische Charakteristik aufweisen und im Normalfall direkt als Auslöser des globalen *Top Level Events* gelten. Diese Ereignisse

sind "Fluggerät unkontrollierbar", "Pilotenfehler" und "Autopilotenfehler". Das globale *Top Level Event* ist definiert als "Crash".

Im Folgenden werden auch Teilfehlerbäume dargestellt, die Ausfälle von Subsystemen darstellen. Jeder dieser Teilfehlerbäume besitzt ein eigenes, lokales *Top Level Event*. Zusammengesetzt ergeben sie den Gesamtfehlerbaum.

9.8.2.1.1 Das globale *Top Level Event* "Crash"

Bei UAV-Anwendungen sind Fehler genauso unerwünscht wie in der bemannten Luftfahrt. Allerdings werden durch Fehler zunächst keine Passagiere gefährdet, sondern die Gefahr droht gegebenenfalls am Boden befindlichen Personen oder Gegenständen. Daher wird der Flugbetrieb für derartige, unbemannte Forschungsgeräte auf einen abgegrenzten Luftraum und somit auch auf ein limitiertes Bodenareal beschränkt. Der *Worst Case* wäre demnach als unkontrollierter Absturz außerhalb dieses Areals zu definieren. Alle anderen Fälle lägen prinzipiell innerhalb des erlaubten Aktionsspielraumes des Gerätes, auch wenn selbstverständlich Abstürze zu den unbedingt zu vermeidenden Vorkommnissen gehören. Dennoch werden nicht zuletzt aufgrund der Nichtgefährdung von Personen an Bord risikoreiche Tests mit unbemannten Forschungsdrohnen durchgeführt, die durchaus auch mit einem Crash enden können, denn auch die Kenntnisse über das Versagen von zum Beispiel Stabilisierungsmethoden aus kritischen Fluglagen sind wertvolle Informationen.

Für die Analyse wird als globales *Top Level Event* der unkontrollierte Absturz definiert, da in diesem Moment keinerlei Möglichkeit besteht, den Ort des Aufschlages zu beeinflussen. Daher wird nicht unterschieden, ob sich dieses *Event* außerhalb oder innerhalb des Sperrgebietes ergibt.

Die Definition des globalen *Top Level Events* lautet wie folgt:

Definition: Das Top Level Event "Crash" beschreibt den unkontrollierten Absturz des Fluggerätes, ohne das Flugabbruchsystem aktivieren zu können, das Fluggerät via Kommunikationseinrichtungen zu beeinflussen oder den Ort des Aufschlages zu beeinflussen.

Dieses Event umfasst nicht die Bergung am Fallschirm, welche durch den Flugtestingenieur, den Piloten oder das System selbst initiiert werden könnte. Es stellt eine Verkettung von Systemfehlern dar, die eine Aktivierung des Bergesystems unmöglich machen.

9.8.2.1.2 Zustand "Fluggerät unkontrollierbar"

Dieser Zustand ist wie folgt definiert:

Definition: Das Fluggerät ist unkontrollierbar, wenn das Flugabbruchsystem versagt hat, das Fluggerät außerhalb des normalen Operationsbereiches ist oder das Avioniksystem nicht mehr verfügbar ist.

Dieses Ereignis umfasst Situationen, die bereits außerhalb der erlaubten Fluggerätezustände seitens der Flugfeldanforderungen liegen. Alle Anforderungen des Flugfeldes sind verletzt (AFD 01-03), das Gerät fliegt unkontrollierbar und kann weder vom Piloten, den Flugtestingenieuren der Bodenstation oder per Selbstüberwachung gestoppt werden. Da eine stabile, aber unbeeinflussbare Fluglage vorliegen könnte, ist der Ort des Aufschlages unvorhersehbar und unbeeinflussbar und kann weit außerhalb des erlaubten Gebietes liegen.

9.8.2.1.3 Zustand "Pilotenfehler"

Dieser Zustand ist wie folgt definiert:

Definition: Das Ereignis Pilotenfehler fasst alle Fehler des Piloten zusammen, die zum Crash führen, ohne die Möglichkeit, diese vorher auszugleichen.

Pilotenfehler, die unvermeidlich zum Crash führen, sind in diesem Zustand zusammengefasst. Alle Fehler, die behoben werden können, sind nicht inkludiert. Pilotenfehler sind prinzipiell kritischer, wenn sie in geringen Höhen auftreten, da sie unter Umständen nicht durch das Bergesystem abgefangen werden können.

9.8.2.1.4 Zustand "Autopilotenfehler"

Dieser Zustand ist wie folgt definiert:

Definition: Der Zustand eines nicht kompensierbaren Autopilotenfehlers tritt auf, sobald durch einen Fehler des Autopilotensystems das Fluggerät in eine Situation gebracht wird, aus der es aufgrund der aktuellen Umgebungsbedingungen nicht stabilisiert werden kann.

Ähnlich wie bei Pilotenfehlern kann auch ein Fehler des Autopiloten in ungünstigen Situationen direkt zum *Crash* führen, wenn zum Beispiel keine Reservehöhe zur Fallschirmöffnung vorhanden ist.

9.8.2.1.5 Zustand "Flugabbruchsignalanforderung"

Der aufgezeichnete Baum "gipfelt" in einem zweiten Ereignis neben dem "*Crash*". Dieser Zustand beschreibt den Fall einer Fallschirmöffnung, sobald ein schwerwiegender Systemfehler (*High Level-Fehler*) vorliegt. Da die Schirmöffnung jedoch innerhalb der für dieses *UAV* spezifizierten Flugabbruchverfahren liegt, wird nicht von einem unkontrolliertem Zustand gesprochen.

Dieser Zustand ist wie folgt definiert:

Definition: Der Zustand "Flugabbruchsystemanforderung" wird eingenommen, sobald der Zustand des Fluggerätes außerhalb des normalen Operationsbereiches liegt, das Flugabbruchsystem jedoch funktionsfähig ist und das Fluggerät somit geborgen werden kann.

Das Flugabbruchsystem wird dann aktiviert, wenn eine normale Landung oder eine manuelle Wiederherstellung stabiler Systemzustände unmöglich ist. Das Fluggerät wird am Fallschirm geborgen, was abhängig von verschiedenen Faktoren (Wind, Bodenbeschaffenheit) unter Umständen zu erheblichen Systemschäden führen kann. Der Ort des Aufschlages sowie die Lage des Fluggerätes zum Zeitpunkt des Aufschlages können nur bedingt beeinflusst werden. Eine erfolgreiche Bergung des Fluggerätes erfordert zudem ausreichende Höhenreserven, um den Fallschirm vollständig zu öffnen. Während der Sinkphase am Fallschirm können aufgrund von Wind oder Eigengeschwindigkeit des Fluggerätes horizontale Wegstrecken zurückgelegt werden. Bei der Flugplanung sollte mit genügend Reserven operiert werden (Abbildung 201), so dass der Aufschlagpunkt innerhalb des Sperrgebietes liegt. Dennoch können am Boden befindliche Personen (Crewmitglieder) in Gefahr geraten.

9.8.3 Fehlerbaumanalyse

Im Folgenden wird der Fehlerbaum dargestellt. Mit Hilfe dieses Baumes lassen sich Fehlereinflüsse nachverfolgen und kritische Pfade detektieren. Um die Größe der Darstellung des Baumes zu reduzieren, sind wiederkehrende Strukturen in vereinfachter Form und nur einmal ausführlich dargestellt. Derartige Kopien von Baumteilen sind unabhängig voneinander, das heißt, wenn das Original einen Ausgangswert generiert, ist dieser von den Kopien unabhängig. Jede Kopie kann ihren eigenen, unabhängigen Ausgangswert produzieren. Die Strukturen, welche in vereinfachter Form mehrfach verwendet werden, sind grau hinterlegt und mit einer Signatur versehen. Wird dieser Teil des Baumes ein weiteres

Mal verwendet, so ist das mit einer Box und der entsprechenden Signatur dargestellt. Diese Boxen stellen zusammengeklappte Teilstrukturen des Baumes dar.

Im unteren Bereich des Baumes befinden sich die Systemgruppen der Aktuatoren. Im mittleren Bereich befinden sich die Subsysteme der Stromversorgung, der Kommunikation, des Hauptcomputers und des Autopiloten. Im oberen Bereich sind die Hauptereignisse dargestellt.

Im Baum werden folgende Abkürzungen verwendet:

<i>ACT</i>	<i>Actuators</i>	Aktuatoren
<i>CSM</i>	<i>Control surface modules</i>	Steuerflächen
<i>LA</i>	<i>Left ailerons</i>	Linke Querruder
<i>FL</i>	<i>Flaps</i>	Rechte Querruder
<i>RA</i>	<i>Right ailerons</i>	Landeklappen
<i>ELE</i>	<i>Elevators</i>	Höhenruder
<i>RUD</i>	<i>Rudders</i>	Seitenruder
<i>ATP</i>	<i>Autopilot</i>	Autopilot
<i>ENG</i>	<i>Engines</i>	Triebwerke
<i>FMS</i>	<i>Flight Management and Control System</i>	Hauptrechner
<i>COM</i>	<i>Communication (Receivers or Modems)</i>	Kommunikation
<i>PWR</i>	<i>Power</i>	Stromversorgung
<i>FAS</i>	<i>Flight abort system</i>	Flugabbruchsteuerung

Tabelle 16 Abkürzungen im Fehlerbaum

In der Fehlerbaumgrafik werden verschiedene Arten von Übergängen verwendet. Der Ausgangswert eines Überganges repräsentiert den weiterführenden Effekt eines Fehlers abhängig von der Natur des Überganges. Eine "Oder"-Verknüpfung liefert einen positiven Ausgangswert, sobald einer der Eingänge einen positiven Wert liefert. Eine "Und"-Verknüpfung liefert nur dann einen positiven Ausgangswert, wenn alle angeschlossenen Eingänge einen positiven Eingangswert aufweisen. Die Verbindungen zeigen auf, wo sich dieser Ausgang auswirkt und demnach, welche Folgesysteme von einem vorangegangenen Fehler betroffen sind. Wenn sich ein Fehler auf verschiedene Systeme auswirkt, so sind entsprechend mehrere an den Ausgang eines Überganges angeschlossen.

In den Kapiteln 9.8.3.1ff werden die unterlagerten Fehlerbäume der einzelnen Ereignisse erläutert. Dabei wird vom globalen *Top Level Event* des gesamten Baumes ausgegangen und danach bis auf Subsystem und Komponentenebene fortgeführt. Dafür werden die unterlagerten Teilbäume mit deren jeweiligen lokalen *Top Level Events* dargestellt.

9.8.3.1 Top Level Event

Das Ereignis "Crash" würde den Verlust des Fluggerätes bedeuten, möglicherweise kombiniert mit weiteren Schäden an Gegenständen am Boden oder Verletzungen von Personen.

Dieses Ereignis tritt dann ein, wenn eines der Ereignisse "Fluggerät unkontrollierbar", " nicht ausgleichbarer Fehler vom Autopiloten" oder " Pilotenfehler" auftritt. Pilotenfehler können durch Training und qualifiziertes Personal minimiert werden. Autopilotenfehler können verschiedene Ursachen haben. Diese werden später behandelt. Die häufigsten Ursachen für derartige Fehler sind Sensorfehler oder falsche Benutzereingaben in den Parametern. Der Autopilot selbst ist aufgrund der vorangegangenen Tests, und da er während des Flugbetriebs nicht verändert wird, als weniger häufige Fehlerursache zu sehen. Treten wie auch immer geartete Autopilotenfehler in geringen Höhen auf, so dass dem Piloten nicht genügend Zeit und Raum zur Verfügung steht, diesen auszugleichen, so führen diese Fehler zum Absturz. Die dritte Möglichkeit ist, dass der Zustand des Fluggerätes unkontrollierbar ist, was in den folgenden Abschnitten näher erläutert wird.

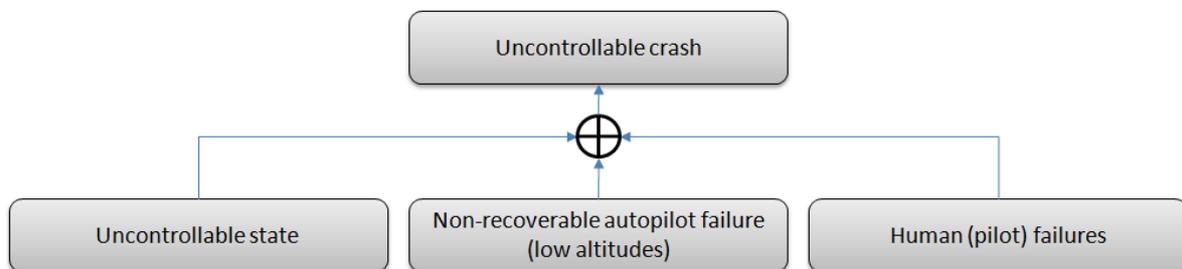


Abbildung 79 Fehlerbaum mit Top Level Event "Uncontrollable crash"

Um diesen Zustand "Fluggerät unkontrollierbar" zu erreichen, muss der Hauptrechner und die LCU ausgefallen sein, oder das Fluggerät muss außerhalb des normalen Operationsmodus' sein und das Fallschirmsystem ist gleichzeitig defekt. Der Zustand umfasst Situationen, in denen durch Fehler in Subsystemen bereits der Fallschirm aktiviert werden müsste, das aber nicht möglich ist. Es müssen jeweils zwei Systemfehler vorliegen, damit das Ereignis "unkontrollierbarer Zustand" eintritt.

Solange das Flugabbruchsystem arbeitet, besteht die Möglichkeit, am Fallschirm innerhalb des Sperrgebietes zu landen, was einem kontrollierten Flugabbruchmanöver entspricht.

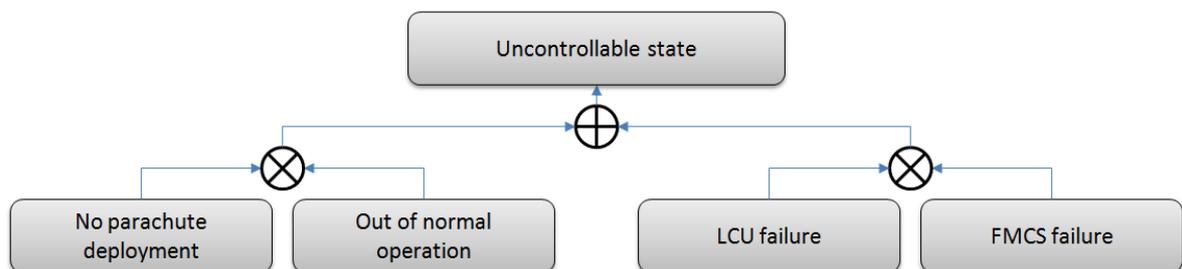


Abbildung 80 Fehlerbaum mit lokalem Top Level Event "Uncontrollable state"

Der Fall eines Fehlers in Subsystemen wird zusammengefasst im Zustand "Out of normal operation mode". Diese Fehler können alle Arten von Fehlfunktionen sein: ein blockierender Aktuator, Verbindungsprobleme im Kabelbaum, Triebwerksprobleme, oder Elektronikausfälle. Dieser Zustand lässt sich über die Statusinformationen an der Bodenstation detektieren. Der Pilot ist in der Lage, auf derartige Fehler zu reagieren, indem er

den Fehler kompensiert, eine außerplanmäßige Landung einleitet oder - falls dies nicht gelingt - einen kontrollierten Flugabbruch einleitet. Dieser Zustand wird unter einer der folgenden Bedingungen eingenommen: *LCU failure, no connection to aircraft, FMCS failure, no engine control, loss of one steering functionality, no electronic control, no actuator control, CAN Bus failure*. In der folgenden Abbildung ist der entsprechende Baum dargestellt. Die Zustände, die in diesem Baum zum "Out of normal operation mode" führen, werden in den folgenden Kapiteln erläutert.

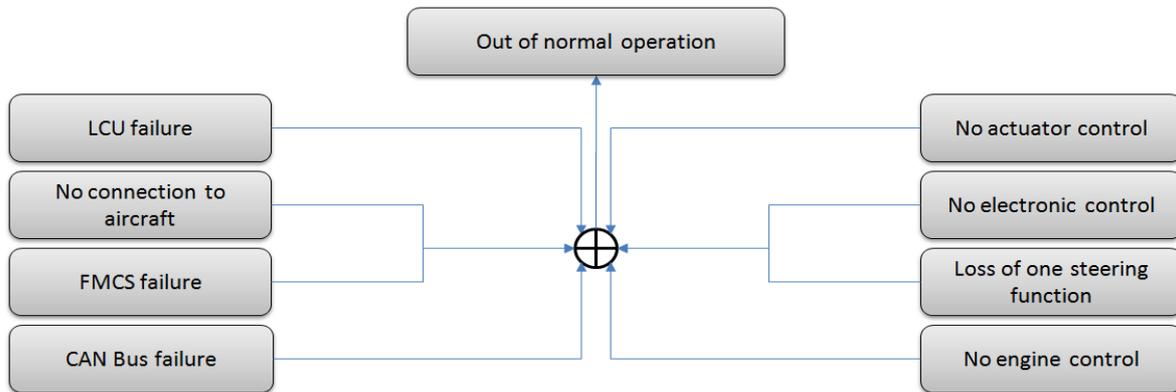


Abbildung 81 Fehlerbaum mit lokalem Top Level Event "Out of normal operation"

9.8.3.2 Kommunikation

Der Daten *Up-* und *Downlink* von der Bodenstation zum fliegenden Gerät ist redundant aufgebaut. Es werden verschiedene Frequenzen und unterschiedliche Sender- und Empfängersysteme verwendet. Am Boden sind zwei Personen in der Lage, mit dem Fluggerät zu kommunizieren. Einerseits verfügt der Pilot über die RC-Steuerung, andererseits kann der Operator an der Bodenstation Kommandos zum Fluggerät senden. Der Piloten-*Uplink* ist redundant aufgebaut, da die Pilotensteuereingaben über zwei HF-Module und entsprechend zwei Antennen verschickt werden und an Bord über zwei Empfangssysteme mit jeweils zwei HF-Modulen (vier Antennen) empfangen werden. Dadurch ergibt sich ein *Raum-Diversity*. Für einen kompletten Kommunikationsausfall mit Verlust der Möglichkeit zur Auslösung des Fallschirmsystems vom Boden aus, müssten drei Kommunikationswege ausfallen (RC1, RC2 und Telemetrie). Sollte dieser Fall eintreten, löst das Fluggerät selbständig nach Ablauf eines *Timers* den Fallschirm aus. Mit der Systemstruktur, die in Abbildung 51 in Kapitel 6.4 gezeigt ist, können folgende Anforderungen erfüllt werden.

SR 01	Der <i>Up-</i> und <i>Downlink</i> muss redundant ausgeführt werden. --> Zwei unabhängige, redundant arbeitende Sende- / Empfängersysteme
SR 03	Die Datenübertragung muss überwacht werden. --> <i>LCU</i> überwacht den Datenverkehr, <i>LCU</i> -Status ist auf der <i>GCS</i> dargestellt.
SR 04	Ein Verbindungsabbruch muss erkannt werden. --> <i>LCU</i> und <i>FMCS</i> reagieren auf Verbindungsabbrüche.
SR 05	Der Pilot muss das Flugabbruchsystem auslösen können. --> Auslösemöglichkeit über RC-Transmitter,
SR 06	Ein Flugtestingenieur an der Bodenstation muss das Flugabbruchsystem auslösen können. --> Über den Kommunikationsweg <i>GCS</i> -Fluggerät kann das Flugabbruchsignal gesendet werden.
SR 07	Das Flugabbruchsignal muss über redundante Kommunikationswege übertragen werden. --> RC beziehungsweise Telemetrie
SR 08	Das System muss das Flugabbruchsignal selbständig generieren, wenn kein Kontakt zum Fluggerät besteht. --> <i>LCU</i> und <i>FMCS</i> lösen nach definierten Zeitintervallen nach Verbindungsabbrüchen aus.

Tabelle 17 Lösungsansätze für sicherheitsrelevante Anforderungen

Zu Ausfällen der Übertragung kommt es, wenn die beteiligten Komponenten versagen, oder zum Beispiel die Funktion durch äußere Einflüsse gestört wird. Eine Sende-/ Empfangseinheit fällt unter folgenden Bedingungen aus:

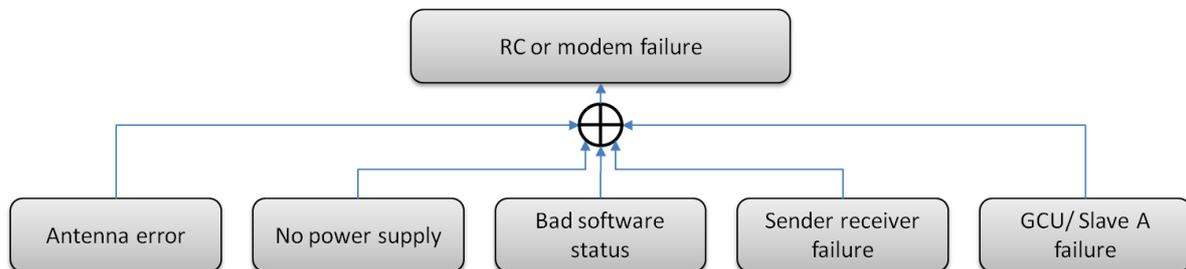


Abbildung 82 Fehlerbaum 11 mit lokalem Top Level Event "RC or modem failure"

Der Antennenfehler kann aufgrund der unterschiedlichen Ursachen nochmals aufgeschlüsselt dargestellt werden, da insbesondere Einflüsse durch den Bediener als Hauptursachen anzusehen sind.

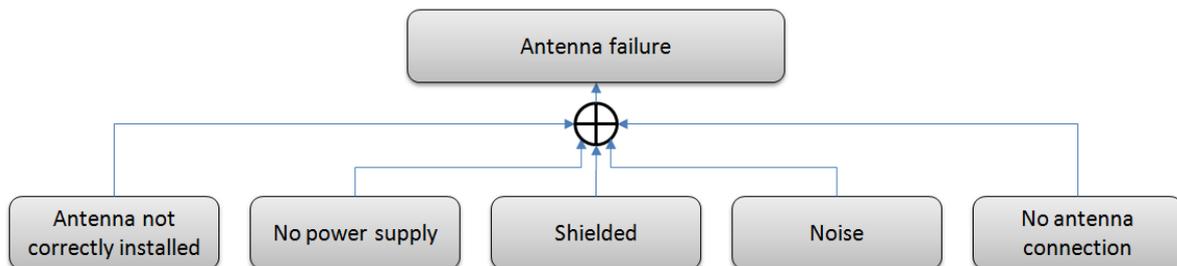


Abbildung 83 Fehlerbaum 10 mit lokalem Top Level Event "Antenna failure"

Antennensysteme reagieren sehr empfindlich auf äußere Bedingungen. Schon die Installation eines weiteren Gerätes an Bord kann die elektromagnetischen Felder so verändern, dass die Reichweite von Funksystemen in bestimmte Richtungen stark eingeschränkt wird. In dem Fall spricht man von Abschattungs- und Rauscheffekten. Im Falle von Sendeleistungsverstärkern ist eine Gefahr in deren Stromversorgung zu sehen. Fällt diese aus, so ist das Signal komplett verloren. Eine weitere Gefahr stellt die Antennenkabelverlegung und deren Steckverbinder dar. Antennen werden häufig zu Transportzwecken demontiert, was eine ständige Belastung für Steckverbinder und Kabelführungen darstellt. Letztlich können Störungen auf den verwendeten Frequenzen auftreten, die durch Fremdsysteme verursacht werden.

Im Antennensystem lassen sich durch Checklisten einige Fehlerquellen nahezu ausschließen. Insbesondere Änderungen am System - auch geringfügige - sollten durch einen gründlichen Reichweitentest hinsichtlich der Auswirkung auf Funksysteme überprüft werden. Aufbau und *Preflight*-Checklisten verringern die Gefahr von Installationsfehlern oder Handhabungsfehlern. Als kritischste Fehlerquelle bleibt die Störung durch Fremdsysteme erhalten.

Aus dem Fehlerbaum 14 geht hervor, dass erst durch den Verlust aller drei Kommunikationseinrichtungen ein kompletter Verbindungsabbruch zum Fluggerät besteht. Es müssen zwei RC-Verbindungen ausfallen, um den Zustand zu erhalten, dass der Pilot keine Steuereingaben mehr tätigen kann. Dieser Zustand muss nicht zwangsläufig als kritisch anzusehen sein, da im Falle einer autonomen Flugsteuerung mit sehr ausgedehnter Wegpunktprogrammierung durchaus die Grenzen des RC-Systems ausgenutzt werden könnten.

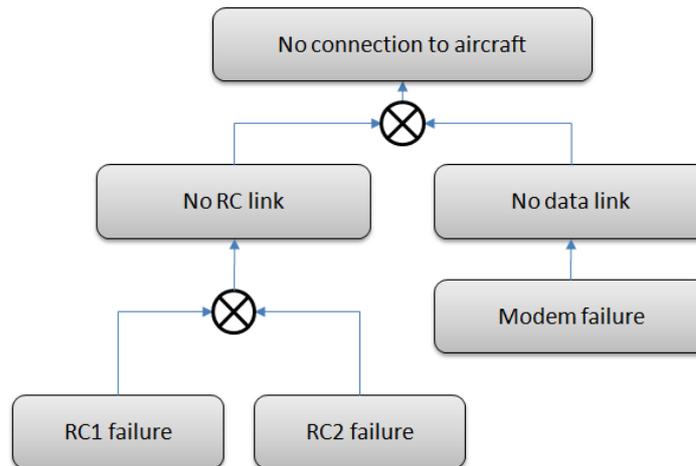


Abbildung 84 Fehlerbaum 14 mit lokalem Top Level Event "No connection to aircraft"

9.8.3.3 Flight Management and Control System

Das Hauptrechnersystem stellt teilweise einen *Single Point of Failure* für *Low Level*-Fehler dar. Bei Fehlern innerhalb des Hauptrechners sind alle untergeordneten Subsysteme inoperabel. Über einen *Watchdog* können einige Fehler im Hauptsystem erkannt und das System über einen Hardwarereset neu gestartet werden. Nach einem derartigen Reset werden nur die Hauptfunktionen des Flugrechners aktiviert, welche Kommunikations-*Threads* und *Threads* zur manuellen Steuerung enthalten. Auch die Flugabbruchsteuerung ist danach verfügbar. Alle anderen Softwareteile wie Autopilot oder Nutzlaststeuerungen sind deaktiviert, da jedes Softwaremodul ein potentieller Verursacher des Ausfalls darstellt. Der Pilot hat nach dem nur wenige Zehntel Sekunden dauernden Hardwarereset die Möglichkeit, das Fluggerät manuell zu steuern und eine außerplanmäßige Landung vorzunehmen. In diesem Modus ist das Fluggerät voll steuerbar. Es werden jedoch alle Zusatzsysteme wie Nutzlaststeuerung oder Autopilot unterdrückt und nur die flugrelevanten *Threads* aktiviert. Die Aktivierung des Flugabbruchsystems ist während eines Resetvorgangs immer möglich, da die redundante *LCU* diese Funktion kontinuierlich zur Verfügung stellt.

Fällt das Hauptrechnersystem komplett aus, ohne dass es vom *Watchdog* registriert wird und nicht erfolgreich neu gestartet werden kann, so bleibt dem Piloten und den Bodenstationsoperatoren nur die Möglichkeit, den Fallschirm zu aktivieren.

Bezüglich der sicherheitsrelevanten Anforderungen können über das Hauptrechnersystem folgende Kriterien erfüllt werden:

SR 01	Der <i>Up-</i> und <i>Downlink</i> muss redundant ausgeführt werden. --> siehe oben
SR 03	Die Datenübertragung muss überwacht werden. --> siehe oben
SR 04	Ein Verbindungsabbruch muss erkannt werden. --> siehe oben
SR 05	Der Pilot muss das Flugabbruchsystem auslösen können. --> siehe oben
SR 06	Ein Flugtestingenieur an der Bodenstation muss das Flugabbruchsystem auslösen können. --> siehe oben
SR 07	Das Flugabbruchsignal muss über redundante Kommunikationswege übertragen werden. --> siehe oben
SR 08	Das System muss das Flugabbruchsignal selbstständig generieren, wenn kein Kontakt zum Fluggerät besteht. --> siehe oben
SR 09	Das Flugabbruchsignal muss von redundanter Hardware verarbeitet werden. --> <i>LCU</i> und <i>FMCS</i> arbeiten parallel (siehe Kapitel 6.4)
SR 10	Die Aktuatoren des Flugabbruchsystems müssen redundant ausgelegt werden. Der Fallschirm kann über redundante Aktuatoren unabhängig voneinander ausgelöst werden. Die Aktuatoren werden redundant mit Strom versorgt und werden redundant angesteuert.

Tabelle 18 Weitere Lösungsansätze sicherheitsrelevanter Anforderungen

Das *FMCS*-System ist in Kapitel 6.2.2 dargestellt. Aus der Systemstruktur geht hervor, inwieweit sich die Fehler im *FMCS*-System auswirken. Die Möglichkeiten für Fehler und deren Auswirkungen sind vielfältig. Betrachtet man die diversen Fehlertypen, so stellt man fest, dass trotz deren großer Vielfalt die Wirkungen sehr ähnlich sind. Bei einem *FMCS*-Fehler kann man von einem Zustand ausgehen, in dem das Fluggerät unsteuerbar wird. Das ist unabhängig davon, ob zum Beispiel der *FMCS* eingangsseitig (Einlesen von Pilotenkommandos), verarbeitungseitig oder ausgangseitig (Aktuatorensignale) fehlerhaft arbeitet. Es wird für diese vereinfachte Fehlerbaumanalyse daher nicht in verschiedene *FMCS*-Fehlertypen untergliedert.

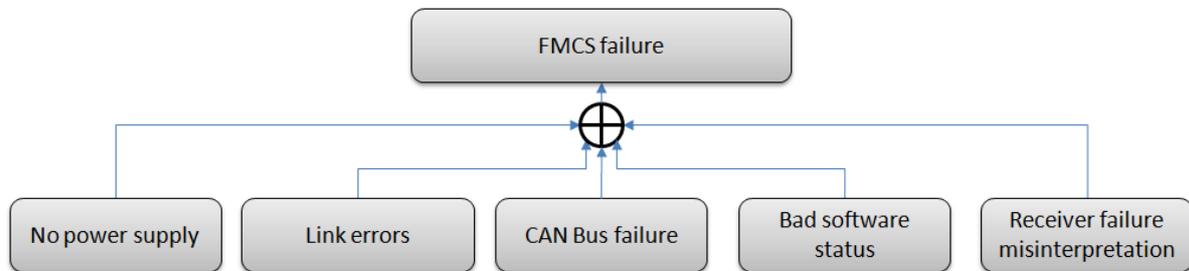


Abbildung 85 Fehlerbaum 16 mit lokalem Top Level Event "FMCS failure"

9.8.3.4 Link Control Unit

Die *Link Control Unit* ist der redundante Teil zum Hauptrechner und stellt eine parallele Verarbeitung des Flugabbruchsignals dar. Da die *Link Control Unit* den Datenlink auf allen Kommunikationseinrichtungen mitliest, kann sie trotz eventuellem Ausfall des Hauptrechners noch Signale des Piloten oder der Bodenstation auswerten. Die *LCU* löst auch nach einer vordefinierten Zeit des totalen Verbindungsausfalles die Flugabbruchsteuerung selbstständig aus.

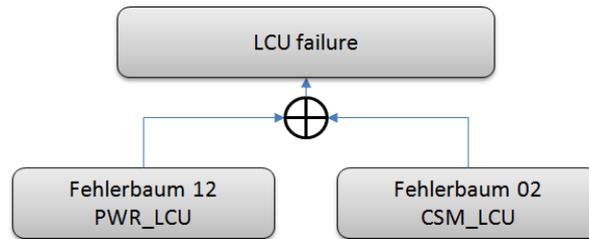


Abbildung 86 Fehlerbaum mit lokalem *Top Level Event* "LCU failure"

Ein Ausfall der *LCU* findet statt, wenn entweder die Stromversorgung dieses Systems zusammenbricht oder die Hardware der *LCU* ausfällt.

Der *LCU*-Fehler tritt ein, wenn einer der Bäume (FTA12_PWR *LCU*) oder (FTA02_CSM *LCU*) einen entsprechenden Ausgangswert produziert. Prinzipiell besteht für die *LCU* dieselbe Ausfallwahrscheinlichkeit wie für die anderen Systeme. Die Funktionen der *LCU* sind im *FMCS* ebenso vorhanden. Da beide Systeme parallel arbeiten, ist die Funktion verfügbar, unabhängig davon, ob ein *LCU*-Fehler vorliegt oder nicht. Wenn der Fehler erkannt wird, so wird er auf der Bodenstation signalisiert. Es wird unter anderem geprüft, ob die *LCU* erwartungsgemäß kommuniziert. Außerdem wird die Stromversorgung überwacht. Tritt ein *LCU*-Fehler auf und wird dieser erkannt, so landet der Pilot außerplanmäßig, da ab dem Zeitpunkt keine Redundanz im Flugabbruchsystem gegeben ist. Liegt ein Fehler vor, der nicht über das *Monitoring*-System erkannt wurde, so fällt dieser bei der nächsten Startvorbereitung auf, bei der über Checklisten alle Funktionen geprüft werden, unter anderem alle Wege das Flugabbruchsystem zu aktivieren.

9.8.3.5 Control Surface Modules (*WCU*, *TCU*, *GCU*, *LCU*, *Slave A*)

Die *CSMs* haben einen großen Einfluss auf die Steuerbarkeit von Strukturmodulen im Falle deren Versagens. Da jedes Strukturmodul aktuell mit einer *CSM* ausgestattet ist, würde im Falle eines Ausfalls das jeweilige Strukturmodul nicht mehr operabel sein. Abhängig davon, welche *CSM* betroffen ist, zeigen sich unterschiedliche Effekte.

Fällt eine *WCU* aus, so ist ein Flügel nicht mehr steuerbar. Es ist für einen qualifizierten Piloten möglich, ein Flugzeug auch dann zu landen, wenn die Aktuatoren einseitig ausgefallen sind. Erschwert wird eine Landung dann, wenn die Landeklappen ungünstig gesetzt sind. Der Pilot muss in jedem Fall genügend Zeit haben, das Fluggerät wieder auszutrimmen und gegebenenfalls die noch operierende Seite symmetrisch zu trimmen.

Ein *TCU*-Fehler ist dagegen schwieriger auszugleichen. Ohne Höhenruder- und Seitenrudersteuerung ist eine Landung nahezu ausgeschlossen und der Pilot müsste das Bergesystem aktivieren.

Ein Teil der Pilotensignale wird über die *GCU* und ein weiterer Teil über den *Slave A* eingelesen. Dadurch fallen bei Defekten in diesen *CSMs* nicht nur zum Fliegen weniger wichtige Zusatzfunktionen aus, sondern es fehlt eine Reihe von Steuersignalen, wodurch eine Schirmlandung in diesen Fällen ebenso wahrscheinlich ist.

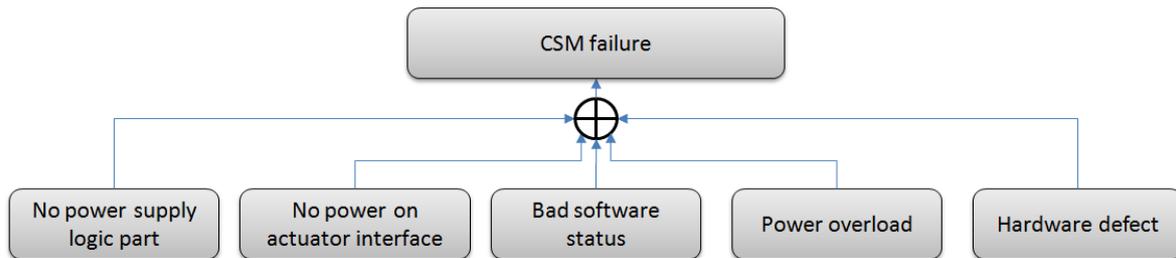


Abbildung 87 Fehlerbaum 02 Top Level Event "CSM failure"

Die Möglichkeiten, die zu einem CSM-Fehler führen können, sind in Abbildung 87 dargestellt. Neben Fehlern der Software oder Hardware können CSM-Fehler durch Probleme in den Stromversorgungskreisen der Logik- und Aktuatorversorgung auftreten. Letztlich kann die CSM auch durch Überlast oder einen Hardwaredefekt beschädigt werden.

9.8.3.6 Aktuatoren

Das Prinzip der Aktuatoren ist in 6.2.4 und in 9.2 erläutert. Durch die Installation können sogenannte *Force Fights* bei Defekt eines Aktuators ausgeschlossen werden. Aktuatoren fallen aus, wenn eins der folgenden Ereignisse eintritt: Unterbrechung der Stromversorgung, Unterbrechung des Signals, Hardware-/ Getriebefehler, Elektronik-/ Motorfehler.

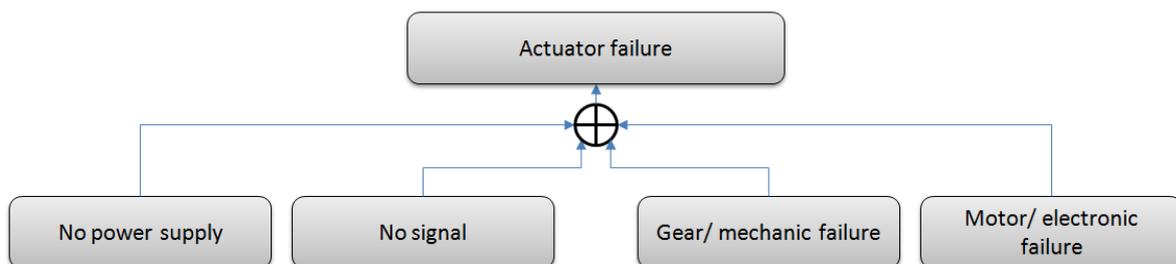


Abbildung 88 Fehlerbaum 01 mit lokalem Top Level Event "Actuator failure"

Durch das Aktuatorenkonzept konnte erreicht werden, dass der Ausfall eines Aktuators nur einen Teil einer Steuerfunktion beeinträchtigt. Daher kommt eine Funktion erst dann komplett zum Erliegen, wenn alle zugehörigen Aktuatoren ausgefallen sind. Diese Betrachtung ist jedoch theoretischer Natur, da zumindest eine Beeinträchtigung vorliegt, die mit der Anzahl der ausgefallenen Aktuatoren steigt. Im obigen vereinfachten Fehlerbaum werden nur Totalausfälle von Subsystemen dargestellt, weshalb teilweise Beeinträchtigungen nicht aufgelöst werden. Das Ereignis des Verlustes einer Steuerfunktion tritt abhängig von der Charakteristik der Aktuatorfehler und deren Anzahl unter Umständen schon ein, bevor alle Aktuatoren der Funktion Fehler aufweisen. Der Baum zeigt, dass das Auftreten eines *Low Level*-Fehlers im Bereich der Aktuatoren nicht direkt einen fatalen Systemzustand bewirkt. Seitens dieser theoretischen Betrachtung können folgende Fehlerbäume für die einzelnen Steuerfunktionen aufgestellt werden.

Verlust der Rollwinkelsteuerung

Die Rollwinkelsteuerung erfolgt über vier Aktuatoren - jeweils zwei pro Seite. Die Aktuatoren einer Seite betreiben jeweils eine unabhängige Steuerfläche. Für einen vollständigen Verlust der Rollwinkelsteuerung muss demnach sowohl die rechte Seite als auch die linke Seite der Querrudersteuerung versagen.

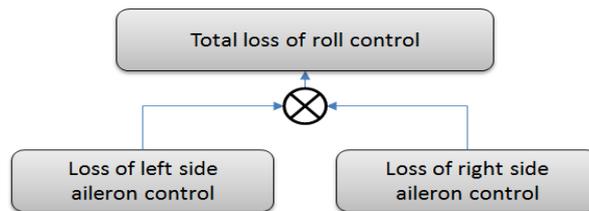


Abbildung 89 Fehlerbaum mit lokalem *Top Level Event* "Total loss of roll control"

Die jeweiligen Fehlerfälle des einseitigen Querruderfehlers, können durch Ausfälle der Aktuatoren oder deren Steuerungseinheit auftreten.

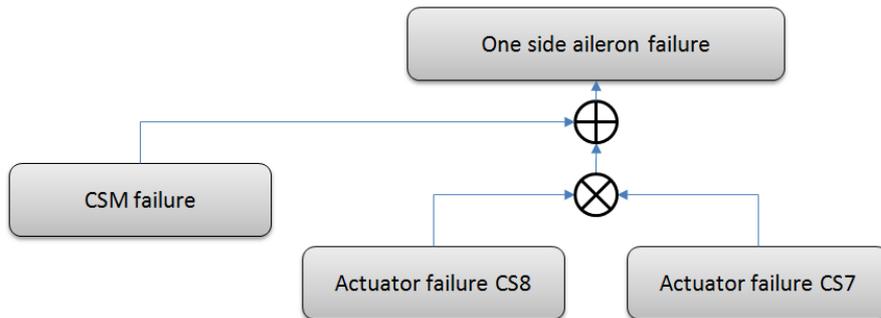


Abbildung 90 Fehlerbaum 03 mit lokalem *Top Level Event* "One side aileron failure"

Aus der Analyse geht hervor, dass unter der Annahme, dass die Reststeuerbarkeit bei Ausfall eines Aktuators oder einer kompletten Seite der Querrudersteuerung groß genug ist, um das Fluggerät noch kontrollieren zu können, und dass das Auftreten eines Aktuatorfehlers oder Steuerungsmodulfehlers nicht zum Absturz oder einer Notbergung am Fallschirm führen muss, sondern die Chancen, das Fluggerät manuell zu landen, deutlich erhöht sind.

Verlust der Landeklappensteuerung

Die Landeklappenfunktion ist auf zwölf Aktuatoren verteilt, die von zwei *CSMs* gesteuert werden. Ein Ausfall eines Aktuators führt zum Fehlverhalten eines Landeklappensegmentes. Aufgrund der Größe der Landeklappen muss die Folge eines Fehlers je nach Fehlertyp betrachtet werden. Der Ausfall von ein bis zwei Aktuatoren im Bereich der Landeklappen ist mit den verbleibenden Aktuatoren zu kompensieren. Selbst der *Worst Case* - eine Blockadesituation bei Vollausschlag - lässt sich mit Hilfe der Querruder und gegebenenfalls durch Nachjustierung der verbleibenden Landeklappen-Steuerflächen kompensieren. Wesentlich kritischer wird es, wenn einseitig mehrere Landeklappen oder die *CSM* ausfallen. In dem Fall ist einseitig die Landeklappen nicht mehr steuerbar, was zu Asymmetrien führt. Es ist sehr wahrscheinlich, dass in diesem Fall über das Bergesystem gelandet werden muss. Eine geringe Chance besteht, wenn es dem Piloten gelingt, mit der verbleibenden Seite einen symmetrischen Landeklappenausschlag herzustellen, womit eine Landung möglich wäre.

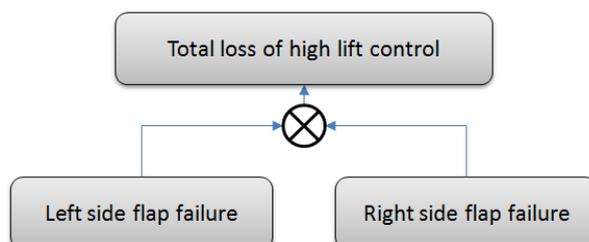


Abbildung 91 Fehlerbaum mit lokalem *Top Level Event* "Total loss of high lift control"

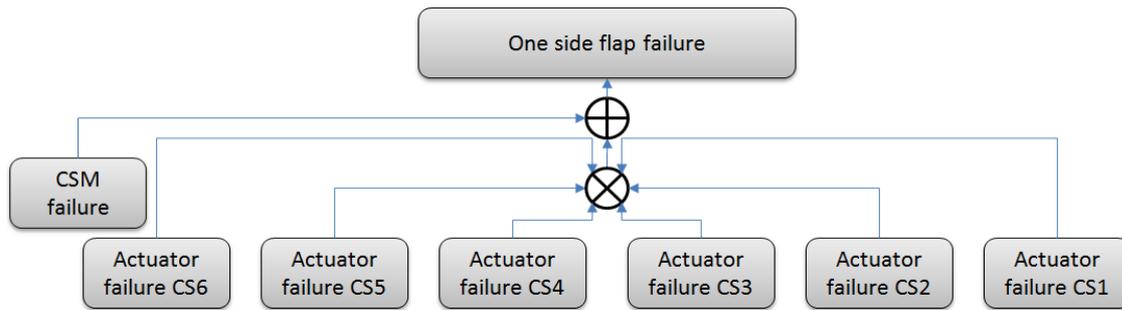


Abbildung 92 Fehlerbaum 04 mit lokalem *Top Level Event* "One side flap failure"

Verlust der Nickwinkelsteuerung

Die Steuerflächen des Höhenruders sind vierfach gegliedert. Auf jeder Seite des Höhenleitwerkes befinden sich zwei Aktuatoren. Bei Ausfall eines Höhenruders besteht eine reduzierte Steuerbarkeit um die Querachse. Wie viele Aktuatoren des Höhenruders ausfallen können, um noch eine Notlandungsmöglichkeit der Bergung am Schirm vorzuziehen, kann nur durch eine gezielte Rechnung oder einen Flugversuch erprobt werden. Je nach Fehlverhalten der ausgefallenen Aktuatoren wird diese Grenze unterschiedlich umzusetzen sein. Da im Praxisfall jedoch zwischen der Detektion und der Einleitung notwendiger Gegenmaßnahmen nur sehr wenig Zeit zur Verfügung steht, ist es wahrscheinlich, dass der Pilot bei ausreichender Sicherheitshöhe die Restwirkung des Höhenruders abschätzen wird und sich dann zwischen Bergung oder Landeversuch entscheidet. Die redundante Ansteuerung über vier Aktuatoren und die Aufgliederung in Einzelflächen bewirkt, dass ein Ausfall eines Servos nicht direkt zur Fallschirmlandung oder zum Absturz führt.

Das Heck wird im aktuellen Systemdesign über eine einzelne *CSM* gesteuert, die bei Ausfall einen starken Einfluss hat. In diesem Falle besteht keine Möglichkeit, um die Querachse zu steuern. Eine einfache Abhilfe würde hier die Installation einer zweiten *TCU* schaffen. Die redundanten Funktionen im Heck würden dann auf die zwei *TCUs* verteilt werden, wodurch ein Ausfall nur zu einer Halbierung der verfügbaren Wirksamkeiten führen würde. Fehlerfälle, bei denen die Steuerflächen in Endanschlagsposition verharren, wären auch mit dieser Lösung nicht zu kompensieren. Dazu müssten vier *TCUs* implementiert werden.

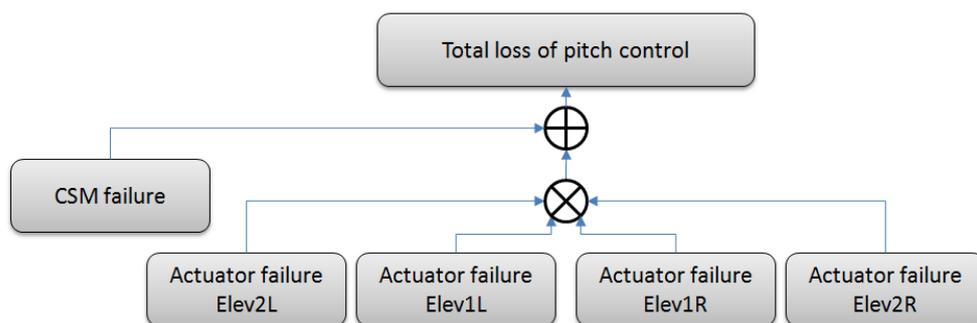


Abbildung 93 Fehlerbaum 06 mit lokalem *Top Level Event* "Total loss of pitch control"

Verlust der Gierwinkelsteuerung

Die Steuerflächen des Ruders sind je nach Leitwerkstyp in drei (*T-Tail*) oder vier (*U-Tail*) Einzelsegmente untergliedert. Der Ausfall eines oder aller Aktuatoren führt nicht zu kritischen Systemzuständen. In Simulationen konnte gezeigt werden, dass selbst bei einem *Worst Case*-Szenario mit voll ausgeschlagenen Rudern mit Hilfe der Rollwinkelsteuerung ein

stabiler Schiebeflugzustand erzeugt werden kann. Eine Landung sollte in dem Fall weniger Schadenspotenzial haben als die Bergung am Fallschirm und ist dieser demnach vorzuziehen. Wie auch bei der Nickwinkelsteuerung besteht die größte Gefahr bei Ausfall der *TCU*, die das gesamte Heck stilllegt. Eine Bergung am Schirm ist dann nahezu unumgänglich.

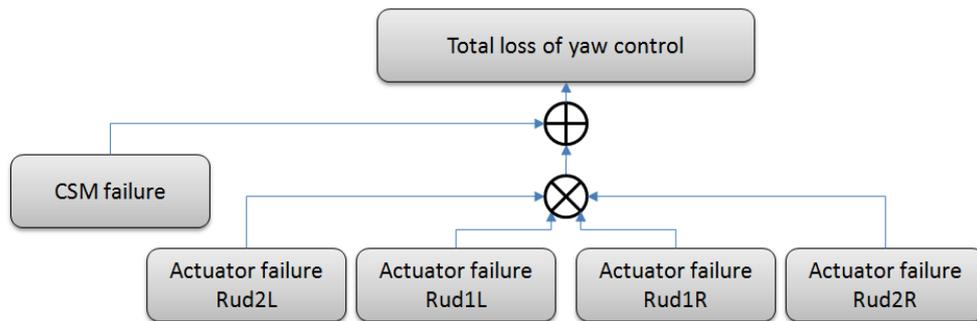


Abbildung 94 Fehlerbaum 07 mit lokalem *Top Level Event* "Total loss of yaw control"

Schlussfolgerungen für das Aktuatorensystem

Die Analyse zeigt, dass es eine Redundanz auf Aktuatorenlevel für jede Steuerfunktion gibt. Alle Steuerflächen (Ruder, Höhenruder, Querruder, Landeklappen) sind in Subsegmente untergliedert. Ein Fehler in einem Aktuator beeinflusst nur das dazugehörige Segment und somit immer nur einen Teil der entsprechenden Steuerfunktion. Der Baum zeigt, dass erst bei Ausfall aller Aktuatoren einer Steuerfunktion die entsprechende Achse unkontrollierbar wird. Es ist zu beachten, dass diese Betrachtung nur theoretischer Natur ist, da bei Ausfall mehrerer Aktuatoren einer Funktion bereits eine Reduzierung der Wirksamkeit vorliegt. Der Grad an der akzeptablen Anzahl von Aktuatorausfällen hängt von der Steuerfunktion und vom Fehlertyp ab und lässt sich mit dieser vereinfachten Methode nicht bestimmen. Das System ist dafür ausgelegt, einen Fehler im Bereich Aktuatoren zu kompensieren. Das Konzept verhindert die Ausbreitung des Fehlers auf andere Systeme (zum Beispiel durch den sogenannten *Force Fight*) und hat ein Potenzial, auch mehrere Fehler kompensieren zu können. Das Ergebnis lässt sich aber mit dieser Methode nicht quantifizieren. Im Falle eines normalen Aktuatorausfalls wird dieser erkannt, eine außerplanmäßige Landung eingeleitet und der defekte Aktuator ersetzt.

Eine Verbesserung der Auswirkungen von *CSM*-Ausfällen kann erreicht werden, wenn die Maßnahmen aus 9.8.4.1 umgesetzt werden.

9.8.3.7 Stromversorgungssystem

Die Stromversorgung des Fluggerätes ist in fünf Hauptstromkreise aufgeteilt, die jeweils mit vier unabhängigen Batteriepacks betrieben werden. Die Stromquelle besteht somit aus 20 zusammengeschalteten Batteriepacks. Die Architektur des Stromversorgungssystems ist in Abbildung 40 dargestellt. Dieser Aufbau ermöglicht die Kompensation von Fehlern in den Batterien an sich. Batterien stellen in vielen Systemen ein hohes Potenzial für Fehleranfälligkeit dar. Sie unterliegen einem Alterungsprozess, der zum einen durch die Häufigkeit der Lade- und Entladezyklen, zum anderen durch deren absolutes Alter und letztlich von der Qualität der Lagerung abhängt. Alle Faktoren wirken auf den Status eines Batteriepacks, der dadurch nur schwer zu evaluieren ist. Es sei denn, das Verhalten einer Batterie bezüglich dieser drei Faktoren ist exakt bekannt und die Lebensdauer der Batterie wird lückenlos dokumentiert, um auf den Alterungszustand Rückschlüsse ziehen zu können.

Da nicht davon auszugehen ist, dass der Batteriezustand mit hinreichend Sicherheit bestimmt werden kann, muss durch redundantes Einsetzen von Batterien die Systemsicherheit erhöht werden, damit eventuelle Fehler kompensiert werden können. Die Zusammenschaltung wird

über das *Power Supply Board* vorgenommen, in dem die Packs über Schotky-Dioden verschaltet werden. Spannungsabfälle innerhalb eines Packs führen zu einer gleichzeitigen Trennung des Packs vom System. Die Akkupacks sind so dimensioniert, dass jeder einzelne von ihnen die Kapazität für einen gesamten Flug liefert. Dadurch können bei den verwendeten vier Batteriepacks pro Stromkreis drei komplett ausfallen, ohne dass dadurch das System in seiner Funktion beeinflusst wird. Die Ströme, die aus jedem einzelnen Pack fließen, werden gemessen und an die Bodenstation gesendet, wodurch ein Akkufehler von der Bodencrew erkannt werden kann. Sind die Ströme nicht innerhalb eines Tolleranzbandes identisch, wird von einem Batteriefehler ausgegangen.

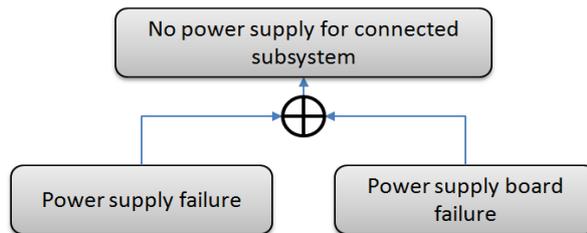


Abbildung 95 Fehlerbaum 12 mit lokalem Top Level Event "No power supply for connected subsystem"

Ein Stromkreis fällt aus, wenn wahlweise die Stromquelle oder das *Power Supply Board* ausfällt. Das *Power Supply Board* stellt damit einen *Single Point of Failure* für die nachfolgend angeschlossenen Systeme dar. Um das Risiko so gering wie möglich zu halten, wurde bei der Entwicklung des *Board* besonders auf ausreichende Dimensionierung der Bauteile geachtet sowie die *Boards* harten Tests unterzogen, die im Anhang A dargestellt sind.

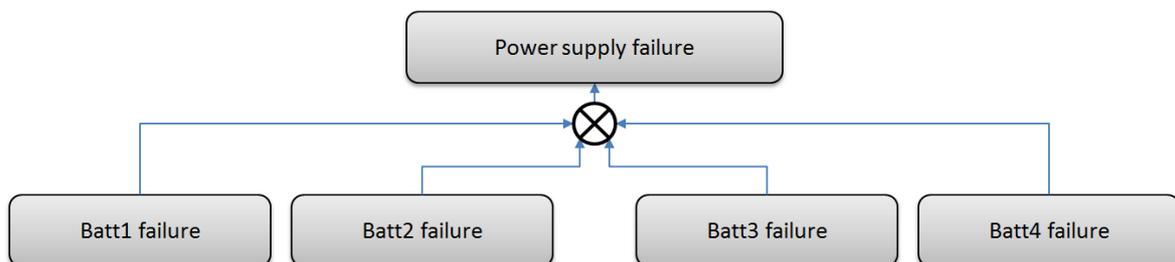


Abbildung 96 Fehlerbaum mit lokalem Top Level Event "Power supply failure"

Eine Stromversorgungsunterbrechung kommt zustande, wenn bei allen verbundenen Batterien ein Fehler vorliegt, sei es ein Batteriefehler oder ein Fehler in den Steckverbindern oder Leitungen. Da die Batterien vierfach vorhanden sind, ist die Auswirkung eines Fehlers von Einzelpacks reduziert.

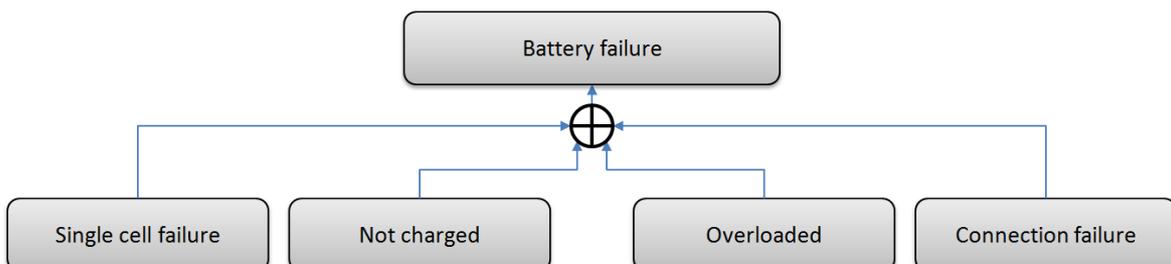


Abbildung 97 Fehlerbaum 05 mit lokalem Top Level Event "Battery failure"

Ein Fehler innerhalb eines Batteriepacks kann durch Zellenversagen, menschliches Versagen wie Überladung, Installation eines nicht geladenen Akkus oder durch Verbindungsfehler auftreten. Verpolung ist durch mechanisch eindeutig passende Steckverbinder nahezu ausgeschlossen. Verbindungsfehler treten auf, wenn die Steckverbinder sich lösen, durch Kabelbruch oder Ähnliches. Die Wahrscheinlichkeit, dass Steckverbinder sich lösen, ist dadurch reduziert, dass alle Steckverbinder im Fluggerät mechanische Sicherungen aufweisen.

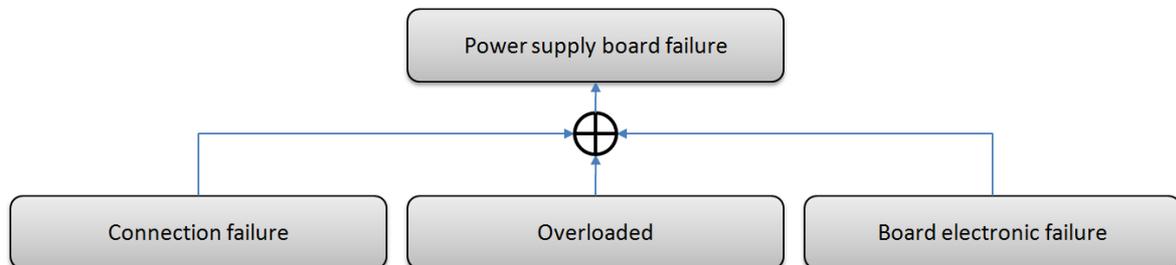


Abbildung 98 Fehlerbaum mit lokalem Top Level Event "Power supply board failure"

Das *Power Supply Board* kann durch Überlast, Verbindungsfehler oder Versagen der Elektronik an sich ausfallen. Das *Board* wird in jedem Hauptstromkreis verwendet und stellt in jedem Stromkreis in seiner aktuellen Nutzung ein *Single Point of Failure* dar. Um dennoch Fehlerwahrscheinlichkeiten zu minimieren, wurden nur wenige und überdimensionierte Bauteile verwendet. Die Schaltung für die jeweiligen Ein- und Ausgänge besteht aus sich wiederholenden, parallelen, identischen Schaltkreisen. Somit besteht eine gewisse Chance, dass bei einem Fehler eines Bauteils die anderen Ein- und Ausgänge nicht betroffen sind. Darin ist jedoch keine echte Redundanz zu sehen, da diese Möglichkeit stark vom Fehlverhalten eines defekten Bauteils abhängt.

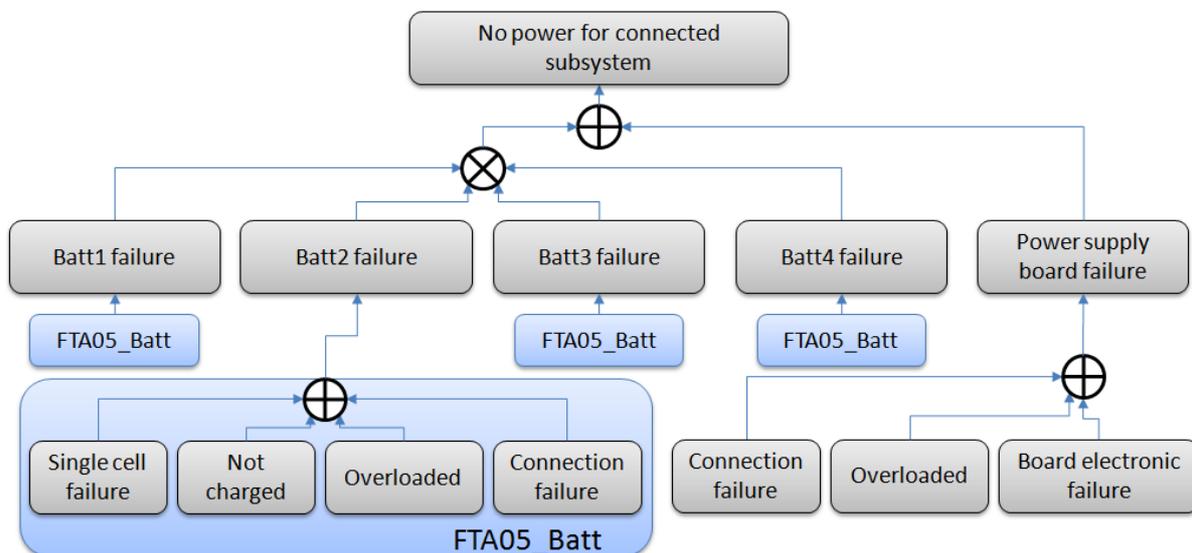


Abbildung 99 Fehlerbaum 12 mit lokalem Top Level Event "No power for connected subsystem"

Abbildung 99 zeigt den Fehlerbaum 12 vollständig. Darin sind die weiter oben beschriebenen Sub-Bäume enthalten. Dieser Fehlerbaum ist für jeweils alle Hauptstromkreise gültig (Triebwerk, Elektronik, Servo I und II, LCU).

Schlussfolgerungen für das Stromversorgungssystem

Das größte Gefahrenpotenzial wird in den Batteriepacks an sich gesehen, weshalb im Systemdesign eine mehrfache Redundanz vorliegt. Jeder der fünf Hauptstromkreise wird von vier unabhängigen Batteriepacks versorgt. Die Stromentnahme aus jedem Pack wird gemessen und auf dem *Monitoring*-System der Bodenstation angezeigt. Treten zu große Unterschiede in den normalerweise gleichmäßig belasteten Batteriepacks auf, so wird eine Meldung auf der Bodenstation generiert. Damit haben die Operatoren die Möglichkeit, auf diesen Fehler zu reagieren. Das *Power Supply Board* stellt einen *Single Point of Failure* in einem Stromkreis dar, weshalb die Tests unter besonders harten Bedingungen ausgeführt wurden. Bei der Entwicklung des *Boards* wurden hohe Reserven berücksichtigt, um auszuschließen, dass ein hoher Lastfall bereits eine kritische Belastung für das *Board* darstellt. In den Tests wurden hinsichtlich der Zeit und der Strombelastungen mindestens zweieinhalbfache Sicherheitsfaktoren geprüft.

Damit das Stromversorgungssystem ursächlich für einen unkontrollierten Absturz verantwortlich ist, müssen mindesten zwei Stromkreise komplett ausfallen (*LCU* und Elektronik oder *LCU* und Aktuatorversorgung). Dies würde dazu führen, dass weder der Hauptrechner noch das redundante *Backup*-System (*LCU*) die Fallschirmöffnung veranlassen kann.

Durch die Aufteilung der Verbraucher in unabhängige Stromkreise und die Versorgung der Stromkreise durch redundante Batteriepacks kann bei Auftreten eines Fehlers das Fluggerät notgestoppt werden. Batteriefehler werden erkannt und eine außerplanmäßige Landung mit anschließendem Systemcheck eingeleitet.

9.8.3.8 Triebwerkssystem

Das Fluggerät wird über zwei Triebwerke vom Typ Jetcat P200 angetrieben. Die Triebwerksinstallation wurde so vorgenommen, dass die Triebwerke eine redundante Steuerung besitzen. Dazu wurde für jedes Triebwerk eine eigene Kontrolleinheit (*Engine Control Unit - ECU*) integriert. Ein Triebwerksfehler hat einen hohen Einfluss auf den verfügbaren Schub. Fällt eines der Triebwerke aus, so ist der verfügbare Aktionsspielraum hinsichtlich der Flugdynamik sehr stark eingegrenzt. In Simulationen konnte ermittelt werden, dass mit der Hälfte des verfügbaren Schubs die Höhe noch gehalten werden kann und Landeanflüge möglich sind. Mit guten Pilotenfähigkeiten sind auch Steigflüge möglich. Durch die Art der Installation der Triebwerke ist eine Ausbreitung von Fehlern eines Triebwerkes auf das andere unterbunden (Kapitel 6.3).

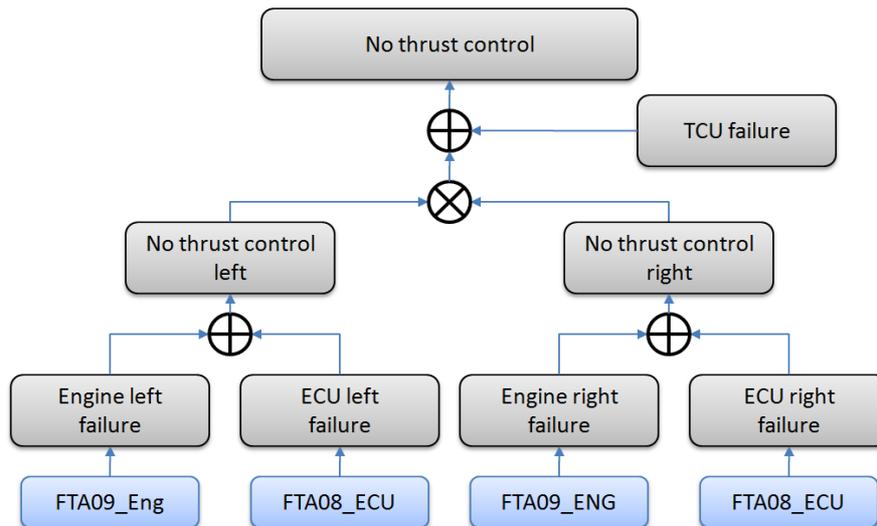


Abbildung 100 Fehlerbaum 13 mit lokalem *Top Level Event* "No thrust control"

Ein Triebwerksausfall muss nicht zwingend zu einer Auslösung des Bergesystems führen, da das Fluggerät mit ausreichender Höhe auch ohne Antrieb noch notgelandet werden kann.

Der Fall, dass der Schub komplett unkontrollierbar wird, kann bei Ausfall beider Triebwerke oder Ausfall der *TCU* auftreten. Die besondere Stellung der *TCU* wurde bereits weiter oben beschrieben und mögliche Maßnahmen zur Behebung sind in 9.8.4.1 erläutert.

Die Varianten für das Auftreten eines Triebwerksfehlers wird in Abbildung 101 gezeigt, gefolgt von der Abbildung des *ECU*-Fehlerbaums:

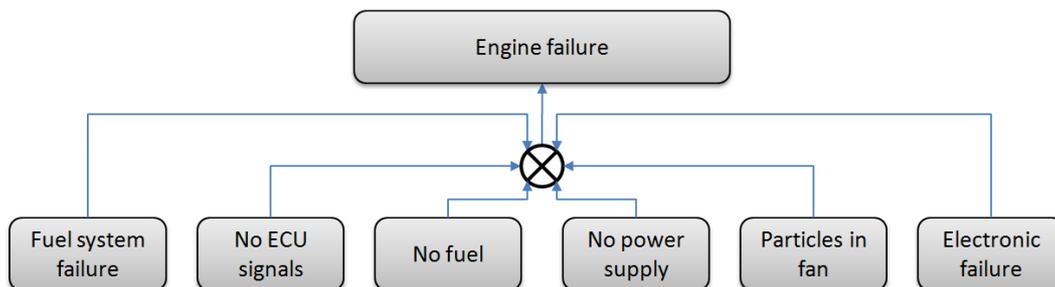


Abbildung 101 Fehlerbaum 09 mit lokalem *Top Level Event* "Engine failure"

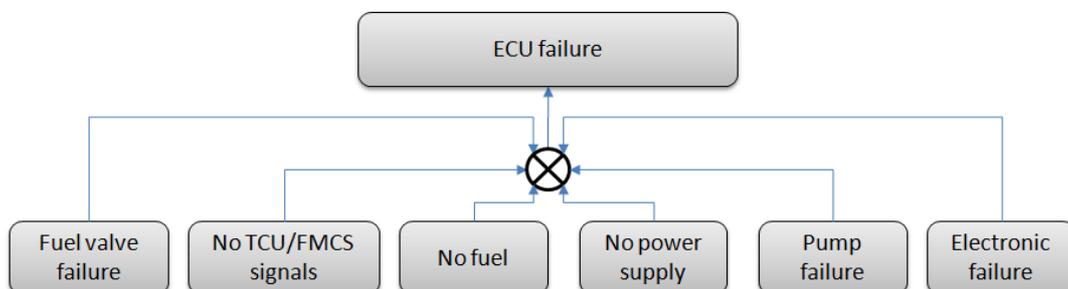


Abbildung 102 Fehlerbaum 08 mit lokalem *Top Level Event* "ECU failure"

Schlussfolgerungen für das Triebwerkssystem

Durch die redundante Integration der Triebwerke kann erreicht werden, dass ein Triebwerksfehler sich nicht auf beide Triebwerke ausbreitet. Mit halbem Schub sind noch Landeversuche möglich. Die Wahrscheinlichkeit, dass beide Triebwerke gleichzeitig

ausfallen ist dadurch minimiert, dass von den Stromanschlüssen über die Kraftstoffversorgung bis hin zur Steuerung redundante und unabhängige Systeme vorliegen. Ein Restrisiko bleibt durch die *TCU* erhalten. Ein Ausfall eines oder beider Triebwerke führt nicht zwingend zu einer Fallschirmlandung, sofern genügend Höhe für einen Gleitflug zur Landebahn zur Verfügung steht. Gegenüber einer einfachen Triebwerksintegration stellt dieses Design ein erhöhtes Sicherheitspotenzial dar, wobei auch hier noch Potenziale für einen weiteren Ausbau bestehen.

9.8.3.9 Bergesystem

Dieses System verfügt über den höchsten Grad an Redundanz in diesem Fluggerät. Redundante Stromversorgung, Signalpfade, Verarbeitungselektroniken und Aktuatoren erhöhen die Verfügbarkeit des Flugabbruchsystems. Als *Single Point of Failure* ist hier das Fallschirmsystem (Pilotschirm und Hauptschirm) selbst zu sehen, das aus Gewichtsgründen nur einfach vorhanden ist. Fehler am Fallschirm selbst sind nur durch sorgfältige Wartung, professionelles Packen und regelmäßige Überprüfung zu minimieren. Einen weiteren *Single Point of Failure* bildet der Verriegelungsbolzen, für den die Servos redundant mechanisch zusammenschaltet sind. Diese Mechanik besteht jedoch aus nur wenigen Komponenten, die so angeordnet sind, dass Verklemmungen oder Ähnliches nahezu ausgeschlossen werden können. Der Schutz gegenüber Materialermüdung, Bruch, Funktionsbeeinträchtigung durch Rost oder Fremdkörper und so weiter ist durch regelmäßige Prüfung sicherzustellen.

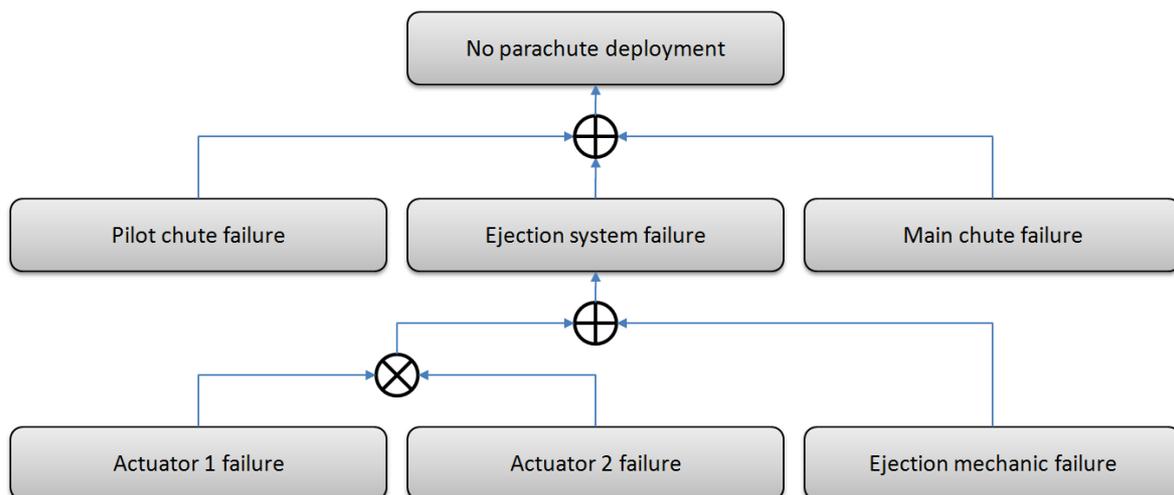


Abbildung 103 Fehlerbaum 15 mit lokalem *Top Level Event* "No parachute deployment"

9.8.3.10 CAN Bus-Fehler

Der CAN Bus-Fehler ist kritischer Natur und daher relativ hoch angesiedelt. Er wirkt sich mit einem starken Einfluss auf das Gesamtsystem aus, da die gesamte Kommunikation darüber abläuft. Ein CAN Bus-Fehler kann durch Auftrennung des Busses oder durch ein Fehlverhalten eines Busteilnehmers entstehen. In beiden Fällen ist im *Worst Case* davon auszugehen, dass keine weitere Kommunikation über den Bus möglich ist. In diesen Fällen muss das Flugabbruchsystem aktiviert werden. Es ist mit einem redundanten Kommunikationspfad über eine serielle Schnittstelle ausgestattet. Um Fehler auf dem CAN Bus zu vermeiden, ist ein speziell spezifiziertes Kabel nach DIN 19245 und EN 50170 eingesetzt, welches einen sehr hohen Grad an Schirmung aufweist. Alle Steckverbinder sind mechanisch gegen unbeabsichtigtes Lösen gesichert.

9.8.3.11 Autopilotenfehler

Der Autopilot ist ein System, welches im Falle eines Fehlers einen kritischen Einfluss auf das Fluggerät haben kann. Tritt ein Fehler in ausreichender Höhe auf, so sind sie durch den Piloten kompensierbar, da er zu jedem Zeitpunkt die volle Kontrolle über das Fluggerät übernehmen kann. Tritt der Fehler in einer geringen Höhe oder in Situationen auf, in denen der Pilot aus anderen Gründen keine Möglichkeit hat einzugreifen, so ist dies als kritisch einzustufen. Prinzipiell kann man beim Autopiloten von drei Fehlerarten ausgehen: Softwarefehler, falsche Sensorwerte oder falsche Nutzereinstellungen. Die Wahrscheinlichkeit des ersten und des dritten Fehlertyps kann durch Checklisten und ausgiebige *Hardware in the Loop*-Simulationen minimiert werden.

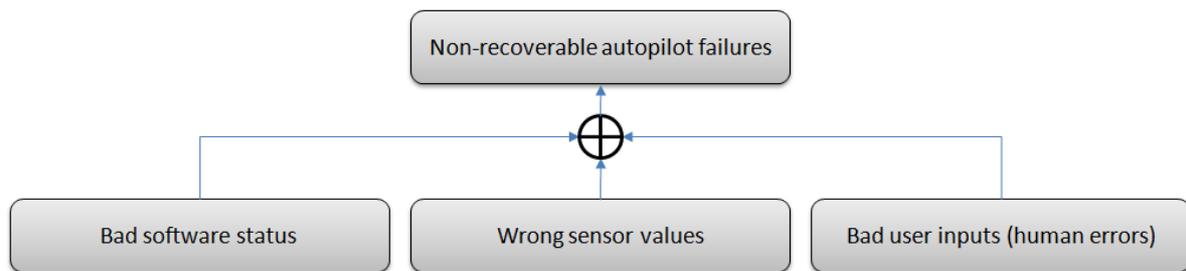


Abbildung 104 Fehlerbaum 18 mit lokalem *Top Level Event* "Non-recoverable autopilot failures"

Falsche Sensorwerte dagegen stellen das größte Potenzial für Fehlverhalten des Autopilotensystems dar. Fehlerhafte Sensorwerte können unterschiedlichste Ursachen haben, von denen typische in der nächsten Abbildung dargestellt sind. Einige davon können eliminiert werden, sofern sie bekannt sind (Driften). Andere können sicher erkannt werden (Signalverluste). Als "kritisch" sind Fehler einzustufen, bei denen ein falsches aber gültiges Signal vorliegt, was somit zu falschem Autopilotenverhalten führt.

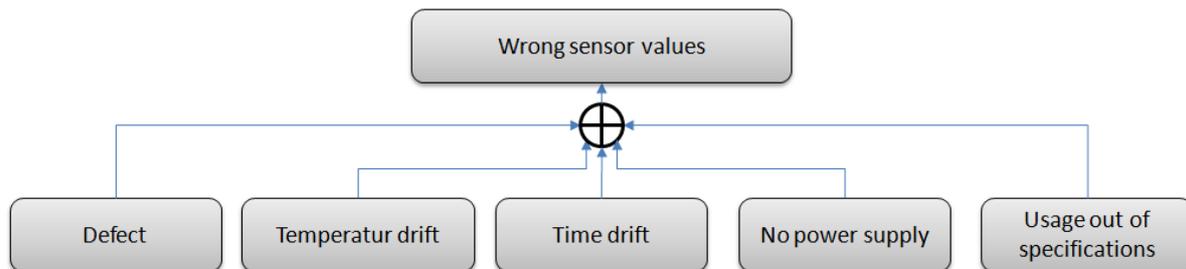


Abbildung 105 Fehlerbaum 17 mit lokalem *Top Level Event* "Wrong sensor values"

Im aktuellen Systemdesign besteht bei einem Autopilotenfehler die einzige Reaktionsmöglichkeit in dessen Abschaltung und manueller Übernahme der Kontrolle durch den Piloten. Für weitere Entwicklungen wären Sensorfusionsalgorithmen zur Evaluierung von Sensoren eine sinnvolle Weiterentwicklung oder die Mehrfachimplementierung der Autopilotensoftware auf redundanter Hardware.

9.8.4 Bewertung des Sicherheitsgewinns und Optimierungsmöglichkeiten

Durch die Analyse konnte gezeigt werden, dass gegenüber einer einfachen Installation der Subsysteme durch die verschiedenen Maßnahmen eine Erhöhung des Sicherheitspotenzials erreicht werden konnte. Durch die redundante Anordnung von Systemen und deren Entkopplung konnte gezielt eine Unterbrechung kritischer Pfade erreicht werden. Dennoch

gibt es einige Systeme, deren Ausfall einen Flugabbruch unabdingbar macht. Durch die Implementierung des Flugabbruchsystems bleibt das Gerät im Rahmen der erforderlichen Spezifikationen, um innerhalb eines Sperrgebietes betrieben werden zu können.

Die Analyse zeigt auch, dass es eine große Anzahl an Fehlertypen gibt, die kompensiert werden können und auf die mit einer außerplanmäßigen Landung reagiert werden kann. Dadurch sind in diesen Fällen größere Schäden am Gerät zu vermeiden. Dazu gehören Aktuatorausfälle, Triebwerksausfälle, Ausfälle von Akkumulatoren, teilweise Ausfälle von Steuermodulen, Sensor- oder Autopilotenfehler. Die Fehlertypen, die sofort einen kritischen Einfluss auf das Fluggerät haben, führen ebenfalls nicht automatisch zum unkontrollierten Absturz mit möglichem Sach- oder Personenschaden. In diesen Fällen kommt das Flugabbruchsystem zum Einsatz, über welches das Fluggerät innerhalb der Sperrzone gestoppt und mit einer definierten Sinkrate am Fallschirm geborgen wird. Dadurch können Beschädigungen vergleichsweise sehr gering gehalten werden.

Die Analyse zeigt vor allem, dass für das *Worst Case*-Szenario mehr als ein Fehler auftreten muss. Es gibt keinen Einzelsystemfehler, der direkt zum unkontrollierten Absturz des Fluggerätes führt. Damit sind die Forderungen für den Betrieb innerhalb von Sperrgebieten erfüllt.

9.8.4.1 Control Surface Modules

In der Analyse werden Fehler von Subsystemen immer als Totalausfälle betrachtet. Eine tiefer gehende Betrachtung erfolgt nicht, was aber im Falle der *CSMs* zu einer sehr kritischen Einschätzung führt. Zweifelsohne stellt ein Totalausfall immer den Ausfall der angeschlossenen Subsysteme dar. Bei der *CSM* lohnt sich jedoch eine Betrachtung verschiedener Fehlertypen, da durch spezielle Maßnahmen dafür gesorgt wurde, dass einige Fehler zu weniger kritischen Zuständen führen als zum Totalausfall.

Das *Board* verfügt über zwei getrennte Stromkreise - für die Aktuatorversorgung und für den Logikteil. Dies ist in erster Linie zur Entstörung gedacht, beeinflusst allerdings auch das Fehlerverhalten. Fällt einer der beiden Stromkreise aus, hat das unterschiedliche Konsequenzen. Bei Wegfall des Logikstroms können keine Subsysteme mehr gesteuert werden. Aktuatoren haben jedoch weiterhin eine Stromversorgung. Aufgrund des fehlenden Steuersignals nehmen die programmierbaren Aktuatoren ihre *Failsafe*-Position ein, die im Normalfall der nicht ausgeschlagenen Steuerflächenposition entspricht. Passiert ein derartiger Vorfall im Bereich der *WCUs*, so kann das vom Piloten leicht kompensiert werden. Fällt der Aktuatorenstromkreis aus, so werden die Steuerflächen "weich". Die Aktuatoren haben keinen Strom und können somit ihre Position nicht halten. Das führt dazu, dass sie sich nach dem - den Strömungsbedingungen entsprechend - geringsten Widerstand ausrichten. Da dafür der Getriebewiderstand überwunden werden muss, entspricht dieser Fall nicht einer komplett frei beweglichen Steuerfläche. Bei hohen Pilotenfähigkeiten ist die Chance zur Kompensation durchaus gegeben, da der verbleibende Flügel noch über seine Steuerbarkeit verfügt.

Die Signale für die Steuerung der Aktuatoren werden über drei Prozessoren umgesetzt, die je vier von zwölf Ausgänge steuern. Im Falle des Versagens von einem dieser Prozessoren sind demnach nur vier Ausgänge betroffen. Sollten beim Aktuator keine Signale ankommen, nimmt dieser die *Failsafe*-Position ein, was, da sie in Neutrallage programmiert ist, durchaus kompensierbar ist.

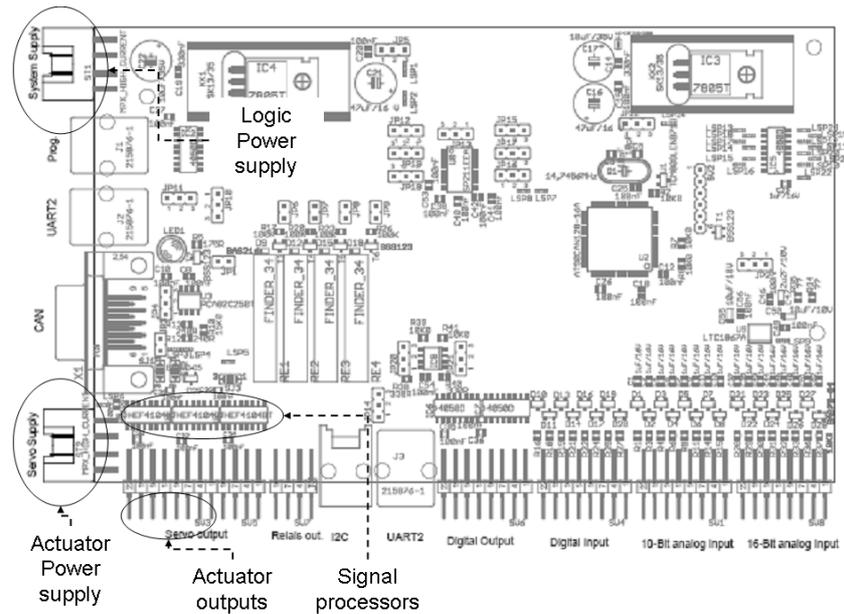


Abbildung 106 CSM-Board detailliert (Quelle: Ingenieurbüro SFL-GmbH; modifiziert)

Da die CSMs und insbesondere die TCU bei Ausfall einen relativ hohen Einfluss haben, wäre eine Systemoptimierung in diesem Bereich in folgender Form möglich:

Jedes Strukturmodul erhält nicht ein, sondern zwei CSMs, wobei die angeschlossenen Funktionen einfach auf die CSMs verteilt werden. Wenn im Strukturmodul mehrere redundante Aktuatoren oder Funktionen vorliegen, so wird die Hälfte davon von einer CSM betrieben und die andere von der zweiten. Fällt dann eine CSM aus, so bleibt eine Reststeuerbarkeit übrig, die höher ist als zum derzeitigen Zeitpunkt. Vor allem im Falle der Hecksektion wirkt sich diese Verbesserung entscheidend aus. Im Falle einer Dopplung der Steuerungsmodule wird zum Beispiel jede zweite Steuerfläche von der redundanten CSM übernommen. Im Heckbereich bedeutet dies, dass auf jeder Seite des Höhenruders je eine Steuerfläche von je einer Kontrolleinheit gesteuert wird (Ruder äquivalent). Die Implementierung von vier CSMs bringt gleiche Redundanz wie im Flügelbereich.

Eine Verdrahtung über die Strukturgrenzen hinaus würde eine noch höhere Redundanz erzeugen, sofern insgesamt genügend CSMs im System verbaut sind, um ohne zusätzliche Hardware bereits diesen Zustand zu erreichen. Allerdings würde dann die Modularität verloren gehen sowie der Kabelbaum in der Komplexität steigen und sich die Anzahl der Steckverbindungen in den Strukturmodulschnittstellen erhöhen.

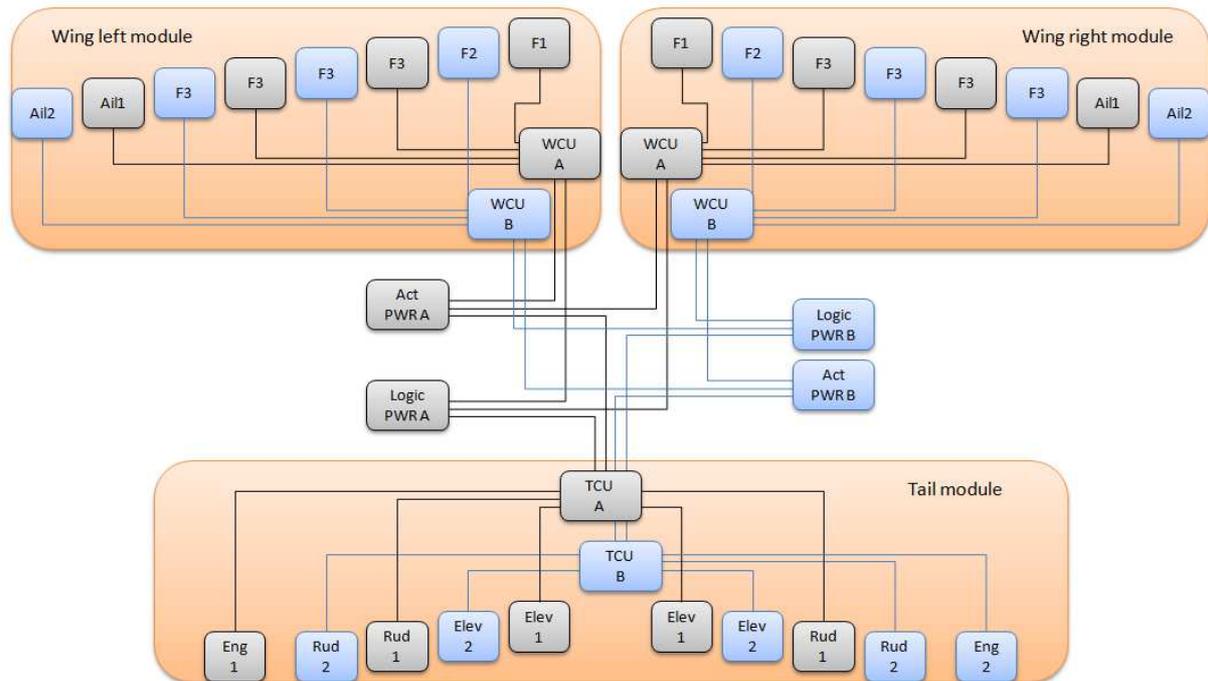


Abbildung 107 Optimiertes Systemdesign mit erhöhter Redundanz

Abbildung 107 zeigt den optimierten Systemaufbau. In jedem Modul sind zwei anstelle einer CSM verbaut. Dabei werden die zu steuernden Aktuatoren und Sensoren einfach gleichmäßig auf beide Module verteilt. Tritt ein Fehler in einer Steuerungseinheit auf, so bleiben mindestens 50% der Steuerflächen im entsprechenden Modul erhalten, die zur Kompensation des Fehlers genutzt werden können. In der Abbildung ist zusätzlich eine alternative Verdrahtung von Aktuator- und Elektronikstromversorgung dargestellt. Im aktuellen Systemausbauzustand befinden sich bereits zwei Aktuatorstromkreise. Bei Vorhandensein einer doppelten Ausführung der Steuerungsmodule müssten die zwei Aktuatorstromkreise entsprechend der Abbildung verkabelt werden. Dadurch fällt bei Stromausfall in einem Hauptstromkreis nur die Hälfte der Aktuatoren aus, die aber symmetrisch auf dem Fluggerät verteilt sind. Dadurch entstehen keine unsymmetrischen Steuerwirkungen. Für eine konsequente Umsetzung dieser Alternative müsste auch der Logikstromkreis aufgesplittet werden, wobei hier ein zusätzlicher Stromkreis gelegt werden muss, da in der aktuellen Ausbaustufe nur ein Logikstromkreis vorhanden ist. Dieser Vorschlag könnte mit geringem Mehraufwand bezüglich zusätzlicher Komponenten und Gewicht umgesetzt werden, wobei der Aufwand für die zusätzlichen Verkabelungen sehr hoch sind. Die Dopplung der Steuerungsmodule wäre im Bereich des Hecks ohne größere Probleme umzusetzen. Im Flügel wäre ein neues Layout der Platinen notwendig, da für ein weiteres Steuerungsmodul gegenwärtig kein Platz verfügbar ist.

9.8.4.2 Pilotenbypass

Eine weitere Option zur Optimierung stellt die Implementierung eines Pilotensignal-Bypasses dar. Jede CSM ist in der Lage PWM-Signale einzulesen. Wird die Verkabelung derart verändert, dass jede CSM zusätzlich über V-Kabel an die relevanten Kanäle des Empfängers angeschlossen ist, so steht eine alternative Steuerungsmöglichkeit zur Verfügung. Zusätzlich würde ein Schaltkanal eingerichtet werden, über den der Pilot das System auf Handbetrieb umstellen kann. Für die Hecksektion sähe der Aufbau wie folgt aus:

Neben dem CAN Bus-Anschluss bekommen die *TCUs* zusätzlich die RC-Signale für Schub, Höhenruder, Seitenruder und den Schaltkanal. Legt der Pilot den Schalter auf manuelle Steuerung um, so ignoriert die *TCU* die Signale des CAN Busses und liest direkt die Pilotensignale (PWM) ein. Diese werden über eine interne Aktuatorkalibriertabelle auf die Aktuatoren verteilt. Alle technischen Voraussetzungen für diese Veränderungen sind bereits implementiert. Es muss lediglich die Verkabelung und die Software angepasst werden. Bei allen anderen CSMs wird die Optimierung analog durchgeführt.

9.8.4.3 Paralleler CAN Bus

Für das CAN Bus-System existieren ebenfalls bereits implementierte Voraussetzungen für eine Systemverbesserung. Um die fatale Wirkung eines CAN Bus-Fehlers zu entschärfen, können zwei parallele CAN Busse integriert werden. Der Hauptrechner verfügt dazu bereits über die notwendigen Schnittstellen. Wird diese Maßnahme mit der Dopplung der *CSM*-Platinen (9.8.4.1) kombiniert, so können zwei parallele Systemzweige aufgebaut werden, indem die in Abbildung 107 mit A und B unterschiedenen Systemteile mit einem eignen CAN Bus-Strang ausgerüstet werden. Würden dann Fehler im CAN Bus-System entstehen, so betrifft dies nur 50% der Systemgruppen und folglich auch nur 50% der Steuerflächen. Die Wahrscheinlichkeit, dass ein kompensierbarer Zustand im Fehlerfall anliegt, ist damit deutlich gegenüber "keiner Steuerungsmöglichkeit" angestiegen. Mit dieser Optimierung sind nicht alle Fehlerfälle abgedeckt, allerdings stellt es einen Mehrwert gegenüber der aktuellen Lösung dar.

10 Fazit

Ziel dieser Arbeit war es, eine universelle und multidisziplinär einsetzbare, frei fliegende Messplattform zu entwickeln. Das Potenzial einer derartigen Plattform wird in der Möglichkeit zur Untersuchung genereller Fragestellungen bei der Verwendung dynamisch skalierten Modelle zur Analyse von zukünftigen Flugzeugkonzepten gesehen. Das Fluggerätedesign ist nicht an ein designiertes Problem adressiert, sondern soll Analysen der Methodik an sich ermöglichen. Dafür ist es notwendig, dass zum einen die Messplattform in unterschiedlichen Disziplinen zu wissenschaftlichen Messungen genutzt werden kann und sie zum anderen an die jeweilige Mission angepasst werden kann.

Aus diesen komplexen Randbedingungen wurde ein Konzept entwickelt, welches derartige interdisziplinäre Nutzungspotenziale zulässt. Mittels eines durchgängig modularen Aufbaus ist die Plattform anpassungsfähig, wodurch die Einsatzbereiche erweitert wurden. Die Plattform ist somit als Werkzeug in unterschiedlichen wissenschaftlichen Disziplinen verwendbar. Erreicht wird das durch die Unterteilung des Fluggerätes in einzelne Segmente, die durch entsprechende Instrumentierung autarke, in sich geschlossene Einheiten darstellen. Diese Strukturmodule können durch alternative Module ausgetauscht werden, wodurch sowohl das geometrische Äußere des Fluggerätes gewandelt werden kann aber auch Veränderungen an der Instrumentierung, Ausrüstung, Aktuatorik oder Steuerungstechnik vorgenommen werden können. In jedem Strukturmodul sind Elektronikkomponenten zu dessen vollständiger Steuerung integriert. Die Steuerungseinheiten übernehmen die Kontrolle der Aktuatoren, das Auslesen von Sensoren sowie die Kommunikation mit dem Hauptrechner. Über die Kommunikationsleitungen können aufgrund der dezentralen Steuerungsarchitektur generische Informationen übertragen werden, die erst im Zielmodul in spezifische, für den Aktuator oder Sensor passende Datenformate oder Werte transformiert werden. Dank dieser Technik kann ein Modul leicht gegen ein anderes gewechselt werden. Auf den satellitenartig im Fluggerät verteilten Steuerungseinheiten können auf einem integrierten Prozessor auch komplexe Routinen abgearbeitet werden, welche zum Beispiel für Fahrwerkssequenzen, Triebwerkssteuerung oder für Sicherheits- und Überwachungsprozeduren eingesetzt werden.

Durch die modulare Systemarchitektur konnte der Anforderung der multidisziplinären Einsatzfähigkeit der Messplattform Rechnung getragen werden, was noch durch eine weitere Systemeigenschaft unterstützt wird. Da zum Zwecke von Validierungsmessungen häufig Vergleichsmessungen zwischen bekannten und neuen Konfigurationen stattfinden, um deren Mehrwert zu bestimmen, sollte ein Umrüsten in kurzer Zeit möglich sein. Je weniger Zeit benötigt wird, um das Fluggerät auf eine alternative Konfiguration umzustellen, desto geringer sind eventuelle Einflüsse durch sich ändernde äußere Bedingungen wie Luftdruck, Luftfeuchte, Temperatur oder Windverhältnisse. Da atmosphärische Randbedingungen leicht zu Beeinträchtigungen der Messergebnisse führen und bei zeitlich versetzten Messungen eine praktisch unkalkulierbare Unbekannte darstellen, kann durch eng aufeinander folgende Vergleichsmessungen einfach und äußerst effektiv auf dieses Problem reagiert werden. Die durch das Schnittstellenkonzept erreichten, kurzen Umrüstzeiten im Minutenbereich stellen einen wesentlichen Vorteil dieser Testplattform dar und ermöglichen die Umsetzung neuartiger Testszenarien gegenüber vergleichbaren Entwicklungen.

Im Rahmen der Systemauslegung wurde auch das Stabilisierungs- und Navigationssystem in Form eines Autopiloten entwickelt. Dabei wurde wie im Bereich der Hardware ebenfalls auf Modularität, Variabilität und einfaches Handling geachtet. Der Autopilot wird in Form eines Simulink-Moduls erstellt und in die *Onboard*-Software integriert. Die Entwicklung und Tests werden dadurch vereinfacht. Es ist ebenfalls möglich, den modular aufgebauten Autopiloten an wechselnde missionspezifische Randbedingungen oder Anforderungen anzupassen. Die

Navigationslösung wurde speziell für den Einsatz auf mikroprozessorbasierten Systemen optimiert, was durch einen speziellen Algorithmus erreicht wird. Dieser zeichnet sich insbesondere dadurch aus, dass er für Mikroprozessoren ungeeignete Operationen vermeidet. Zusätzlich bietet der Algorithmus eine einfache Bedienbarkeit und hohe Regelqualität. Der Algorithmus liefert automatisch Lösungen zur Behandlung komplexer Navigationsaufgaben. In einer weiteren Ausbaustufe wurde der Autopilot adaptiv ausgebaut. Damit wird der Arbeitsbereich des Autopiloten erweitert, da er auf aktuelle Systemzustände reagiert und die Reglerparameter und Architektur anpasst. Durch Simulationen und Flugversuche ist der Autopilot validiert worden. Die Systemarchitektur bietet die Option, Fluggerät-Umrüstvorgänge ohne Softwareanpassungen durchzuführen, das heißt, der Autopilot wird automatisch an die aktuellen Systemkonfiguration angepasst.

Im Bereich der Subsysteme gibt es zahlreiche Lösungsansätze, die insbesondere der Erhöhung der Systemverfügbarkeit dienen. Durch ein spezielles Steuerflächenkonzept mittels segmentierter Steuerflächen und unabhängiger Ansteuerungen ist die Wirkung von Systemfehlern in diesem Bereich reduziert. Die Stromversorgung des Fluggerätes ist in mehrere Hauptstromkreise untergliedert, um eine redundante Versorgung verschiedener, wichtiger Systemgruppen zu erreichen. Das Tanksystem zeichnet sich durch zwei Besonderheiten aus. Zum einen werden die Triebwerke redundant mit Kraftstoff versorgt, zum anderen ist es durch eine aktive Entlüftungseinrichtung für hohe g -Belastungen optimiert worden. Durch ein spezielles Hoppertanksystem kann damit erreicht werden, dass die Triebwerke zuverlässig mit Kraftstoff selbst dann versorgt werden, wenn undefinierte Beschleunigungskräfte vorliegen. Gerade in Momenten der Schwerelosigkeit (Parabelflug oder *Dive*-Manöver) sind herkömmliche Systeme anfällig für Luftförderung, die mit diesem Tanksystem vermieden wird. Auch eine Optimierung des *Groundhandlings* wurde durch entsprechende Sicherheitseinrichtungen vorgenommen. Dabei wird die Wahrscheinlichkeit von Bedienfehlern reduziert, indem das System eindeutig zwischen Bodenbetrieb (Wartung und Inbetriebnahme) und Flugbetrieb unterscheidet.

Letztlich ist das Fluggerät mit einem Flugabbruchsystem ausgestattet, welches es erlaubt, im Falle von Störungen das Flugzeug zu stoppen und am Fallschirm zu bergen. Die Steuerungseinheiten, Stromversorgung, Kommunikation und Aktuatorik für das Flugabbruchsystem sind komplett redundant aufgebaut. Damit ist sichergestellt, dass selbst bei Fehlern in unterlagerten Systemen eine Auslösung des Flugabbruchsystems möglich ist, was eine wichtige Voraussetzung zum Betrieb der Messplattform darstellt.

Die Ausbreitung und Wirkung von möglichen Systemfehlern wurde in einer Sicherheitsanalyse untersucht. Die verbliebenen *Single Points of Failure* wurden analysiert und Potenziale für weitere Systementwicklungen erarbeitet. Sie werden im folgenden Ausblick dargestellt.

Mit diesem Systemdesign wurde ein Fluggerät geschaffen, welches eine Variabilität besitzt, die in vergleichbaren Versuchsträgern noch nicht aufzufinden ist. Durch das modulare Konzept können unterschiedlichste Flugzeugkonfigurationen erprobt und verglichen werden. Qualitative Tests zur Generierung der von der Flugzeugindustrie und Forschung benötigten Datenbasis könnten mit diesem Gerät erstellt werden. Die durch Flugversuche gewonnenen Daten können zur Erstellung und Optimierung von Simulationen und insbesondere deren Erweiterung in Bereiche unkonventioneller Konfigurationen genutzt werden.

11 Ausblick

Abschließend sollen einige weiterführende Aspekte dargelegt werden, die sich sowohl auf das Fluggerätesystem selbst als auch auf die Nutzungspotenziale der Plattform beziehen.

Die Plattform ist für den multidisziplinären Einsatz entwickelt worden und zu dessen Demonstration hinsichtlich der Ausstattung für einige Bereiche optimiert. Darunter zählen Flugdynamik, Lärmmessungen und Untersuchung von Ausleitverfahren kritischer Flugzustände. Weiterführende Anwendungsgebiete stellen die Untersuchung neuer Flugzeugkonfigurationen wie vorwärts gepfeilte Tragflächen, Mehrflächenkonzepte oder sogenannte *Clean Wing*-Konfigurationen dar, um nur einige zu nennen. Die Plattform kann ebenso für die generische Untersuchung von neuen Antriebskonzepten genutzt werden, wie zum Beispiel integrierte Triebwerkskonzepte oder *Open Rotor*-Antriebe. Dabei kann das Antriebskonzept sowohl hinsichtlich seiner Integrationsvarianten als auch bezüglich der Systemdynamiken, Lärmemission oder Abschattungsoptionen, Interaktionen mit dem Fluggerät bis hin zur Effizienz und Performanceuntersuchungen im Flugversuch analysiert werden. Die Plattform kann weiterhin zur Analyse der Methode selbst herangezogen werden, um Fragestellungen bezüglich des prinzipiellen Ablaufes derartiger Messkampagnen, zu Personal- und Finanzaufwendungen sowie zur grundsätzlichen Verwertbarkeit von im Freiflugversuch gewonnenen Daten im weiteren Entwurfsprozess von Fluggeräten zu klären.

Während des Entwicklungsprozesses wurden Einzelkomponenten, Systemgruppen und das Gesamtsystem unterschiedlichsten Tests und Validierungsversuchen unterzogen. Diese sind in Anhang A beschrieben. Zusätzlich wurde die in Kapitel 9 dargestellte Sicherheitsanalyse durchgeführt, bei der die angewandten Maßnahmen zur Erhöhung der Systemsicherheit und der Verfügbarkeit untersucht und qualitativ bewertet wurden. Daraus geht hervor, dass das System einerseits den Anforderungen gerecht wird, andererseits jedoch Potenziale zu dessen weiteren Optimierung beinhaltet. Das bezieht sich insbesondere auf Fehlerfälle, die derzeit mit der Aktivierung des Rettungssystems abgefangen werden, die jedoch mit einigen systemoptimierenden Maßnahmen über alternative Wege kompensiert werden können. Mit jedem Fehlerfall, auf den anstelle mittels Bergesystem mit einer manuellen Notlandung reagiert werden kann, wird das Gefährdungspotenzial weiter gesenkt und die Verfügbarkeit der Messplattform erhöht. In einigen Fällen wurden entsprechende vorbereitende Maßnahmen bereits implementiert. So wurden bereits Vorbereitungen für einen redundanten Can Bus getroffen, wodurch die *Single Point of Failure*-Charakteristik des CAN Busses behoben werden kann. Diese Maßnahme muss durch die bereits erwähnte Dopplung von Steuerungsmodulen in den Struktursegmenten des Fluggerätes ergänzt werden. Die zweifache Auslegung der Steuerungsmodule würde mit der Verteilung der Aktuatoren des jeweiligen Strukturmoduls auf zwei unabhängige *CSMs* einhergehen, was bei deren Ausfall nicht wie derzeit zu einem Kontrollverlust im gesamten Modul führen würde, sondern nur zu einer eingeschränkten Funktionalität, die durch die verbleibenden Steuerflächen oder Antriebssysteme auszugleichen ist.

Neben den oben genannten Maßnahmen stellt die Implementierung eines zusätzlichen Pilotensignalbypasses eine weitere leicht umzusetzende und sehr effektive Maßnahme mit erheblichem Sicherheitsgewinn dar. Im derzeitigen Systemdesign stellt die Simplexlösung des Flugcomputers eine *Single Point of Failure*-Lösung dar. Dieses durch Duplex- oder Triplexsysteme zu beheben, ist eine komplexe Aufgabe, die unter Umständen für ein derartiges, unbemanntes, in abgegrenzten Lufträumen operierendes System nicht angemessen ist. Es ist aber aufgrund der reichen Ausstattung der *CSM*-Einheiten möglich, diese zusätzlich mit den Signalen des Piloten-*Uplinks* zu versorgen. Der Pilot wäre dann über einen separaten Kanal in der Lage zu entscheiden, ob das System im normalen Operationsmodus verbleibt

oder in einen Notbetrieb umgeschaltet wird. Im Notbetrieb würden alle *CSMs* nur die puren, unverarbeiteten Pilotensignale des Piloten-*Uplinks* verwenden. Sie würden dann auf integrierte, lokale Aktuatorenmischer zurückgreifen, um die Pilotenkommandos auf die zahlreichen Steuerflächen umzusetzen. Sowohl das Einlesen von PWM-Signalen als auch die Möglichkeit, komplexe Funktionen auf den *CSMs* abzuarbeiten, sind bereits implementiert. Für die Umsetzung dieser Möglichkeit wäre lediglich eine zusätzliche Verkabelung nötig. Damit wäre der Pilot im Falle eines Totalausfalls des Flugcomputers in der Lage, auf eine Art Handbetrieb umzustellen und das Fluggerät sicher zu landen. In den Testdrohnen, mit denen das Avioniksystem erprobt wurde, ist ein derartiger Bypass bereits erfolgreich integriert und getestet worden.

Neben den sicherheitsrelevanten Verbesserungsmöglichkeiten besteht noch eine Reihe von Optimierungsansätzen zur Vereinfachung der Handhabung des Fluggerätes. Da die derzeitige Umsetzung in vielen Fällen Laborlösungen entspricht, sind für einige Aufgaben unbequeme Prozeduren erforderlich. Davon betroffen sind zum Beispiel der Kalibrierungsprozess, die *HIL*-Simulation oder die Flugvorbereitung. Insbesondere sind viele verschiedene Tools erforderlich, um derartige Aufgaben durchzuführen. An dieser Stelle wäre eine Softwarelösung anzustreben, die den Benutzer bei den Vorgängen unterstützt und im Hintergrund automatisch - je nach Aufgabe - Kalibriertabellen erstellt, das Aufspielen neuer Software unterstützt, eine interaktive Schnittstelle für die Flug- und Missionsplanung anbietet und die Verwaltung des internen Datenspeichers erleichtert. Im Falle von *HIL*-Simulationen könnte der Nutzer vom Aufbau über Einzelsystemtests bis hin zu Gesamtsystemtests unterstützt werden, indem die bestehenden Testtools vereinigt werden, Aufbauanweisungen je nach geforderter Testprozedur gegeben werden und Test-, Vorbereitungs- und Prüfprozeduren automatisch ablaufen. Dementsprechend enthält die Softwarelösung auch die benötigten Schnittstellen zur Anbindung der Simulation mit dem flugmechanischen Modell an den *Iron Bird* oder die Originalhardware. Letztlich könnte die Software auch sicherheitsrelevante Prozesse überwachen sowie Plausibilitätsprüfungen aller Nutzereingaben durchführen.

Die generische Messplattform stellt ein sehr wandlungsfähiges Tool dar. Sie stellt aber in besonderem Maße Ansprüche an den Nutzer, da das Flugsystem - aufgrund seines Einsatzzwecks - ständigen Änderungen unterliegt, die entwickelt, implementiert, getestet und validiert werden müssen. Die Funktionalität der Plattform konnte bereits mit dieser Ausbaustufe gezeigt werden. Wird das Fluggerät in der Zukunft mit einer leistungsfähigen Peripherie umgeben, kann sich aus diesem Prototypen ein leistungsfähiges Analysetool zur Untersuchung zukünftiger Flugzeugkonfigurationen der Luftfahrt entwickeln.

Anhang - A Test und Validierung

A - 1 Einleitung

In den folgenden Kapiteln werden verschiedene Tests von Subsystemen und des Gesamtsystems beschrieben. Diese Tests dienen zum einen zur Analyse und Verifikation der Komponenten an sich und teilweise zur Überprüfung der Herstellerangaben, sowie zur Validierung von Subsystemaufbauten. Gesamtsystemtests wurden im Rahmen der Möglichkeiten durchgeführt, um einen Nachweis für die Funktionsfähigkeit des Systemaufbaus zu führen.

Zum Einsatz kamen im Bereich der Subsystemtests Windkanalversuche, Flugversuche, Teststände für Langzeit- und Belastungstests, sowie der *Iron Bird*-Aufbau. Die Gesamtsystemtests wurden hauptsächlich auf dem *Iron Bird*, der originalen, vollständig integrierten Freiflug-Messplattform durchgeführt sowie unter Zuhilfenahme von fliegenden Versuchsträgern zur Durchführung von Flugtests unter Realbedingungen. Das Gesamtsystem wurde im Windkanal, in *Hardware in the Loop*-Simulationen und in Flugversuchen validiert.

Die hier beschriebenen Testaufbauten und Testergebnisse dienen als ergänzende Information zum Hauptdokument. Die Kapitel stellen eine lose Folge der Beschreibungen der Versuche dar und sind jeweils in Verbindung mit den Ausführungen im Hauptdokument zu betrachten, worin sich die Systembeschreibungen befinden.

A - 2 Triebwerkssystem

Die unbemannte Messplattform wird von zwei Mikrogasturbinen angetrieben. Sie befinden sich im Heck des Fluggerätes und somit im *Tail*-Modul. Die Systembeschreibung des Triebwerks- und Tanksystems ist in 6.3 zu finden. In den folgenden Abschnitten werden die Tests dieses Systems beschrieben. Es wurden sowohl die Tauglichkeit der Zuleitungen und Steckverbinder als auch Be- und Enttankungsversuche durchgeführt. Zur Systemvalidierung wurden Volllastsimulationen des Tanksystems und Schub- sowie Verbrauchsmessungen durchgeführt.

A - 2.1 Leitungssystemtest

A - 2.1.1 Testaufbau

Das Tanksystem beinhaltet eine Vielzahl von Treibstoffleitungen und Leitungsverbindern. Zudem ist die Leitungslänge, die aufgrund der Größe dieses Fluggerätes verlegt werden muss, relativ groß. Es wurden Tests durchgeführt, um aufzuzeigen, dass die gewählte Konfiguration im Sinne der Leitungsdurchmesser und erzeugten Leitungswiderstände ausreichend dimensioniert ist.

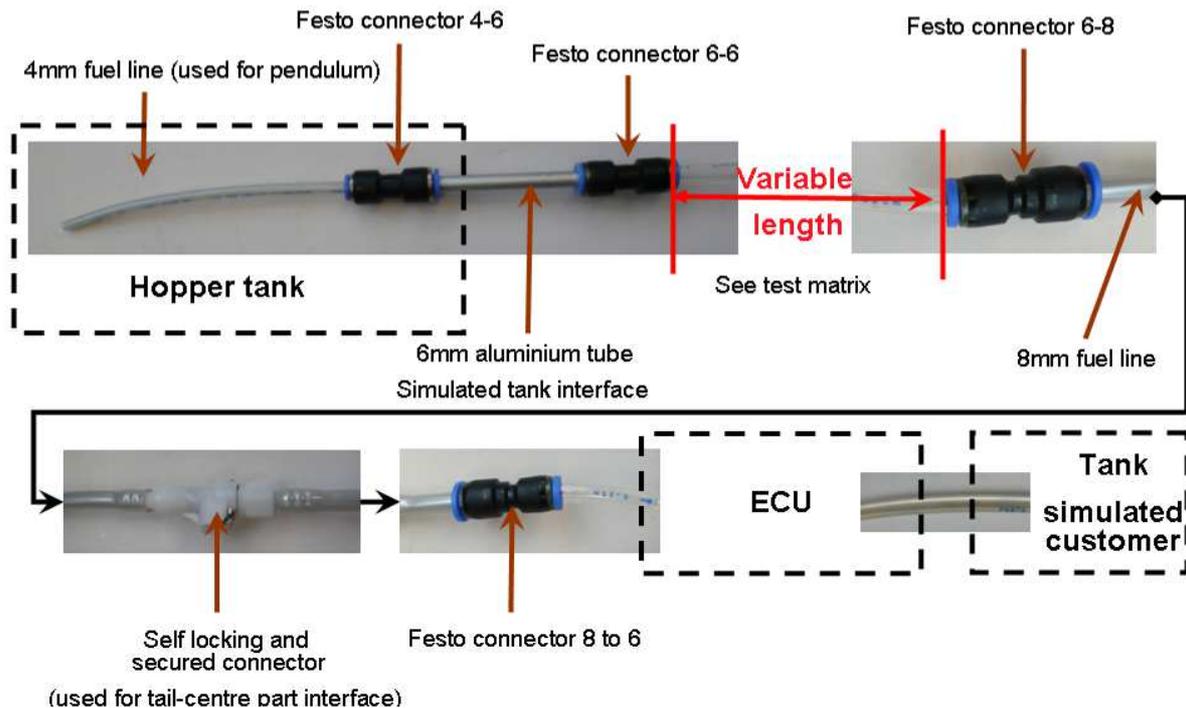


Abbildung 108 Testaufbau Treibstoffleitungsvalidierung

Abbildung 108 zeigt den Testaufbau für den Treibstoffleitungstest. Oben links ist ein 4 mm Anschlussstück dargestellt, das den Widerstand des Pendels simulieren soll. Danach folgt ein simulierter Tankanschluss in Form einer Aluminiumhülse. Der folgende Teil des Testaufbaus ist die variable Leitungslänge. Hier wurden verschiedene Längen und Durchmesser eingesetzt, um deren Einfluss auf die Fördermenge zu überprüfen. Dieser Leitungsabschnitt stellt den Verbindungsteil zwischen Tank und Triebwerk dar, der gleichzeitig den längsten Abschnitt im Treibstoffleitungssystem bildet. In der unteren Ebene der Abbildung ist die selbstverschließende *Inline*-Schlauchverbindung dargestellt, welche im Bereich der Schnittstelle zwischen Rumpf und Heckpartie des Flugzeugs eingesetzt wird. Danach folgen die Anschlüsse für die *ECU*, die bei diesem Test mit eingesetzt wurde und den Verbraucher simulierte. Der geförderte Treibstoff wurde dann in einen Kanister geleitet.

Der Sinn dieses Tests besteht darin, einen Aufbau zu generieren, der sowohl in der Länge der Leitungen als auch in Anzahl und Typen der Steckverbinder möglichst dem finalen Design entspricht. Zusätzlich wurde eine Schlauchsektion zu Vergleichszwecken mit kürzeren Längen betrieben, um Referenzmessungen durchführen zu können. Diese Sektion wurde zudem auch mit Schläuchen anderer Durchmesser getestet, um auch diese Einflüsse zu überprüfen.

A - 2.1.2 Testmatrix

Test	Leitungsdurchmesser	Leitungslänge	Spannungsversorgung der Pumpe
Test 1 A B C	4 mm	400 mm	1 V 2 V 3 V
Test 2 A B C	4 mm	4000 mm	1 V 2 V 3 V
Test 3 A B C	6 mm	400 mm	1 V 2 V 3 V
Test 4 A	6 mm	4000 mm	3 V

Tabelle 19 Testmatrix Leitungssystemtest

Die Stromaufnahme der Pumpe wurde erfasst und in einem Datenlog gespeichert. Die geförderte Treibstoffmenge wurde fest definiert und die benötigte Zeit zum Fördern dieser Menge gemessen. Die Tests wurden mehrfach durchgeführt, um Messfehler bei der Zeitmessung zu mitteln. Es konnte somit die Fördermenge pro Zeiteinheit bestimmt werden. Zusätzlich ist es möglich, den Einfluss der Pumpgeschwindigkeit auf das System zu prüfen.

A - 2.1.3 Testergebnisse

Im Folgenden werden die Testergebnisse dargestellt. Es hat sich gezeigt, dass die Leitungslänge, die zwischen 400 mm und 4000 mm und somit um Faktor 10 variiert wurde, keinen messbaren Effekt auf die Pumpleistung hat. Die geförderte Menge pro Zeit wird dadurch nicht beeinflusst. Das wurde mit den Ergebnissen von Test 3C und 4A nachgewiesen. Für die unbemannte Messplattform bedeutet dies, dass die langen Treibstoffleitungen aufgrund der Größe des Fluggerätes keinen negativen Effekt verursachen.

Tests	Zeit [m:ss.ss]	Stromaufnahme der Pumpe [A]	Systemspannung [V]	Pumpenspannung [V]	Leistung [W]	Kommentar	Beurteilung
1A B C	2:45.66 1:24.66 0:59.72	0,73 1,26 2	7,79 7,65 7,21	1 2 3	6 10 15	Keine Luft Keine Luft Keine Luft	Ok OK OK
2A B C	3:00.23 1:44.00 1:27.88	0,77 1,26 1,8	7,7 7,2 7,11	1 2 3	6 9 13	Keine Luft Blasen Sehr viele Blasen	OK Nicht OK Nicht OK
3A B C	2:44.84 1:25.00 1:02.56	0,72 1,22 2	7,5 7,3 7,15	1 2 3	6 9 14	Keine Luft Keine Luft Einige Blasen	OK OK OK
4A	1:00.59	2,1	6,5	3	14	Keine Luft	OK

Tabelle 20 Testergebnisse Leitungssystemtest

Während des Tests wurde eine weitere wichtige Erkenntnis gewonnen. Mit steigendem Druckunterschied in der Treibstoffleitung bedingt durch Leitungslänge, Durchmesser und Anzahl der Schlauchverbinder konnten Blasen im System beobachtet werden.



Abbildung 109 Kavitationsblasen im Pumpmedium

Anfänglich wurde die Ursache für diese Blasen in Undichtigkeiten im System vermutet, was sich jedoch im weiteren Testverlauf als falsch herausstellte. Durch einen gezielten Test konnte gezeigt werden, dass es sich bei den Blasen um Kavitationseffekte handelte. Dazu wurde ein langer Schlauchabschnitt spiralförmig aufgewickelt und die Pumpe eine Zeit lang betrieben (siehe Abbildung 110). Bei Abschalten der Pumpe sammelten sich nun Blasen jeweils an der obersten Stelle in jeder Windung. Es konnte beobachtet werden, dass die Größe des sich ansammelnden Gasvolumens in jeder Windung zunahm. Da der Schlauch als absolut dicht angenommen werden kann, musste das Gas aus dem Pumpmedium direkt entstanden sein. Es wird davon ausgegangen, dass es sich dabei um Kerosindampf handelt.

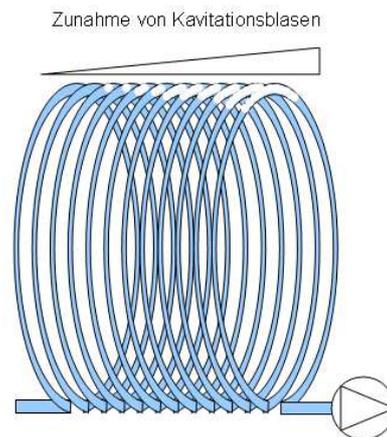


Abbildung 110 Testsituation zum Nachweis von Kavitationsblasen nach Abschalten der Pumpe

Bei Auftreten von Kavitationsblasen sinkt die Pumpleistung durch die Volumenzunahme messbar. Zusätzlich sinkt die Pumpleistung, sobald die Pumpe einer Mischung aus fluidem und gasförmigem Medium ausgesetzt ist. Es kann also angenommen werden, dass bei zu geringem Durchmesser der Leitung der Leitungswiderstand steigt und somit das Risiko für Kerosindampfbildung erhöht ist. Solange keine Blasen auftreten, kann kein Einfluss auf die Pumpzeit festgestellt werden (siehe Test 1C und 4A). Es muss jedoch dringend zu größeren Schlauchdurchmessern geraten werden, um das Risiko von Kavitationsblasen zu minimieren. Aufgrund dieser Testergebnisse wurden im Fluggerät in allen Saugabschnitten 6 mm Treibstoffleitungen verbaut.

Ein weiteres Testergebnis qualitativer Art stellt die Validierung der Schlauchverbinder bezüglich der Dichtigkeit in Druck- und Saugleitungen dar.

A - 2.2 Hoppertank-Validierung

A - 2.2.1 Test der aktiven Hoppertankentlüftung

Wie in der Systemauslegung beschrieben, ist der Hoppertank mit einem aktiven Entlüftungssystem ausgestattet. Dazu wurden Tests mit Kerosin durchgeführt. Ein Hoppertank wurde vollständig geflutet und die Zirkulationspumpen in Betrieb genommen. Dann wurde Luft in den Hoppertank eingebracht, um ein Ansaugen von Luft aus dem Haupttank zu simulieren. In Abbildung 47 ist der dann folgende Prozess dargestellt. Die Luft wird innerhalb weniger Sekunden restlos aus dem Hoppertank entfernt.

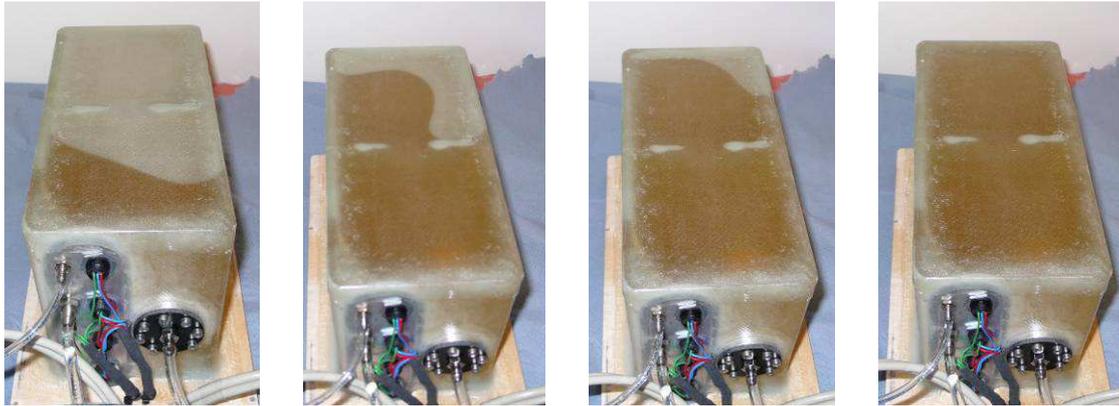


Abbildung 111 Entlüftungsvorgang im Hoppertank

A - 2.2.2 Test des Systems unter Pumpenfehlereinfluss

Das Tanksystem wurde ebenso unter Einfluss eines Pumpenfehlers getestet. Jeder Hoppertank ist mit einer Entlüftungspumpe ausgestattet. Die Entlüftung erfolgt durch Bedrückung des Hoppertanks, wodurch ein ständiger Rückfluss in den Haupttank stattfindet. Gleichzeitig unterstützt der Überdruck in den Hoppertanks die Kerosinförderung zu den Triebwerken.

Für den Test wurde im laufenden Betrieb die Stromversorgung einer Pumpe unterbrochen und das Verhalten des Tanksystems beobachtet.

Fällt eine Entlüftungspumpe aus, so hat dies zwei Effekte. Zum einen findet keine Entlüftung mehr statt und zum anderen entsteht im Hoppertank durch die Saugleistung der Triebwerkspumpen ein Unterdruck.

Der Wegfall der Entlüftung hat einen Einfluss auf die Tankperformance bei Manövern mit hohen g -Belastungen. Der Luftgehalt in den Hoppertanks wird mittels Sensoren überwacht, und auf der Bodenstation dargestellt, so dass darauf reagiert werden kann.

Der Wegfall des Überdrucks wirkt sich auf die Förderleistung der Triebwerkspumpen aus, was eine geringere maximale Leistung der Triebwerke zur Folge hat. Der dann zur Verfügung stehende Schub liegt einige Prozent unter dem der Normalsituation, was ebenso auf der Bodenstation ersichtlich wird (Darstellung der aktuellen Triebwerksdrehzahlen).

Ein Risiko für das Fluggerät besteht in beiden Fällen nicht, da wie in 6.3.5 beschrieben, das System auf ein Standard-Hoppertanksystem zurückfällt.

A - 2.2.3 Drucktests Tank

Um sicher zu stellen, dass die Tanks sowohl den von den Pumpen erbrachten Über- als auch Unterdruckbedingungen standhalten, wurden diese für mehrere Stunden entsprechenden Drücken ausgesetzt. Dabei wurden keine Undichtigkeiten im System festgestellt. Die Struktur, die speziell dafür ausgelegt wurde, zeigte ebenfalls keine Auffälligkeiten.

A - 2.3 Schubmessung

Zur Validierung des Tanksystems wurden Schubmessungen durchgeführt. Dazu wurde das Fluggerät über einen Kraftaufnehmer fixiert und die Triebwerke in Schritten von Leerlaufschub bis Vollschub vermessen.

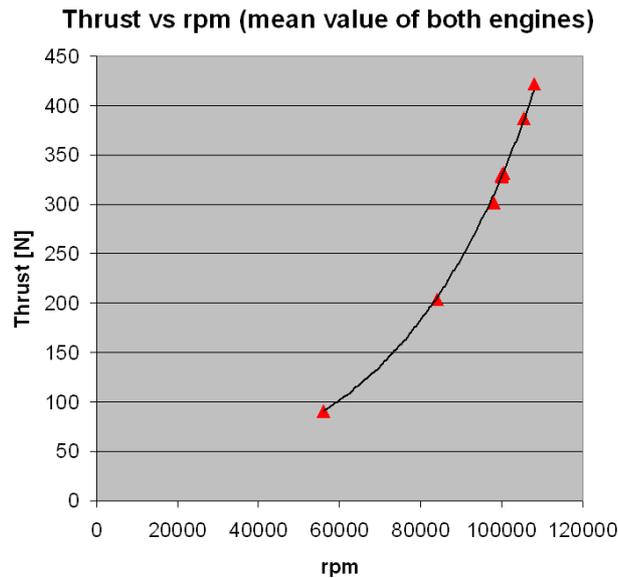


Abbildung 112 Schub über Drehzahl

Es konnte nachgewiesen werden, dass die Triebwerke bei 110 kU/min vollen Schub in Höhe von circa 420 N liefern. Die Triebwerke erfüllen somit die Spezifikationen des Herstellers. Das Tanksystem beeinflusst die Leistung der Triebwerke nicht.

Des Weiteren wurde ein Volllasttest der Triebwerke durchgeführt. Dazu wurde über einen Zeitraum von zehn Minuten die volle Drehzahl eingestellt. Es hat sich gezeigt, dass während des Betriebs keine Probleme auftraten. Beim Abstellen der Triebwerke wird jedoch durch den abrupt fehlenden Luftstrom die umgebende Struktur der Triebwerksgondel thermisch stark belastet. Dies führt zu Verfärbungen des Harzes und würde letztlich zur Zerstörung der Faserverbundstruktur führen. Daher wurden die Gondeln später mit einer Temperaturschutzfarbe behandelt und zusätzlich mit einer Aluminiumbeschichtung im Düsenbereich ausgestattet.



Abbildung 113 Einflüsse der Hitzestrahlung des Triebwerksauslasses auf die Gondel

A - 2.4 Verbrauchsmessung

Um genaue Informationen über den tatsächlichen Treibstoffverbrauch der Triebwerke zu generieren, wurde ein Verbrauchstest durchgeführt. Dafür wurden die Triebwerke gemeinsam für eine Minute bei Vollgas betrieben und die verbrauchte Treibstoffmenge bestimmt. Die Triebwerke haben zusammen einen maximalen Kerosinverbrauch von 1,625 l/min. Bei einem Tankvolumen von circa 30 l entspricht das 18 Minuten Vollgas. Die letztlich erreichbare Flugzeit mit der Messplattform hängt vom Leistungsbedarf des Flugzeugs, vom Flugstil und von sicherheitsrelevanten Parametern, wie die einzuhaltende Treibstoffreserve, ab. Eine Testzeit von 30 Minuten scheint hier eine realistische Abschätzung.



Abbildung 114 Triebwerkstestmodul des *Iron Bird*

A - 3 Stromversorgungssystem

Das Stromversorgungssystem dient zur elektrischen Versorgung von Elektronikkomponenten, Sensoren, Aktuatoren und Triebwerken. Wie in 6.2.10 beschrieben, wurden hierzu mehrere Versorgungskreise integriert, um die Systeme und deren Effekte auf die Stromversorgung zu entkoppeln. Als Kernstück der Stromversorgung ist das *Power Supply Board* zu sehen. Dies stellt das Verbindungsstück zwischen Akkumulatoren und Verbrauchern dar. Ziel bei der Entwicklung war es, mehrere Akkumulatoren redundant zusammenzuschließen, so dass Spannungseinbrüche eines Akkumulators nicht zur Systembeeinträchtigung führen.

Der Test des Stromversorgungssystems konzentrierte sich im Wesentlichen auf die Erprobung und Validierung der *Power Supply Boards*. Dabei war von Interesse, ob die *Boards* im Stande sind, die spezifizierten Leistungen aufzunehmen und weiterzuleiten, ob diese einem simulierten *Worst Case*-Szenario ausgangsseitig standhalten können und wie sich die Temperaturentwicklung während normaler Bedingungen und *Worst Case*-Bedingungen darstellt.

A - 3.1 Testmatrix und Testaufbau

Die *Boards* wurden über eine externe Stromquelle versorgt. Hierfür wurden leistungsstarke Netzteile (30 A bei 12 V) verwendet. Diese Netzteile simulierten die Akkumulatoren. Ausgangsseitig wurden die Boards mittels einstellbarer Widerstände belastet. Es wurden verschiedene Stromstärken eingestellt, die entsprechend verschiedener Flugphasen ausgewählt wurden oder der maximalen *Worst Case*-Annahme entsprachen. Zusätzlich wurden die *Boards* mit elf Temperaturfühlern ausgestattet, welche die Temperaturentwicklung auf kritischen Bauteilen des *Boards* erfassten. Diese Daten sowie Eingangs- und Ausgangsspannungen und Ströme wurden in Datenlogs festgehalten.

Die Testmatrix stellt sich wie folgt dar:

<i>Test #</i>	<i>Voltage / input [V]</i>	<i># of used inputs</i>	<i>Output consumption [A]</i>	<i>Stop criteria</i>	<i>Test issue</i>
1	6 V	3	30 A	<i>130°C on surface of diodes</i>	<i>Full load without cooling open box</i>
2	6 V	3	24 A	<i>1h or static cond.</i>	<i>With cooling plate open box</i>
3	6 V	2	24 A	<i>Static cond.</i>	<i>With cooling plate open box</i>
4	6 V	3	30 A	<i>Static cond.</i>	<i>With cooling plate open box</i>
5	6 V	3	30 A	<i>Static cond.</i>	<i>Closed box</i>
6	6 V	4	24 A 5 min 10 A 25 min 24 A 5 min 10 A 5 min 10A 15 min	<i>5 min start 25 min cruise 5 min landing 5 min ground op. 15 min ground op. external interface Sum 55 min</i>	<i>Normal flight program closed box</i>

Tabelle 21 Testmatrix Stromversorgungs-Systemtest

Im Fluggerät kommen insgesamt fünf Stromversorgungsboxen zum Einsatz. Da alle baugleich sind, wurde für die Tests der Boxen der kritischste Anwendungsfall gewählt, welcher bei der Verwendung im Servostromkreis auftritt. Der Test beinhaltet ein *Worst Case*-Szenario (#1) ohne Kühlkörper und offener Box, zwei Tests unter Normalbedingungen mit hoher Belastung mit Kühlkörper, je ein *Worst Case*-Szenario mit Kühlkörper mit offener und geschlossener Box sowie eine Simulation eines normalen Einsatzfalls im Flug.

Die Testzeiten sind jeweils mindestens so gewählt, dass das Abbruchkriterium außerhalb der von dem Akkusystem selbst erzeugbaren Zeiten liegt. Wird der Test erfolgreich absolviert, so ist die Box für einen anspruchsvolleren Fall validiert, als er im Betrieb des Fluggerätes auftreten kann.

Die Stromstärke der Versuche basiert auf vorangegangenen Tests und Hochrechnungen. Während des Windkanalversuchs der Gesamtkonfiguration wurden bereits Aktuatorenströme aufgezeichnet. In Abbildung 115 ist ein zugrunde liegender Datenlog dargestellt. Rot stellt den Anstellwinkel des Fluggerätes dar. Bei diesem Test wurde der Anstellwinkel von -10° bis $+30^\circ$ variiert ($v=44$ m/s). Die blaue Linie kennzeichnet die dazugehörige Stromaufnahme aller Aktuatoren. Es ist zu erkennen, dass der maximale Strom bei circa 12 A liegt.

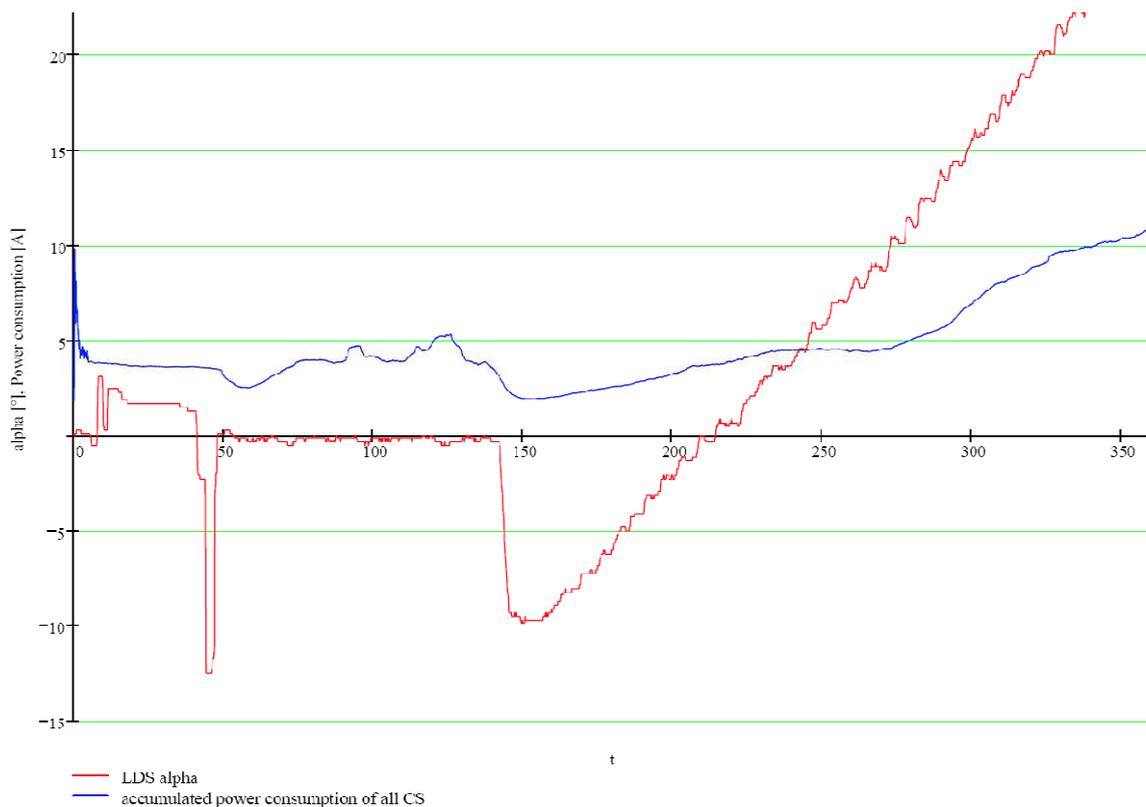


Abbildung 115 Stromaufnahme der Aktuatoren im Windkanal

Über die ebenfalls im Datenlog verfügbaren Vermessungen der Einzelklappen wurde die durchschnittliche Stromaufnahme der Klappen ermittelt. Sie sind in Tabelle 22 zusammengefasst. Für *Cruise*-Bedingungen kann eine Stromaufnahme aller Klappen kumulativ von circa 5,4 A angenommen werden.

<i>Control surface type</i>	<i>Number of CS</i>	<i>Current per CS</i>	<i>Sum</i>
<i>Flaps</i>	12	0,25	3
<i>Elevators</i>	4	0,1	0,4
<i>Rudders</i>	4	0,1	0,4
<i>Ailerons</i>	4	0,15	0,6
<i>Sum of all CS in cruise</i>			5,4

Tabelle 22 Durchschnittliche Stromaufnahme der Steuerfunktionen

Die angenommene Last für den *Cruise*-Fall (Anstellwinkel nahe Null) finden sich auch in Abbildung 115 wieder. Für die Dauerbelastungsversuche der *Boards* wurde mit einem Sicherheitsfaktor von zwei kalkuliert. Somit ergeben sich 10 A als Dauerlast für eine Langzeitsituation, um *Cruise*-Bedingungen zu simulieren. Erst ab Anstellwinkel größer 10° beginnt die Stromaufnahme der Klappen deutlich zu steigen. Für den Test wurden maximal 30 A als Belastung definiert, was einem dreifach höheren Wert als den im Windkanal maximal gemessenen entspricht. Diese Situationen können, wie sich im Volllastversuch zeigt, ebenso bewältigt werden.

Wie oben im Text beschrieben, wurden die *Boards* mit Temperaturfühlern ausgestattet. In Abbildung 116 sind die Positionen der Temperatursensoren eingezeichnet. Für die Tests ist es zudem interessant, über wie viele Stromeingänge die Leistung eingespeist wird. Das hat auf die Temperaturentwicklung einen erheblichen Einfluss. Daher wurden - wie in der Testmatrix (Tabelle 21) ersichtlich - auch hier *Worst Case*-Bedingungen angenommen.

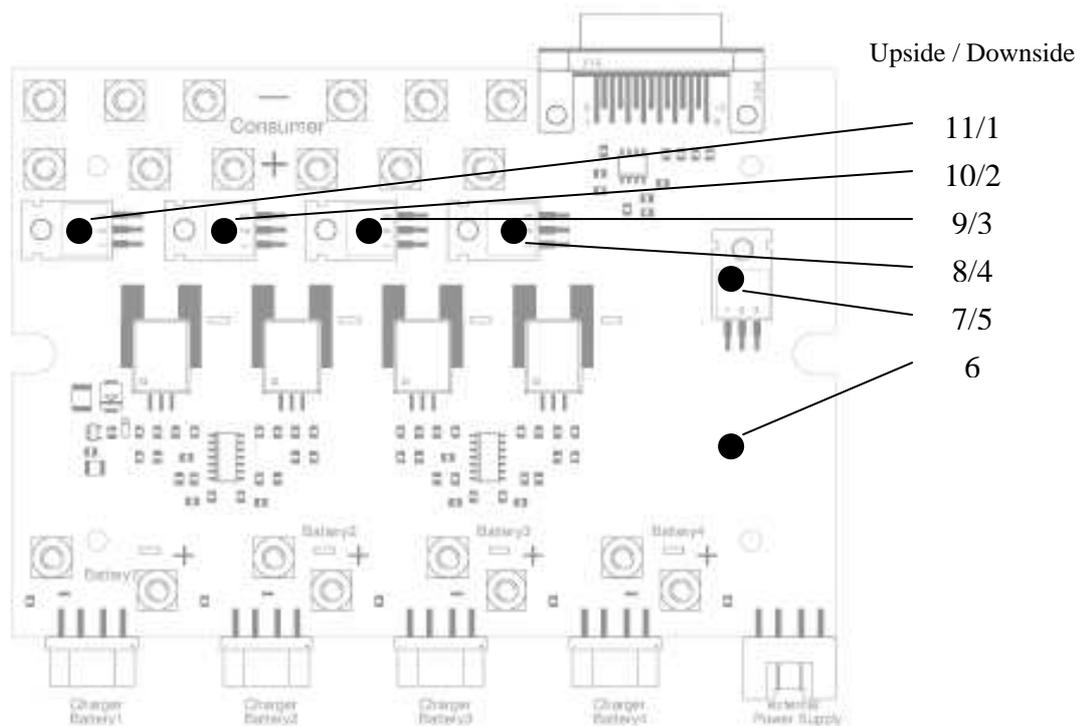


Abbildung 116 Position der Temperaturfühler auf dem *Power Supply Board* (Quelle *Boardlayout: Ingenieurbüro SFL-GmbH; modifiziert*)

A - 3.2 Ergebnisse Power Supply Board Tests

A - 3.2.1 Test 1 Volllastsimulation

Der erste Test stellt eine Volllastsituation dar. Über das *Board* fließt ein Strom von 30 A. Das entspricht der Last, wie sie auftritt, wenn an allen angeschlossenen Aktuatoren maximale Blockierströme fließen. Diese Last kann dauerhaft nur bei einem gleichzeitigen Defekt aller angeschlossener Aktuatoren erreicht werden. Im Normalbetrieb können bei gleichzeitigem Bewegen aller Klappen Spitzenströme in diesem Bereich auftreten, die jedoch nur von kurzer Dauer sind (im Bereich weniger Sekunden). Für den Test wurden die *Boards* diesen Strömen eine Stunde beziehungsweise bis zum Erreichen von konstanten Temperaturmessungen ausgesetzt. Gleichzeitig wurden nur drei Stromeingänge benutzt, was einen Ausfall eines Akkumulators simuliert und die Last auf die verbleibenden drei Eingänge und korrespondierenden Bauteile verteilt. Das führt zu einer außergewöhnlich hohen Belastung der verbleibenden Eingänge und der dazugehörigen Bauteile. Der Test zeigt (Abbildung 117), dass die Temperatur bis auf einen Wert von circa 100°C ansteigt. Die Dioden, auf denen die Sensoren befestigt sind, arbeiten bis zu einer Temperatur von 120°C. Da diese Temperatur als kritisch und nahe am oberen Limit anzusehen ist, wurden weitere Tests mit Kühlkörpern vorgenommen.

Die heißeste Region des *Boards* ist der Bereich um die Sensoren 11, 10 und 9 der oberen Seite des *Boards* sowie um die Sensoren 1 und 2 der unteren *Boardseite*. Das ist durch die bewusste Nichtbenutzung des Eingangs mit der Messstelle 8/4 zu erklären.

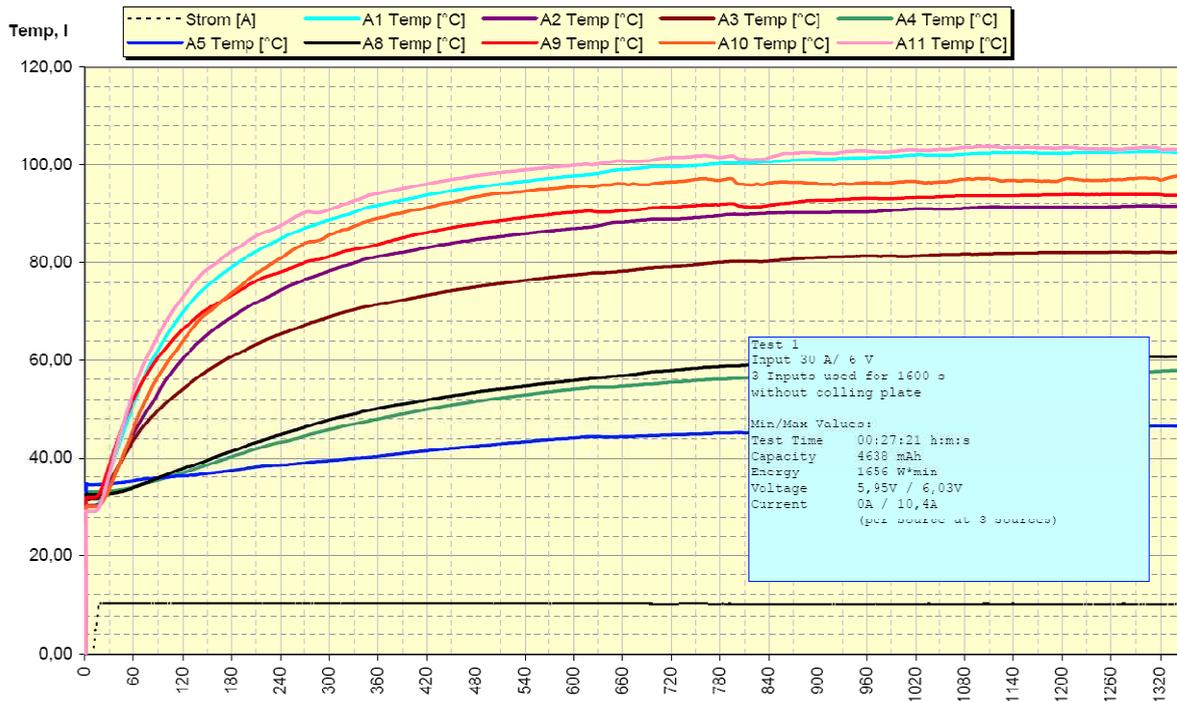


Abbildung 117 Temperaturverlauf Power Supply Board Test 1

A - 3.2.2 Test 2 und 3 Kühlkörpererprobung

Die Tests 2, 3 und 4 wurden unter Verwendung eines Kühlkörpers vorgenommen. Die Anzahl der verwendeten Stromeingänge wurde variiert. Diese Tests sollen den Effekt beim Einsatz eines Kühlkörpers veranschaulichen. In der ersten Phase wurden drei Stromeingänge beschaltet, in der zweiten zwei. Der Strom wurde vorerst auf 24 A reduziert (Test 2, 3). Da der erwartete Temperaturverlauf im dritten Test höher liegen sollte, wurden diese beiden Tests direkt hintereinander ausgeführt. In Abbildung 118 ist gut zu erkennen, dass sich die Temperatur auf einen Wert von circa 70°C einstellt. Im nun folgenden Test 3 wurde ein zusätzlicher Stromanschluss stillgelegt, womit ein weiterer Batterieausfall simuliert werden sollte. Die Strommenge wurde jedoch beibehalten, um weiterhin das *Worst Case*-Szenario zu testen. Wie im Datenlog zu erkennen ist, fallen die Werte der zugehörigen Temperaturmessstellen ab (T 3/9), wogegen die verbleibenden noch arbeitenden Eingangselektroniken mit höherer Last weiterlaufen und dadurch eine Temperaturerhöhung zu verzeichnen ist (T1, T11, T2, T10). Die resultierende Endtemperatur unter 80°C liegt weiterhin unterhalb der maximalen Spezifikation der Dioden.

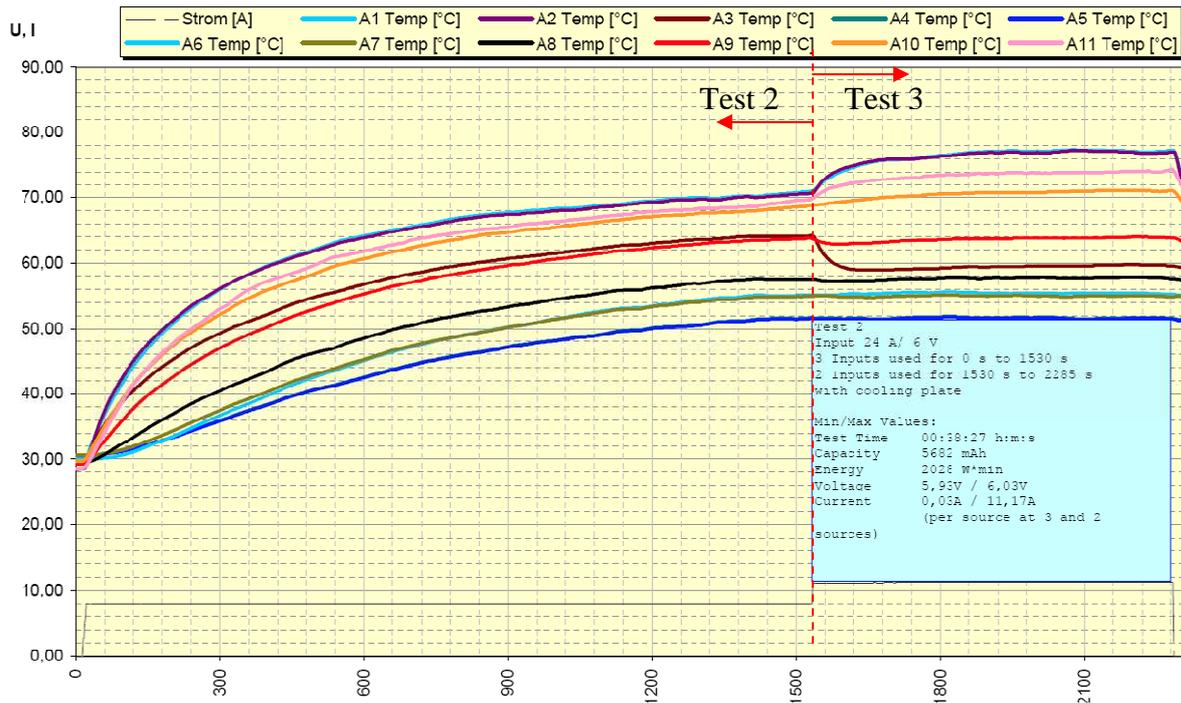


Abbildung 118 Temperaturverlauf Power Supply Board Test 2/3

A - 3.2.3 Test 4 und 5 Vergleichstest mit Kühlkörper

Test 4 ist der korrespondierende Test zum ersten. In Test 4 wurde der direkte Vergleich mit einem Kühlkörper durchgeführt. Die drei verwendeten Stromeingänge wurden jeweils mit 10 A belastet. Die Testzeit betrug 20 Minuten. Das Abschlusskriterium war eine weitgehend stabilisierte Temperatur. Der Effekt des Kühlkörpereinsatzes kann in diesem Test überzeugend dargestellt werden. Die Temperatur bleibt unter 90°C, was einer Verringerung von circa 10°C entspricht. Weiterhin ist der Temperaturanstieg aufgrund der Wärmekapazität der Kühlplatte deutlich langsamer als beim ersten Test.

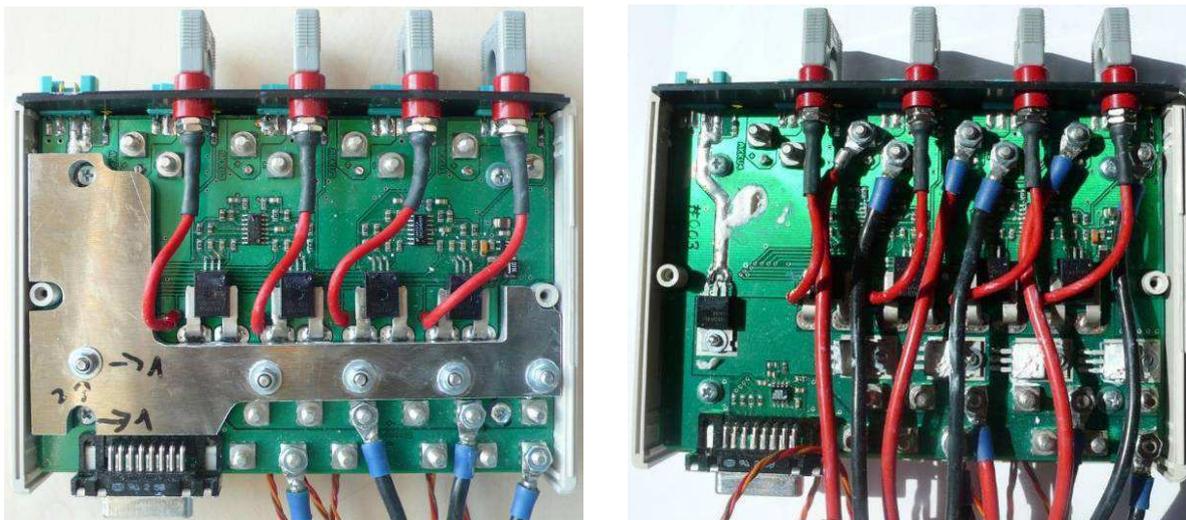


Abbildung 119 Power Supply Board mit und ohne Kühlkörper

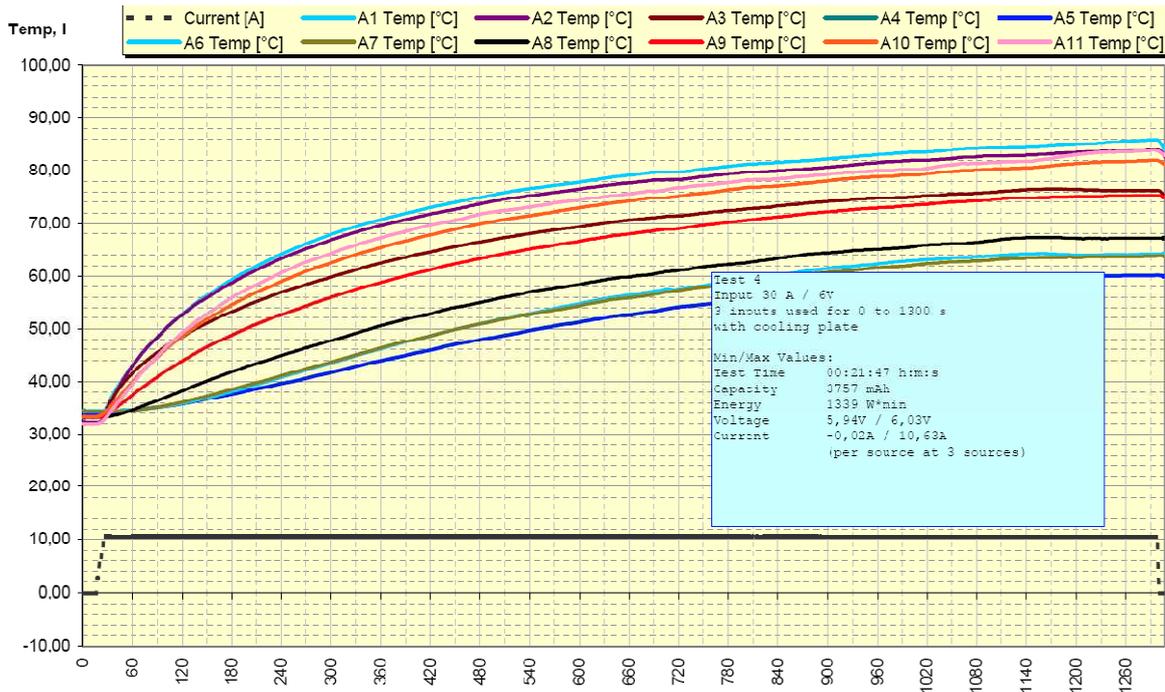


Abbildung 120 Temperaturverlauf Power Supply Board Test 4

In Test 5 wurde der Test 4 wiederholt. Im Gegensatz zu Test 4 wurde jedoch das Gehäuse des *Power Supply Boards* geschlossen. In Abbildung 121 ist der Datenlog dieses Tests über 30 Minuten dargestellt. Die maximale Temperatur erreicht wieder Werte um 90°C. Zur Bewertung der Ergebnisse sei nochmals erwähnt, dass unter realen Bedingungen diese Ströme von den Akkumulatoren nicht über so lange Zeit abgegeben werden können. Die Akkumulatoren wären bei einer so hohen Last bereits nach wenigen Minuten leer. Diese Tests zeigen jedoch, dass die *Power Boards* bei einer theoretischen *Worst Case*-Belastung nicht versagen. Es ist wahrscheinlicher, dass die entsprechenden Aktuatoren vorher durchbrennen.

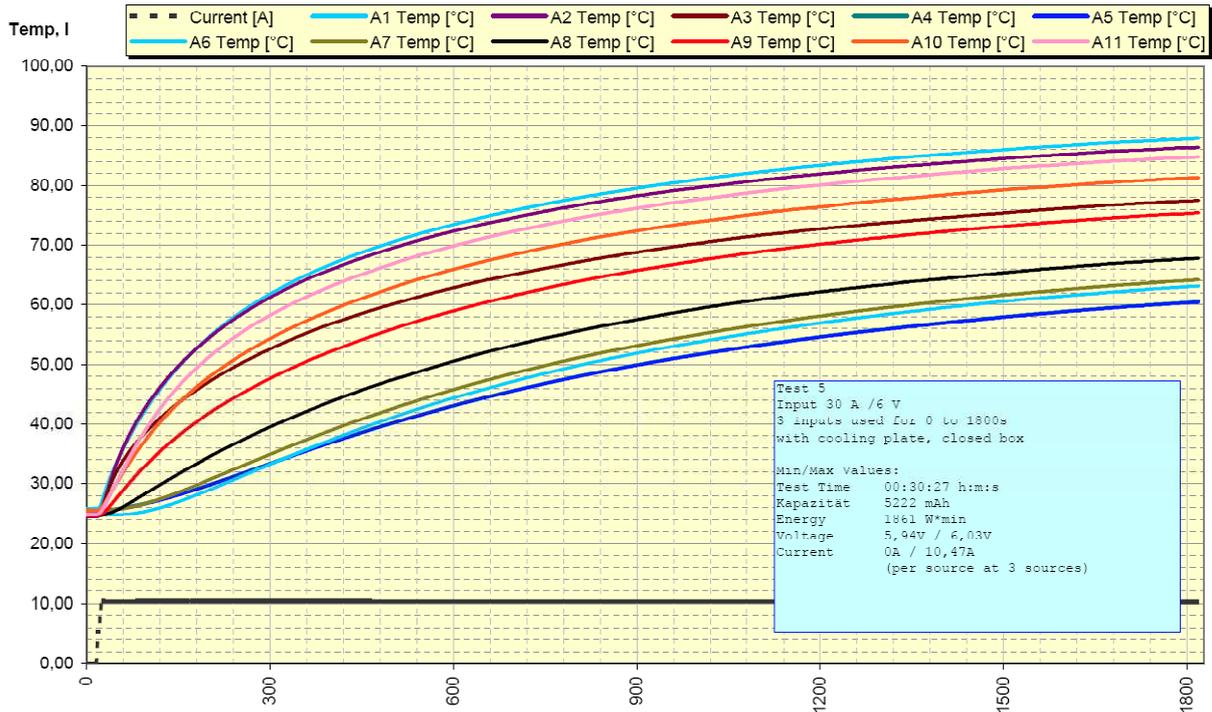


Abbildung 121 Temperaturverlauf Power Supply Board Test 5

A - 3.2.4 Test 6 Flugfall-Simulation

Um die real entstehenden Temperaturen während eines Fluges abschätzen zu können, wurde eine Simulation vorgenommen. Dazu wurden zunächst Flugphasen und entsprechende Ströme definiert. Diese Annahmen wurden von Windkanalversuchen abgeleitet, welche zu dem Zeitpunkt bereits vorlagen.

Test #	Voltage / input [V]	# of used inputs	Output consumption [A]	Stop criteria	Test issue
6	6 V	4	24 A 5 min 10 A 20 min 24A 5 min 10 A 5 min 10A 15 min	5 min start 20 min cruise 5 min landing 5 min ground op. 15 min ground op. external interface Sum 50 min	Normal flight program closed box

Tabelle 23 Power Board Test 6 Normalflugsimulation

In Tabelle 23 sind die Stromwerte für die verschiedenen Flugphasen dargestellt. Diese wurden bereits mit einem Sicherheitsfaktor von zwei angenommen.

In den ersten fünf Minuten wird die Startphase simuliert. Die Temperaturen auf dem Board erreichen 50°C. Die angelegten 24 A führen zu einem raschen Anstieg der Temperatur. Eine realistische Manöverzeit ist jedoch zu kurz, um auch nur annähernd in kritische Bereiche zu gelangen.

In der Phase 300 s bis 1500 s wird eine Normalflugsituation simuliert (mit Sicherheitsfaktor 2). Die maximale Temperatur stabilisiert sich bei circa 40°C.

Danach folgt die Simulation des Landeanfluges, wobei die Strombelastung maßgeblich durch die gesetzten Landeklappen beeinflusst wird. Die Temperatur liegt an den heißesten Stellen bei 55°C, was gleichzeitig die Maximaltemperatur dieses Tests darstellt.

Zum Zeitpunkt 2100 s, an dem die Bodenoperationen starten, wird von interner auf externe Stromversorgung umgeschaltet. Diese Schaltung befindet sich ebenfalls auf dem *Board* und wird durch die Messstellen sieben und fünf überwacht. Es ist gut zu erkennen, dass nach dem Umschalten auf externe Stromversorgung die Temperatur der Eingangselektronik auf circa 50°C steigt. Die anderen Bereiche kühlen in dieser Phase ab.

Die maximale Temperatur in diesem Test lag bei circa 55°C. Es wurde in den vorangegangenen Tests bereits gezeigt, dass sowohl bei längeren Zeiten als auch bei höheren Strombelastungen die *Boards* innerhalb der Spezifikation bleiben.

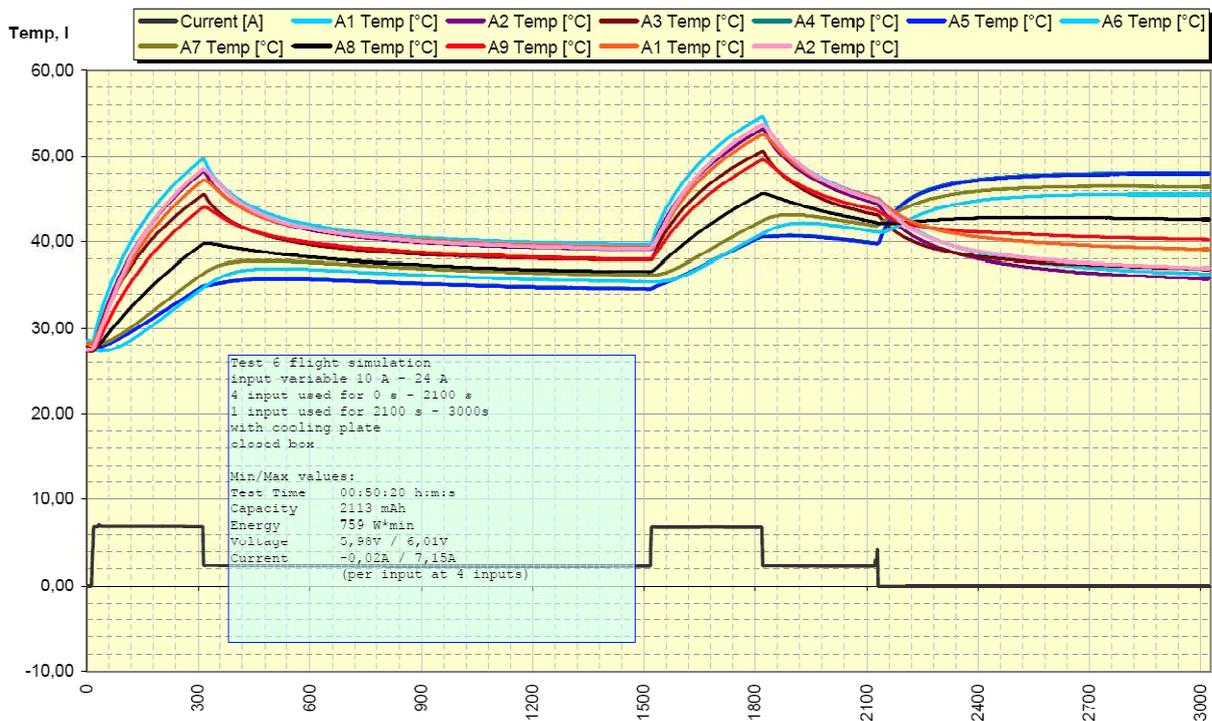


Abbildung 122 Temperaturverlauf der *Power Boards* bei einer Normalflugsimulation²

A - 3.3 Schlussfolgerungen

Der kritische Aspekt für die *Power Boards* ist die Temperatur, die sich während Hochlastphasen einstellen kann. In den Tests konnte gezeigt werden, dass die Temperatur der Bauteile ohne Kühlkörper bei Hochlastversuchen um 100°C liegt und mit Kühlkörper auf etwa 90°C gesenkt werden kann.

Die hohen Temperaturen werden von Dioden erzeugt, welche durch die Sensoren in diesen Tests überwacht wurden. Die thermische Energie wird über das umliegende Material auf dem *Board* verteilt und an die Luft abgegeben. Es ist zu beobachten, dass die Dioden nahe des in Abbildung 116 und Abbildung 123 ersichtlichen, linken Randes heißer werden als die zentral oder weiter rechts verbauten. Die Ursache ist die kleinere Kühlfläche, die der am Rand verbauten Diode zur Verfügung steht. Daher kann in den Tests eine Temperaturverteilung beobachtet werden, wie sie in Abbildung 123 charakteristisch dargestellt ist. Der Kühlkörper führt zu einer Verringerung der maximalen Temperatur der Dioden, verbessert den Temperaturfluss und erhöht die Widerstandsfähigkeit des *Boards* gegen Temperaturspitzen. Auf der anderen Seite bringt der Kühlkörper durch seine Größe auch ein erhebliches Mehrgewicht mit sich.

² Die schwarze Linie stellt den Datenlog für einen von mehreren Versorgungseingängen dar. Die Ströme aller Eingänge ergeben die Gesamtbelastung für das *Board*.

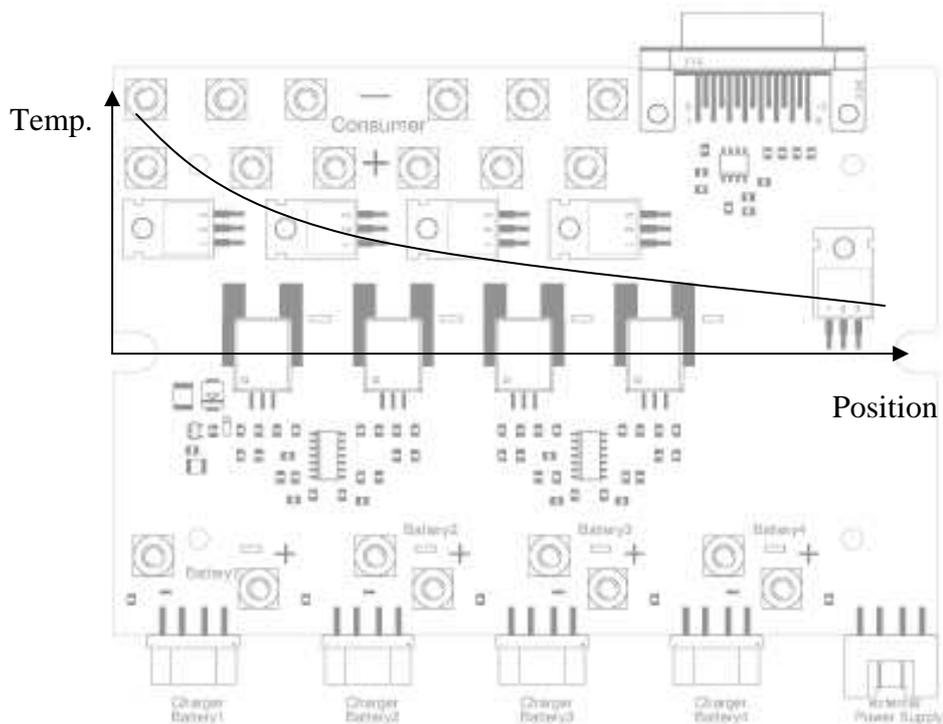


Abbildung 123 Temperaturverteilung auf dem Board (Quelle Boardlayout: Ingenieurbüro SFL-GmbH; modifiziert)

Die Tests 1 bis 5 stellen Tests mit hohem Sicherheitsfaktor im Sinne der Ströme und angesetzten Testzeiten dar. Die Temperaturen bleiben in allen Tests innerhalb der Spezifikationen der Bauteile. In Test 6 wird ein Normalflugszenario simuliert, welches absolut außerhalb von kritischen Testergebnissen liegt.

Die Tests in ihrer Gesamtheit haben ergeben, dass die *Power Supply Boards* nicht nur unter Normalbedingungen sicher arbeiten, sondern auch unter kombinierten, kritischen Bedingungen wie Batterieausfall und gleichzeitigem *Worst Case*-Szenario bezüglich der Stromentnahme und Belastungsdauer.

Die *Power Supply Boards* konnten mittels dieser Tests evaluiert werden.

A - 4 Aktuatorentests

A - 4.1 Testziel

Die Tests dienen der Ermittlung der Leistungsfähigkeit der Steuerflächen-Antriebskomponenten. In Langzeit- und Volllasttests wurden die Stromaufnahme, Temperatur, Position und Drehmoment ermittelt. Gleichzeitig wurden Vergleichstests mit verschiedenen Fabrikaten durchgeführt, um eine Auswahl zu treffen und sie zu validieren. Alle Tests wurden mehrfach und mit mehreren Exemplaren wiederholt. Volllasttests wurden mit je drei Servos bis zur Zerstörung ausgeführt, um Aussagen über die Belastbarkeit und Versagensarten treffen zu können.

	Maximales Drehmoment 5 V	Maximales Drehmoment 6.5 V	Maximales Drehmoment 7.5 V	Maximales Drehmoment 4,8 V aircraft conditions	Langzeittest 5 V	Langzeittest 6.5 V	Langzeittest 7.5 V	Dauer-Blockadetest
Rhino digi 4	X	-	-	X	X	-	-	X
Jumbo digi	X	-	-	X	X	-	-	X
HS 5955 TG	X	-	-	X	X	-	-	X
ACT XT07TG	X	X	X	X	X	X	X	X

Tabelle 24 Testmatrix Aktuatoren

Die Tests wurden jeweils innerhalb der vom Hersteller angegebenen Systemspezifikationen durchgeführt. Da es sich im Falle der ACT XT07TG Servos um ausgewiesene 7,5 V Servos handelt, wurden diese unter höheren Versorgungsspannungen zusätzlich getestet. Anzumerken ist, dass es sich bei diesem Servo um eine spezielle Version des HS 5955 TG Servos handelt. Daher ist der Vergleich dieser beiden Typen von besonderem Interesse. Bei gleichen Abmaßen und Gewicht soll das ACT XT07TG 30% mehr Drehmoment erzeugen.

Innerhalb dieser Abhandlung werden vor allem die Tests des HS 5955 TG beschrieben, da dieses Produkt in der Plattform zum Einsatz kommt. Die anderen Servotypen wurden aufgrund der Testergebnisse nicht ausgewählt.

Es ist weiterhin anzumerken, dass es im Bereich der Modellbaukomponenten eine erhebliche Diskrepanz zwischen den im Datenblatt angegebenen Spezifikationen und der realen Situation gibt. Einschlägige Tests haben gezeigt, dass bei niedrigpreisigen Komponenten die Datenblattwerte von Drehmomenten nur zu circa 30% erfüllt werden und bei hochpreisigen Komponenten zu circa 50%. Es ist daher ratsam, die gewählten Komponenten genauestens zu überprüfen und durch eigene Testreihen die reale Spezifikation zu ermitteln. Die real ermittelten Werte sollten bei der Systemauslegung zu Grunde gelegt werden. Das genannte Phänomen ist auch bei den hier aufgeführten Testgeräten zu beobachten. Daher wurde bei jedem Gerät zuerst das maximale verfügbare Drehmoment ermittelt und davon circa 30% für den Dauerlastversuch angenommen.

A - 4.2 Vermessung des maximalen Drehmoments

Die Maximaldrehmomentmessung wurde unter bestmöglichen Bedingungen für die Servos durchgeführt.

- Die Spannungsquelle ist als konstant und quasi lastunabhängig anzusehen.
- Die Spannungsquelle stellt keine Einschränkung bezüglich der zu erwartenden elektrischen Ströme dar.

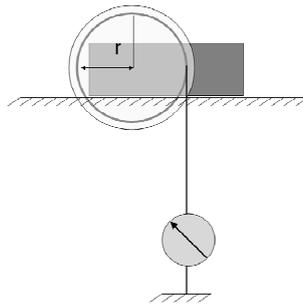


Abbildung 124 Messung des maximalen Drehmoments

Das Servo wird dabei fest eingespannt und mit einer Welle versehen. Die Welle garantiert unabhängig von der Servoposition gleiche Hebelverhältnisse. Das Servo wird ausgelenkt und die Kraft über einen Kraftaufnehmer bestimmt. Die einzelnen Lastphasen werden nur kurz angefahren, so dass Temperatureinflüsse vernachlässigt werden können.

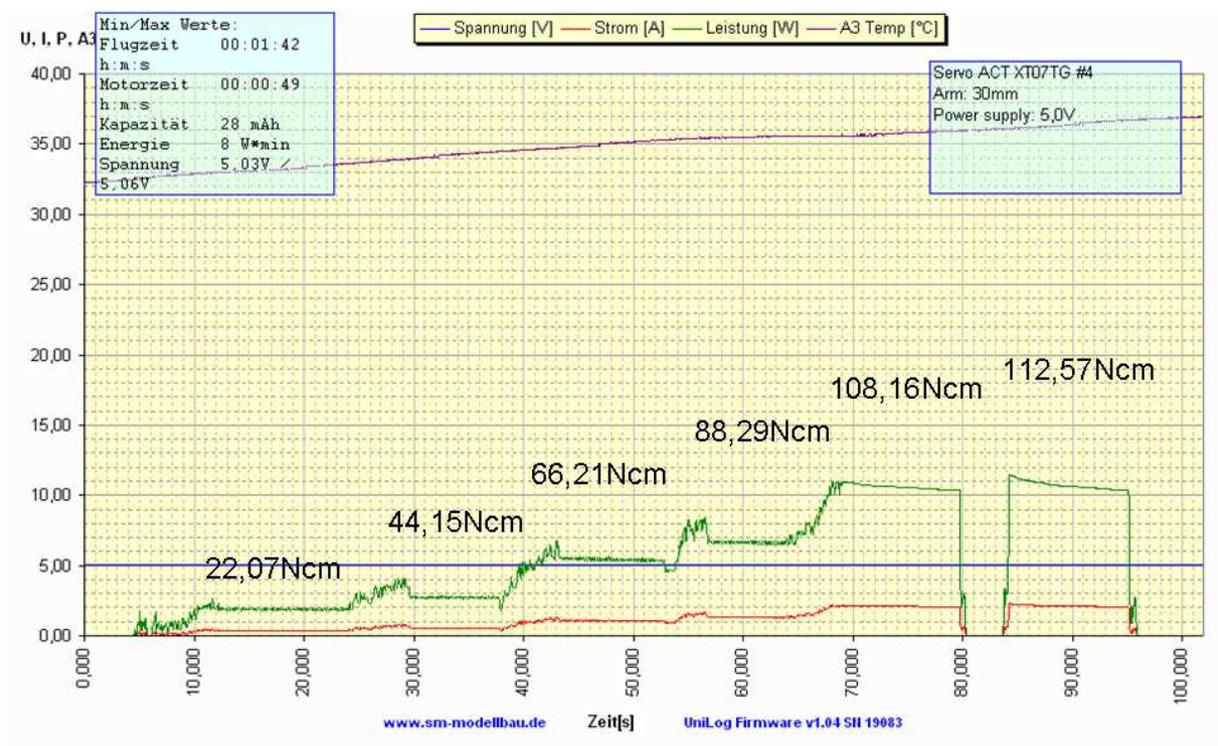


Abbildung 125 Servo-Drehmomentmessung bei 5 V Versorgungsspannung

Die Abbildung 125 zeigt den Datenlog der Drehmomentmessung eines Servos bei 5 V Versorgungsspannung. Im Datenlog sind die zu den jeweiligen Drehmomenten gehörenden Leistungsaufnahmen dargestellt (grün). Die Spannung der Energieversorgung ist in blau dargestellt. Das Servo hat bei Volllast eine Leistungsaufnahme von circa 10 W. Das entspricht bei 5 V Versorgungsspannung einer Stromaufnahme von 2 A. Der Anstieg der Temperaturkurve (lila) zeigt, dass ein erheblicher Teil der Energie in Wärme umgewandelt wird. Ein weiterer Test dieses Servos wurde unter Flugbedingungen durchgeführt. Dafür wird die Konstantspannungsquelle durch einen auch im Flug verwendeten Akku ersetzt. Unter Last kommt es beim Akku zu einem Spannungseinbruch und einer damit verbundenen Reduktion des Drehmoments.

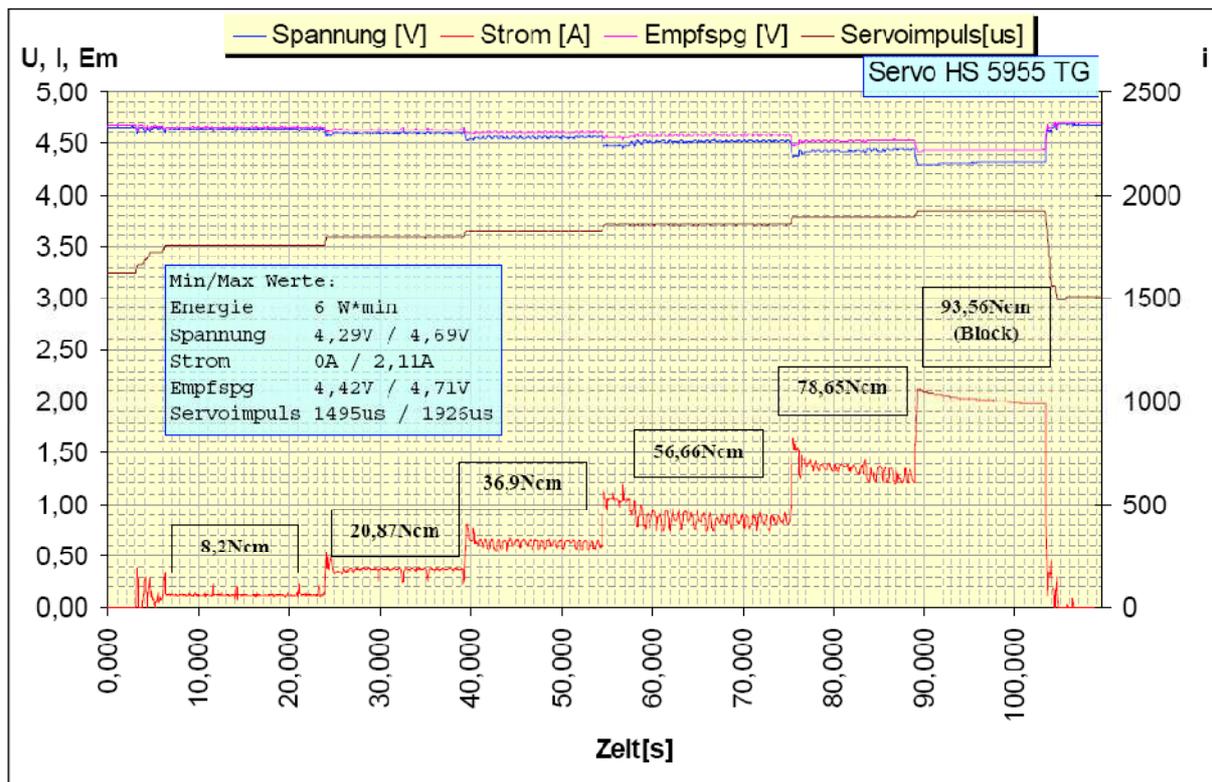


Abbildung 126 Drehmomentmessung Hitec HS 5955TG mit Stromversorgung aus einem Flugakku

A - 4.3 Langzeitversuch

A - 4.3.1 Versuchsaufbau

Der Langzeitversuch dient der Analyse des Verhaltens des Servos unter normalen Flugbedingungen. Dazu wurden Lasten definiert und diese zyklisch eingeleitet. Die Einleitung der Lasten erfolgte in einer abstrahierten, jedoch dem späteren Anwendungsfall angenäherten Form.

Dazu wird das Servo mit einem Wellrad versehen, über welches ein Riemen läuft. Am Ende des Riemens sind definierte Gewichte angebracht. Die Gewichte sind über Federelemente mit dem Riemen verbunden. Über den Durchmesser des Wellrades und der Dimensionierung der Gewichte lassen sich die maximal entstehenden Drehmomente bestimmen. Das Federelement in Form eines elastischen Seils dient zur zeitlich verteilten Lasteinleitung. Die Belastungskurve ist in Abbildung 127 rechts dargestellt. Das Servo ist an einen Controller angeschlossen, der zyklische Signale erzeugt, mit dem die Bewegung des Servos eingeleitet wird. Dauertests wurden mit einer Testzeit von bis zu 80 Minuten durchgeführt.

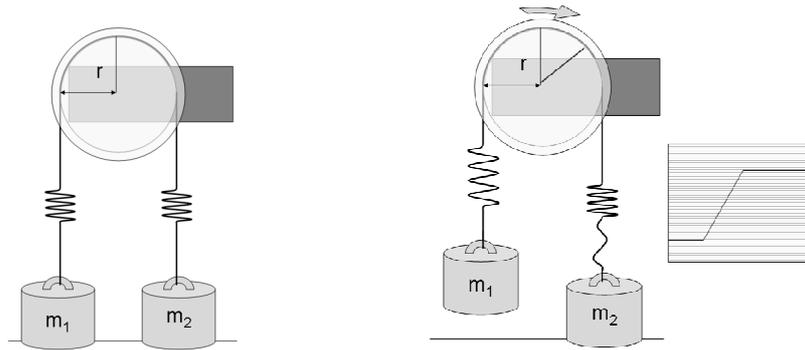


Abbildung 127 Langzeitversuch Aufbau

Im obigen Bild ist links die unbelastete Situation dargestellt und rechts der Moment der maximalen Belastung. Dabei werden die Lasten zyklisch rechts und links angehoben. Die Lastenleitung erfolgt aufgrund der Verwendung von elastischen Elementen nicht abrupt. Bis zur vollständigen Anhebung der Last ergibt sich eine ansteigende Lastkurve. Sobald die Last schwebt, stellt sich bis zum Absetzen der Last ein konstantes Drehmoment ein. Die Frequenz dieses Versuches liegt bei zwei Sekunden. Die verwendete Welle eliminiert Einflüsse von Servoarmlängen und variierende Drehmomente.

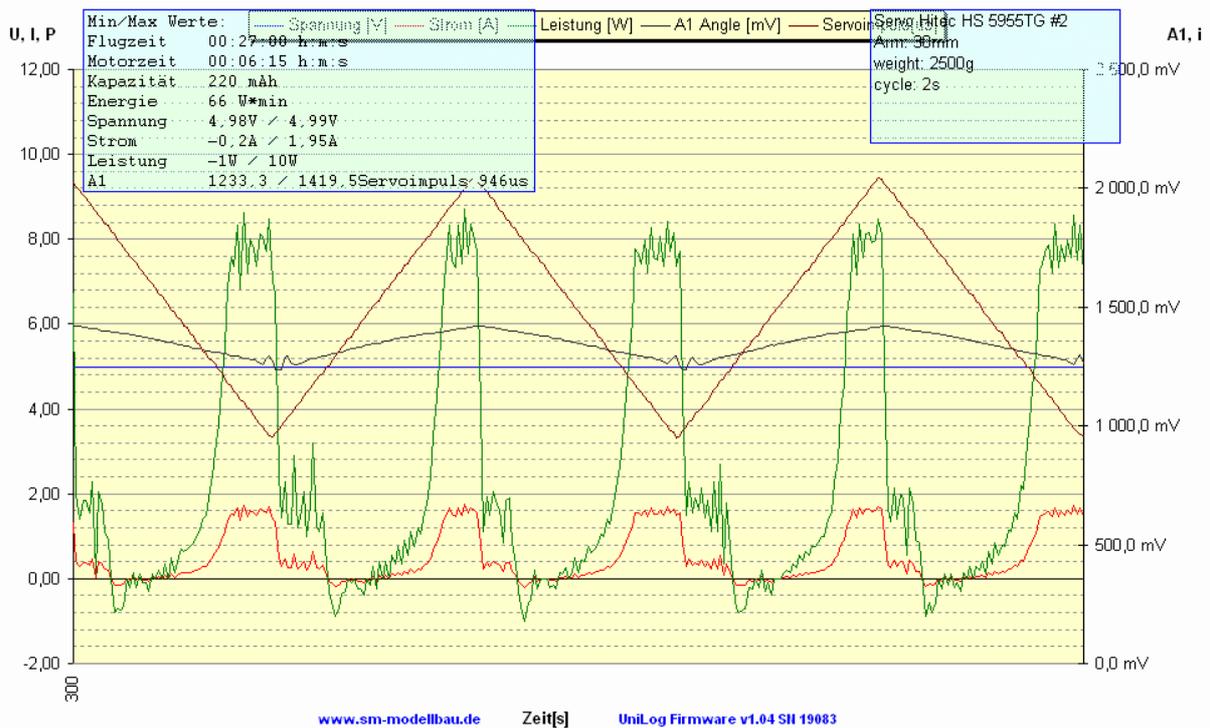


Abbildung 128 Beispiel eines Datenlogs eines Langzeit-Versuchs mit zyklischen Lasten

In der obigen Abbildung ist ein Datenlog eines Langzeitversuchs dargestellt. Es werden Servosignal und Position gemessen (braun und schwarz). Die Position des Servos wird über einen externen Winkelaufnehmer vermessen. Diese Signale sind nicht in das SI-System umgerechnet, sondern stellen Roh-Messdaten dar. Sie dienen zum qualitativen Vergleich zu Beginn und am Ende des Versuchs. Über diese Werte lässt sich feststellen, ob sich durch Temperatureinflüsse oder andere Effekte die angefahrenen Winkel verändern.

Die Spannung des Systems ist in blau dargestellt. Es ist gut zu erkennen, dass sie als konstant und unabhängig vom Lastfall angenommen werden kann. Die rote Kurve stellt die Stromaufnahme des Servos während der zyklischen Lasteinleitung dar, die grüne Kurve die Leistungsaufnahme. Zu beachten ist, dass die hohen Leistungsaufnahmen während des Anhebens der Last anliegen und solange die Last schwebt. Sobald der Absetzzyklus beginnt, sind die Leistungswerte bereits wieder sehr gering, da die Schwerkraft nun unterstützend wirkt. Die Schwankungen im unteren Lastbereich sind auf Seilstraffungseffekte zurückzuführen.

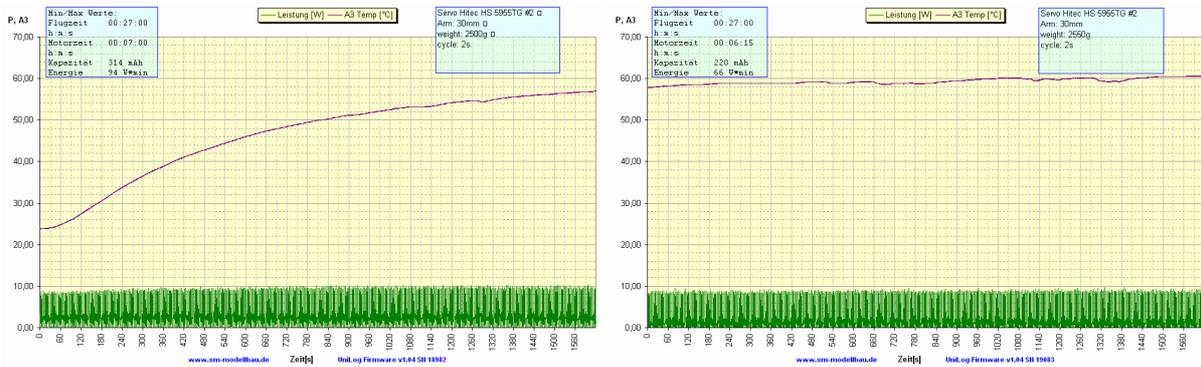


Abbildung 129 Langzeittest - exemplarischer Temperaturverlauf (lila Kurve)

Als ein weiterer Wert wurde die Temperatur des Servos während der Dauerlastversuche aufgezeichnet. Der Sensor wurde auf die Kühlrippen aufgebracht. Die Kühlrippen am Servogehäuse dienen zum schnellen Ableiten der im Inneren entstehenden Wärmeenergie. Über die Kühlrippen sollte ein gutes Abbild der im Inneren vorherrschenden Bedingungen abzuleiten sein. Interessant für die Langzeitversuche ist, ob sich für die Temperatur ein stationärer Zustand einstellt und ob dieser unterhalb der Grenztemperatur liegt, bei dem das Servo in vorangegangenen Versuchen bereits Versagenserscheinungen zeigte (Abbildung 129, x-Achse: Zeit, y-Achse Temperatur und Leistung; stationärer Temperaturwert bei circa 60°C).

A - 4.3.2 Test des HS 5955 TG Servos

In Abbildung 130 ist der Dauerlastversuch des später auch verwendeten HS 5955 TG Servos aufgezeichnet. Die Versorgungsspannung liegt bei 5 V. Die Temperatur stabilisiert sich bei 44°C.

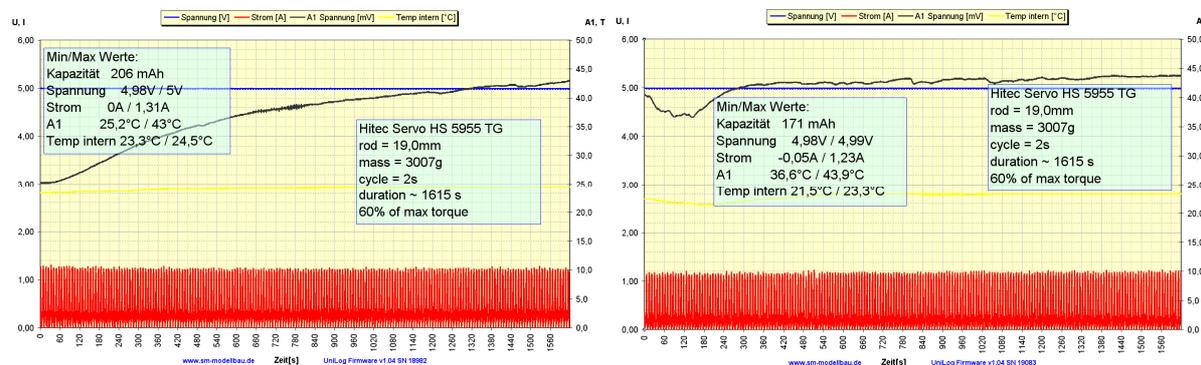


Abbildung 130 Dauerlastversuch 5 V; 60% des max. Drehmoments; HS 5955TG³

³ Die Abbildung besteht aus zwei Teilen, die technisch bedingt durch den Wechsel des Datenloggers entstehen. Das ist erforderlich, da die Größe des Datenspeichers begrenzt ist. Während des Wechsels wird der Versuch für einige Minuten unterbrochen, wodurch die im Bild gezeigten Abkühlerscheinungen entstehen.

Da es sich bei dem HS 5955TG um das zum Einsatz kommende Servo handelt, wurde es nochmals unter höheren Anforderungen getestet. Dazu wurde die zyklische Last auf 90% des maximal vom Servo erzeugbaren Drehmoments gesetzt.

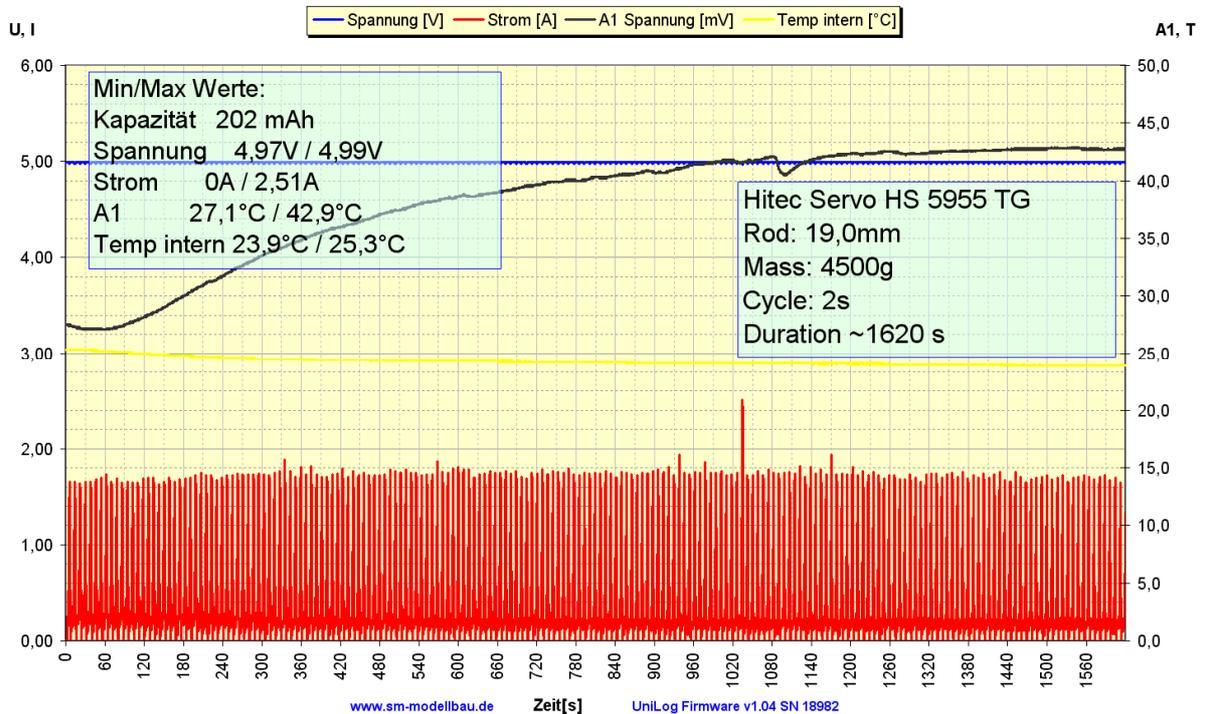


Abbildung 131 Dauerlastversuch HS 5955 TG; 5 V; 90% des maximalen Drehmoments

Es hat sich gezeigt, dass sich die Temperatur bei diesem Validierungsversuch ebenfalls unter 45°C stabilisiert. Da - wie später gezeigt wird - die Grenztemperatur bei circa 68°C liegen wird, wurde dieser Wert als akzeptabel eingestuft.

A - 4.3.3 Einflüsse der Temperatur auf die Leistungsaufnahme

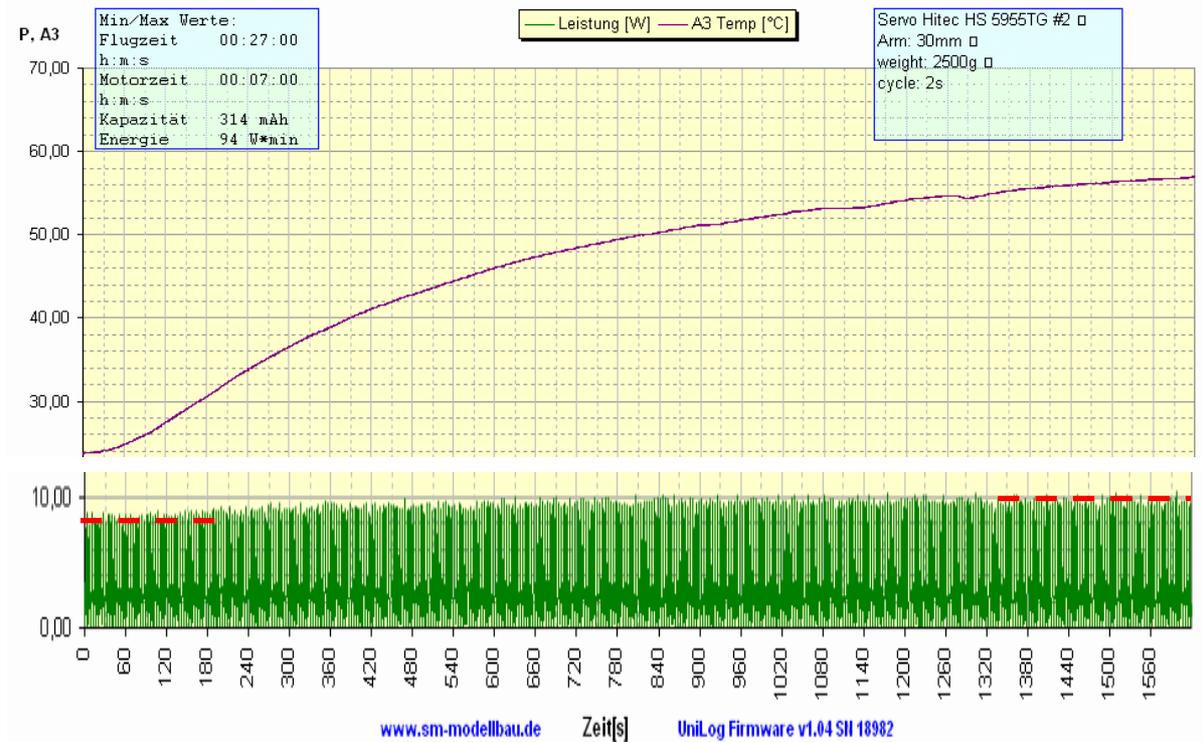


Abbildung 132 Temperatureinfluss auf die Leistungsaufnahme

Während der Dauertests konnte ebenso der Einfluss der Temperaturerhöhung auf die Leistungsaufnahme der Servos ermittelt werden. In Abbildung 132 ist die Veränderung der Leistungsaufnahme unter Temperatureinfluss exemplarisch dargestellt. Die grüne Kurve stellt die einzelnen Maximalwerte der Zyklen in einer in X-Richtung stark gestauchten Weise dar. Darüber befindet sich die Temperaturkurve (lila). In diesem Diagramm ist zu erkennen, dass die Höhe der Maximalwerte mit der Zunahme der Temperatur zunimmt. Der Leistungsbedarf steigt um etwa 20% und ist mit zwei roten Linien im Diagramm gekennzeichnet.

A - 4.3.4 Versagensgrenze durch Überlast

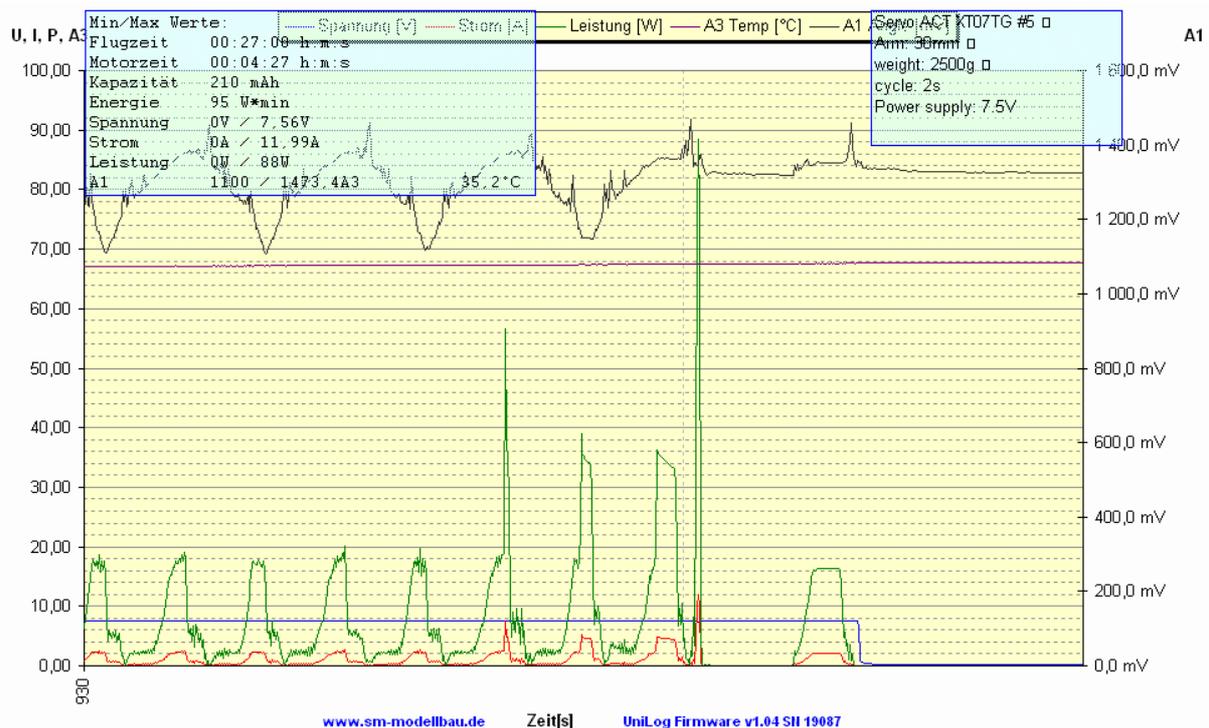


Abbildung 133 Dauertest mit Überhitzungserscheinung

In Abbildung 133 ist ein Beispiel eines Dauertests mit einem Servoversagen dargestellt. Bei diesem Test erlitt die Leistungselektronik für eine Bewegungsrichtung bereits nach 15 Minuten einen Defekt. Die Temperatur erreichte bei diesem Test circa 68°C. Der Defekt, welcher durch Überhitzung entstand, kann wie folgt charakterisiert werden:

- Das Servo konnte danach nur noch Bewegungen in eine Richtung ausführen
- Es entstand keine Blocksituation. Das Servo folgt von außen eingeleiteten Bewegungen.

Bei diesem Test wurde ein für 7,4 V spezifiziertes Servo benutzt. Diese Servos sind für den Einsatz an Lithium-Polymer-Zellen konzipiert. Da ein 2sLiPo im geladenen Zustand über 8 V Spannung bietet und somit über der Nennspannung liegt, muss dieser Test in jedem Falle bestanden werden.

Es ist deutlich zu erkennen, dass die Temperatur (lila) bei diesem Test bei circa 68°C liegt. Die Versorgungsspannung liegt bei 7,4 V, was der Nennspannung 2s-LiPo Akku entspricht. Die Stromaufnahme liegt bei etwas über 2 A. Die Belastung wurde, wie oben beschrieben, auf 30% des maximalen (real gemessenen) Drehmoments gesetzt. Das entspricht etwa 15% des im Datenblatt angegebenen Wertes. Die Wärmeenergie, die unter diesen Bedingungen in das System eingeleitet wird, ist zu hoch und führt zum Versagen der elektrischen Bauteile. Resultierend ist zu sagen, dass die für 7,4 V spezifizierten Servos durch den hohen Wärmeeintrag in das System leicht zerstört werden. Da ein 2s-LiPo Akku unter geladenen Bedingungen über 8 V Spannung bietet und somit die Zerstörung noch früher zu erwarten wäre, ist das ein weiterer Grund, auf die Nutzung dieses 7,4 V Servotyps zu verzichten. Dieses Ergebnis ist für den getesteten Servotyp gültig und kann nicht auf alle Servos für 7,4 V angewendet werden. Es ist anzunehmen, dass durch weitere Entwicklung durchaus Servos für den Betrieb an 2s-LiPo-Zellen verfügbar sind. Die Versagensart dieses Servos ist aufgrund der Baugleichheit mit dem später verwendeten HS 5955TG sehr interessant. Beim HS5955TG

liegt aufgrund der geringeren Versorgungsspannung kein Temperaturproblem vor, allerdings konnte die Versagensgrenze mit diesem Test lokalisiert werden.

A - 4.4 Blockierversuch

Beim Blockierversuch wurden die Servos mit maximalem Drehmoment auf Block gefahren. Die Servos müssen für diesen Versuch diese Situation ohne Schaden überstehen. Während des Tests werden die Servos mit der für sie spezifizierten Spannung versorgt.

Als Ergebnis wurde festgestellt, dass die 7,4 V Servotypen bereits nach circa 70 Sekunden Block versagten, wogegen die anderen Servotypen diese Situation unbeschadet und dauerhaft überstanden haben.

A - 4.5 Zusammenfassung Servotests

Für den Systementwurf bedeuten die Ergebnisse, dass im Falle einer Blocksituation genügend Zeit zum Abbruch des Fluges beziehungsweise der Mission zur Verfügung steht und eine außerplanmäßige Landung eingeleitet werden kann. Ein Servodefekt sollte im Normalfall nicht zum Verlust des Fluggerätes führen, wofür durch die Auswahl und Dimensionierung der Servos auch die Voraussetzungen getroffen worden sind. Das ausgewählte Servo durchläuft fehlerfrei und reproduzierbar das Testprogramm für einen längeren Zeitraum, als ein Flug durch die Limitierung von Akkukapazität und Treibstoffvolumen maximal dauern kann.

A - 5 Flugabbruchsteuerung

Die Flugabbruchsteuerung ist in 6.4 beschrieben. In der folgenden Abbildung sind die Hauptkomponenten des Fallschirmsystems dargestellt. Das Fallschirmfach ist mit einer Sprungfeder ausgestattet, welche innerhalb einer Aluminiumummantelung geführt wird und bei Auslösung den Fallschirmdeckel heraus wirft. Dieser Mechanismus wird über einen Bolzen ausgelöst, der von redundant arbeitenden Servoaktuatoren bewegt wird. Der Hauptschirm liegt in Form eines Schlauches in dem Fach. Der Pilotschirm wird locker darüber drapiert und mit dem Deckel des Fallschirmfaches verbunden. Bei Auslösung wird zunächst der Deckel vom Fluggerät gesprengt. Der Deckel zieht dann den Pilotschirm und dieser den Hauptschirm aus. Das Fluggerät ist mit dem Hauptschirm über drei Gurte verbunden, die das Fluggerät in der Normalfluglage halten. Damit ist gewährleistet, dass bei guten Bedingungen das Fluggerät auf dem Fahrwerk landet, welches bei Aktivierung der Flugabbruchsteuerung automatisch ausfährt.

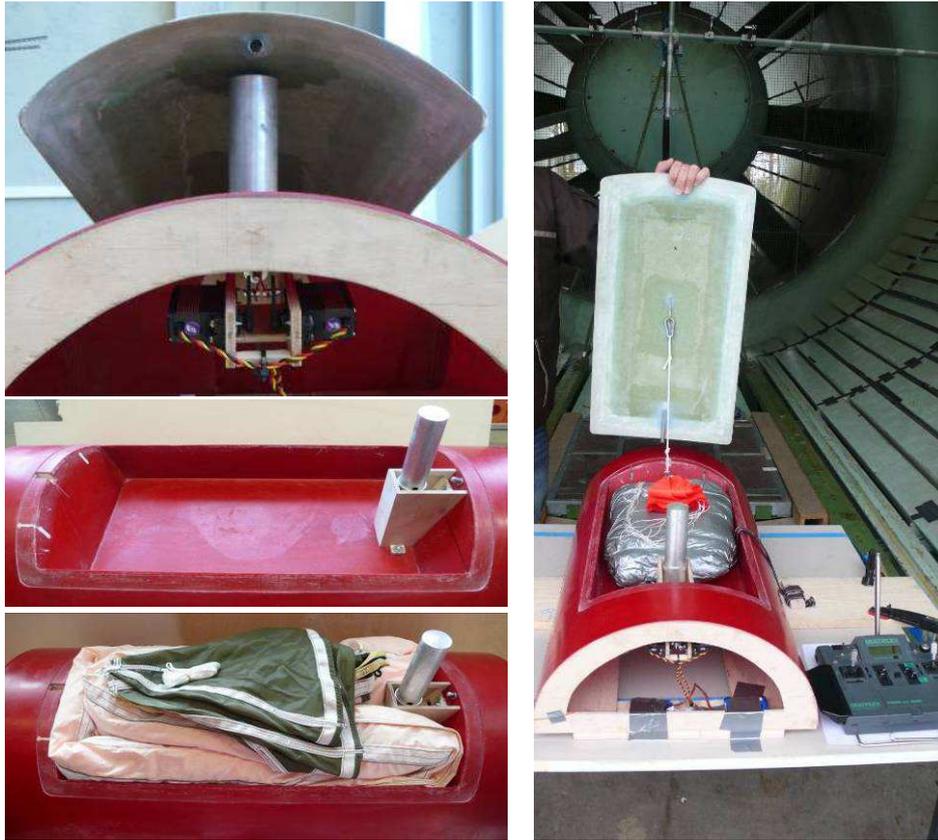


Abbildung 134 Hauptkomponenten Fallschirmbergesystem

A - 5.1 Testziele

Die Flugabbruchsteuerung wurde in zwei Phasen getestet. Während statischer Auslöseversuche wurden statistische Werte generiert, die zeigen sollten, inwieweit die Auslöseeinheit zuverlässig operiert. In Windkanalversuchen sollte nachgewiesen werden, wie sich das System unter angeströmten Bedingungen verhält und vor allem, wo die Systemgrenzen bezüglich niedriger Geschwindigkeiten und Anströmwinkel liegen.

A - 5.2 Statische Auslöseversuche

In einer Testreihe wurde das komplett integrierte Auslösesystem in seinem finalen Design getestet. Es lag eine 100%ige erfolgreiche Auslösung vor. Im Verlauf von über 50 Fallschirmaktivierungen wurden keine Fehler im System, in der Konstruktion oder dem operativen Handling festgestellt. Während dieser Versuche wurde entschieden, zur Unterstützung der Bodencrew eine Kontroll-LED nachzurüsten, die dem Bediener Gewissheit über die saubere Verriegelung des Fallschirmfaches gibt.

A - 5.3 Ausschussversuche im Windkanal

A - 5.3.1 Testaufbau

Die Tests wurden im Böenwindkanal der Universität Stuttgart durchgeführt.

Für die Tests wurde ein *Mock up* des Rumpfsegmentes, welches das Fallschirmfach beherbergt, im Windkanal benutzt. In dem Testsegment wurde das Rettungssystem installiert. Das Rumpfteil wurde im Windkanal verzurrt. Aus Sicherheitsgründen konnte eine Öffnung des Hauptschirms nicht durchgeführt werden, was auch nicht Bestandteil dieses Tests sein sollte. Vielmehr musste erprobt und validiert werden, dass der Pilotschirm in der

Lage ist, das Gewicht des Hauptschirms aus dem Fallschirmfach zu ziehen. Dabei wurden die Bedingungen des Tests so gewählt, dass die Grenze der Verfügbarkeit des Fallschirmsystems ermittelt werden kann. Der Hauptschirm und der Pilotschirm sind Zukaufteile und wurden bereits in ihrem normalen Operationsfeld weitreichend erprobt. Es kann daher vorausgesetzt werden, dass sobald der Hauptschirm den Fallschirmschacht verlassen hat, auch die Öffnung des Schirmes erfolgreich verläuft.



Abbildung 135 Testaufbau Windkanalversuch Fallschirmsystem

Aus den oben genannten Gründen fokussierte sich dieser Test auf die erfolgreiche Ausbringung des Fallschirms aus dem Fluggerät.

Für den Test wurden zwei Parameter variiert. Zum einen wurde die simulierte Fluggeschwindigkeit zwischen 10 und 17 m/s eingestellt, zum anderen wurde der Anströmwinkel um die Hochachse in den Werten 0°, 45°, 90° und 180° verändert. Insgesamt wurden 25 Ausschüsse im Windkanal vorgenommen.

Test	V [m/s]	AoS [°]
1-5	17	0
6-8	10	0
9-10	17	45
11-14	10	45
15-16	17	90
17-20	10	90
21-22	10	180
23	17	180
24-25	10	0

Tabelle 25 Ausschussversuche Fallschirmsystem im Windakanal

In den folgenden Abbildungen sind exemplarische Auslösungen dargestellt. Im linken Bild ist der Deckel bereits abgesprengt und zieht den Pilotschirm (signalrot) nach. Im rechten Bild ist der Moment gezeigt, in dem sich der Pilotschirm öffnet und ein Ersatzgewicht entsprechend dem Hauptschirmgewicht aus dem Fach zieht.



Abbildung 136 Auslösetests Fallschirmsystem im Windkanal

A - 5.3.2 Testergebnisse

Im Test zeigten sich vier mögliche Testszenarien, die sich abhängig von der Strömungsgeschwindigkeit und des Anströmwinkels einstellen.

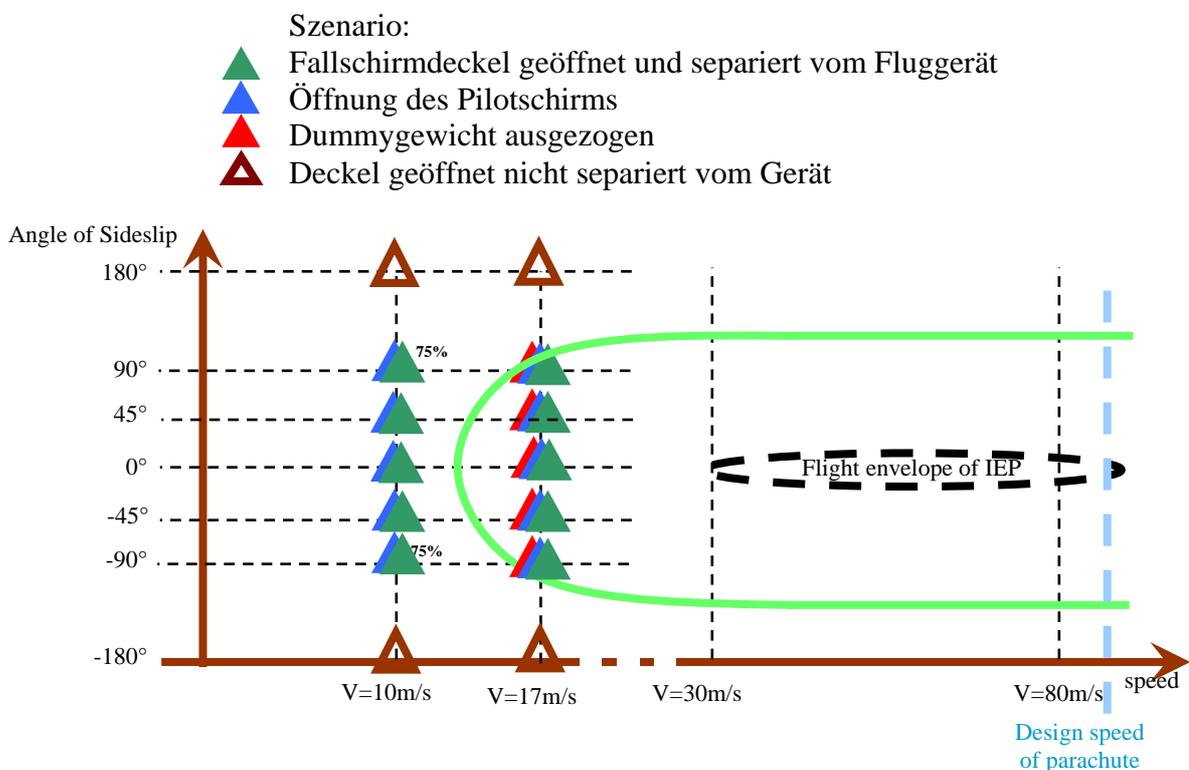


Abbildung 137 Testergebnisse Windkanalversuche Fallschirmsystem

In Abbildung 137 sind die Ergebnisse der Ausschussversuche des Windkanaltests dargestellt. Auf der x-Achse ist die Strömungsgeschwindigkeit dargestellt, auf der y-Achse ist der Schiebewinkel aufgetragen. Die farbigen Dreiecke markieren die getesteten Konditionen und die Testergebnisse. Der schwarz gestrichelt, umrahmte Bereich stellt den normalen Operationsbereich des Fluggerätes dar. Die hellblau gestrichelte Linie markiert die Geschwindigkeit für die dieses Fallschirmsystem entwickelt wurde.

Das Fallschirmsystem wird normalerweise für Hochgeschwindigkeitsdrohnen im militärischen Bereich eingesetzt und wird zum Landen benutzt. Daher wäre eine Auslösung im Bereich des markierten Design Speeds innerhalb der normalen Operationsgrenzen des Fallschirms. Die unbemannte Testplattform wird in Bereichen von 30 m/s bis circa 80 m/s

bewegt. Es kann demnach vorausgesetzt werden, dass die auftretenden Lasten beim Öffnen des Schirms bei hohen Geschwindigkeiten kein Problem darstellen. Daher konzentrierte sich dieser Test auf die Ermittlung der unteren Betriebsgrenze des Schirms.

Bei zu geringen Anströmgeschwindigkeiten besteht die Gefahr, dass der Hauptschirm nicht aus dem Fallschirmfach herausgezogen wird. Die Testergebnisse zeigen, dass diese Grenze zwischen 10 und 17 m/s liegt. Des Weiteren kann angenommen werden, dass das Flugabbruchsystem gerade dann aktiviert wird, wenn keine Normalbedingungen mehr vorliegen, was auch die Fluglage betreffen kann. Daher wurden im Test Schiebewinkel von bis zu 90° getestet und exemplarisch der Fall der rückwärtigen Anströmung simuliert. Im Test führten alle Winkel bis zu 90° Schiebewinkel zur erfolgreichen Ausbringung des Hauptschirm-Ersatzgewichtes, insofern sie bei einer Geschwindigkeit von 17 m/s durchgeführt wurden. Der sich daraus ergebende nutzbare Bereich des Fallschirmsystems ist mit der grünen Linie umrandet. Es wird sichtbar, dass dieser Bereich den normalen Operationsbereich des Fluggerätes komplett abdeckt. Des Weiteren ist durch den sich ergebenden Bereich eine gewisse Zeitreserve vorhanden, die zwischen der Detektion einer möglichen kritischen Situation seitens des Piloten, Autopiloten oder der Bodencrew und der letztmöglichen Auslösung des Bergesystems besteht.

Die Testergebnisse des Windkanalversuches des Fallschirmsystems lassen sich wie folgt zusammenfassen:

- Im spezifizierten Bereich ergibt sich eine erfolgreiche Ausschussrate von 100%
- Der Fallschirm arbeitet in Bedingungen bis zu 90° Queranströmung des Rumpfes
- Der spezifizierte Bereich des Rettungssystems deckt den Nutzungsbereich des Fluggerätes vollständig ab.
- Der Bereich beinhaltet eine große Reserve.
- Die minimale Auslösegeschwindigkeit liegt unterhalb von 17 m/s.
- Bei einer Auslösung bei geringeren Geschwindigkeiten ist eine erfolgreiche Ausbringung des Hauptschirms bei genügend großer Höhe wahrscheinlich, da der Pilotschirm immer vom Flugzeug separiert wird.

A - 6 Vermessung der Luftdatensonde

Die Luftdatensonde wurde in diversen Tests auf ihre Tauglichkeit und Genauigkeit untersucht. Dabei wurde sie im Laminarwindkanal der Universität Stuttgart bezüglich der Messgenauigkeit getestet, während des *Full Scale*-Windkanalversuch am Institut of Aviation (Warschau, Polen) bis zu maximalen Einsatzgeschwindigkeiten erprobt und während Freiflugversuchen auf einem bemannten Flug und einem unbemannten Flug unter realen Flugbedingungen getestet.

A - 6.1 Windkanalversuch - Laminarwindkanal

A - 6.1.1 Testaufbau und Testziel

Der Versuch fand im Laminarwindkanal des Institutes für Aero- und Gasdynamik der Universität Stuttgart statt. Ziel war es, die Sensorperformance zu überprüfen und zu validieren. Gleichzeitig sollten Kalibrierkurven aufgezeichnet werden.

Maximale Geschwindigkeit	90 m/s
Testsektion	2,73 m x 0,73 m
Testzeit	kontinuierlich

Tabelle 26 Laminarwindkanal Parameter

Die Sonde wurde mittels einer Haltevorrichtung im Windkanal derart platziert, dass sie in einer Richtung geschwenkt werden konnte. Somit konnte wahlweise der Anstell- und Schiebewinkel Alpha oder Beta variiert werden.



Abbildung 138 Luftdatensonde im Laminarwindkanal

Testnr.	Speed [m/s]	Speed [km/h]	variable angle	Positions
1	10	36	Alpha	Test angle: -25°; -22,5°; -20°; -17,5°; -15°; -12,5°; -10°; -7,5°; -5°; -2,5°; 0°; 2,5°; 5°; 7,5°; 10°; 12,5°; 15°; 17,5°; 20°; 22,5°; 25°
2	15	54	Alpha	Test angle: -25°; -22,5°; -20°; -17,5°; -15°; -12,5°; -10°; -7,5°; -5°; -2,5°; 0°; 2,5°; 5°; 7,5°; 10°; 12,5°; 15°; 17,5°; 20°; 22,5°; 25°
3	20	72	Alpha	Test angle: -25°; -22,5°; -20°; -17,5°; -15°; -12,5°; -10°; -7,5°; -5°; -2,5°; 0°; 2,5°; 5°; 7,5°; 10°; 12,5°; 15°; 17,5°; 20°; 22,5°; 25°
4	25	90	Alpha	Test angle: -25°; -22,5°; -20°; -17,5°; -15°; -12,5°; -10°; -7,5°; -5°; -2,5°; 0°; 2,5°; 5°; 7,5°; 10°; 12,5°; 15°; 17,5°; 20°; 22,5°; 25°
5	30	108	Alpha	Test angle: -25°; -22,5°; -20°; -17,5°; -15°; -12,5°; -10°; -7,5°; -5°; -2,5°; 0°; 2,5°; 5°; 7,5°; 10°; 12,5°; 15°; 17,5°; 20°; 22,5°; 25°
6	35	126	Alpha	Test angle: -25°; -22,5°; -20°; -17,5°; -15°; -12,5°; -10°; -7,5°; -5°; -2,5°; 0°; 2,5°; 5°; 7,5°; 10°; 12,5°; 15°; 17,5°; 20°; 22,5°; 25°
7	40	144	Alpha	Test angle: -25°; -22,5°; -20°; -17,5°; -15°; -12,5°; -10°; -7,5°; -5°; -2,5°; 0°; 2,5°; 5°; 7,5°; 10°; 12,5°; 15°; 17,5°; 20°; 22,5°; 25°
13	10	36	Beta	Test angle: -25°; -22,5°; -20°; -17,5°; -15°; -12,5°; -10°; -7,5°; -5°; -2,5°; 0°; 2,5°; 5°; 7,5°; 10°; 12,5°; 15°; 17,5°; 20°; 22,5°; 25°
14	20	72	Beta	Test angle: -25°; -22,5°; -20°; -17,5°; -15°; -12,5°; -10°; -7,5°; -5°; -2,5°; 0°; 2,5°; 5°; 7,5°; 10°; 12,5°; 15°; 17,5°; 20°; 22,5°; 25°
15	30	108	Beta	Test angle: -25°; -22,5°; -20°; -17,5°; -15°; -12,5°; -10°; -7,5°; -5°; -2,5°; 0°; 2,5°; 5°; 7,5°; 10°; 12,5°; 15°; 17,5°; 20°; 22,5°; 25°
16	40	144	Beta	Test angle: -25°; -22,5°; -20°; -17,5°; -15°; -12,5°; -10°; -7,5°; -5°; -2,5°; 0°; 2,5°; 5°; 7,5°; 10°; 12,5°; 15°; 17,5°; 20°; 22,5°; 25°

Tabelle 27 Testmatrix Luftdatensonde

In Tabelle 27 ist die Testmatrix der durchgeführten Tests dargestellt. Es wurde jeweils entweder der Anstellwinkel oder der Schiebewinkel variiert. Die Testläufe wurden mit verschiedenen Geschwindigkeiten bis maximal 50 m/s durchgeführt. Die Position der Sonde wurde dabei mit einer Auflösung von 0,005° pro digitalem Inkrement gemessen.

A - 6.1.2 Testergebnisse

In Abbildung 139 ist ein exemplarischer Datenlog dargestellt. Der Winkel der Sonde wurde in diesem Fall in Anstellwinkelrichtung variiert. Es sind im Wesentlichen folgenden Effekte sichtbar:

- Der maximal messbare Winkel der Sonde beträgt bei der aktuellen Konfiguration $\pm 25^\circ$. Eine alternative Konfiguration ermöglicht eine breitbandigere Messung bei geringerer Auflösung.
- Die Einflüsse der Luftströmung auf die Windfahne, die sich im Lee befindet.
- Kalibrierdaten für die Sonde im Allgemeinen.

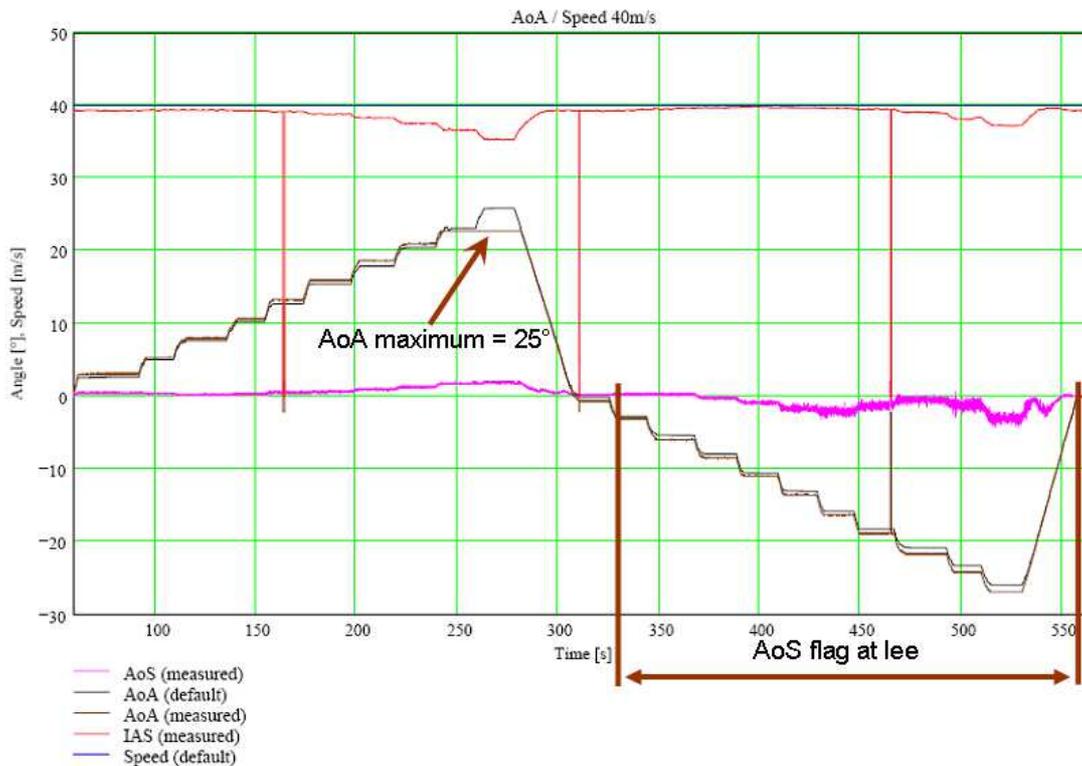


Abbildung 139 Luftdatensonde, exemplarischer Datenlog



Abbildung 140 Windfahne im Lee

Sobald die Sonde so angeströmt wird, dass eine der Windfahnen im „Windschatten“ der Sonde liegt, hat dies negative Auswirkungen auf den Messwert. Die Windfahne beginnt zu oszillieren und der Messwert weicht im Mittel vom korrekten Wert ab, wodurch eine reine Filterung unzureichend wäre. Dieser Effekt ist reproduzierbar und kann durch Online- oder Nachbearbeitung des Wertes kompensiert werden. Der Effekt tritt jedoch erst signifikant in Bereichen mit mehr als 10° Anstellwinkel auf, so dass unter normalen Flugbedingungen ausreichend hohe Genauigkeiten erzielt werden können.

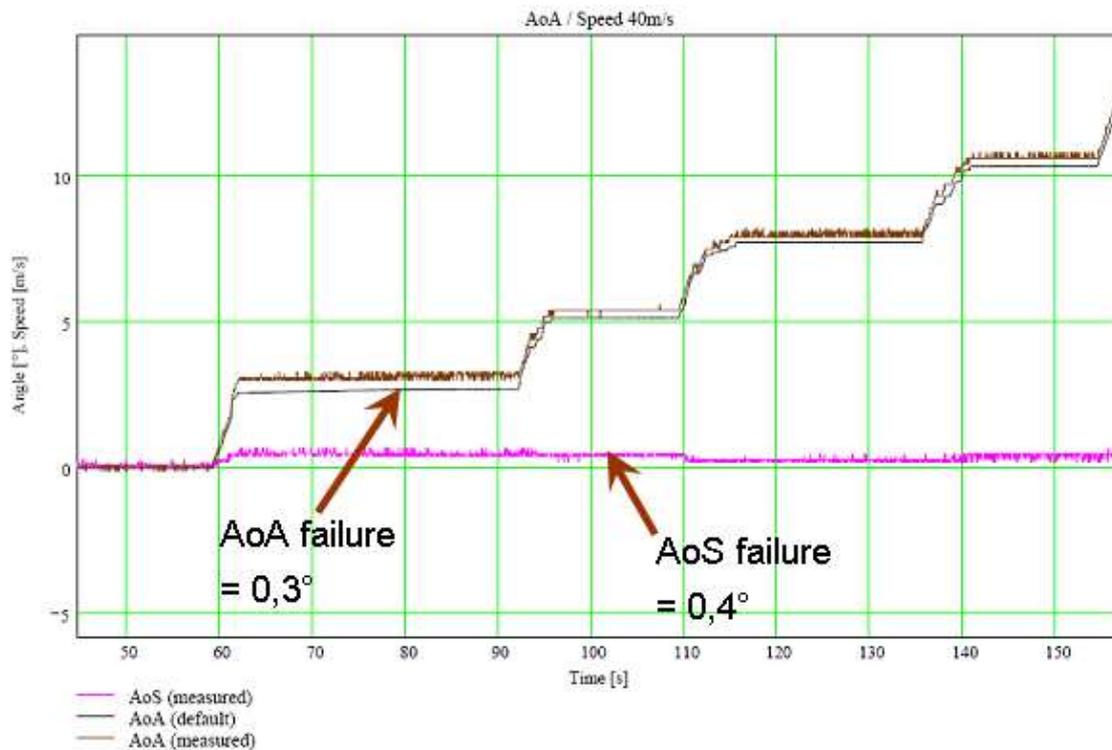


Abbildung 141 Windfahne im Luv

Die Abbildung 141 zeigt eine Ansicht der Messwerte im Bereich AoA 0° - 10° . Die Genauigkeit liegt in diesem Bereich (unkalibriert) bei ca. $0,3^{\circ}$. Die Genauigkeit der Schiebewinkelsonde liegt in einem ähnlichen Bereich. Die Windfahnen oszillieren nicht.

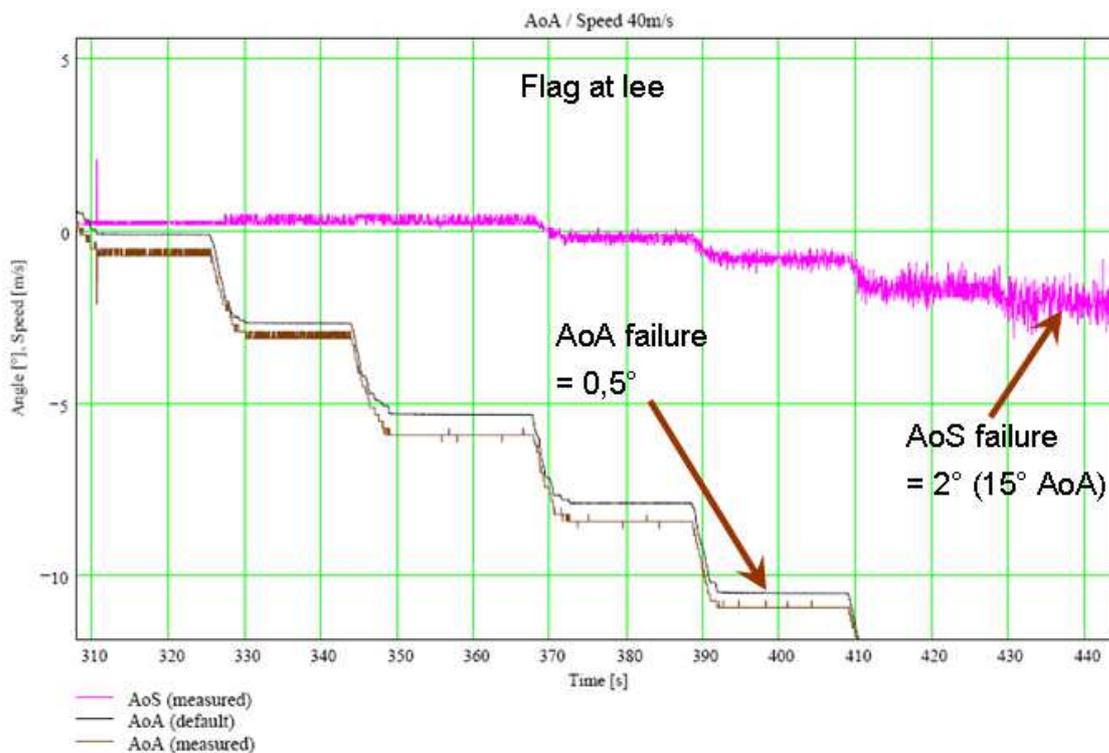


Abbildung 142 Windfahne im Lee

Abbildung 142 zeigt den Fall, in dem die Windfahne des Schiebewinkels im Lee des Auslegers liegt. Wie schon oben beschrieben, entsteht dabei ein größerer Einfluss auf die Messung. Der Fehler der Anstellwinkelmessung liegt bei $0,5^\circ$. Der Fehler der Schiebewinkelmessung liegt im Mittel bei 2° und wird qualitativ schlecht bei Anströmwinden von $>10^\circ$ AoA. Zusätzlich treten Schwingungen der Fahne auf. Dieser Effekt ist geringer bei gleichzeitigem Auftreten von Anstell- und Schiebewinkeln. Da der Effekt immer dann auftritt, wenn eine der beiden Windfahnen sich im Lee Bereich des Auslegers befindet, ist der Effekt kompensierbar. Die Oszillation kann gefiltert und der Mittelwert bereichsweise mit einem Offset versehen werden.

Im Windkanal wurde ebenso die Anströmgeschwindigkeit von der Sonde aufgezeichnet. Die Sonde ist mit einem Pitotrohr ausgestattet. Dieses leitet den dynamischen und den statischen Druck an entsprechende Sensoren der Verarbeitungselektronik weiter. Die Sonde ist empfindlich gegenüber Schräganströmungen. Das Verhalten konnte im Windkanal nachgemessen werden.

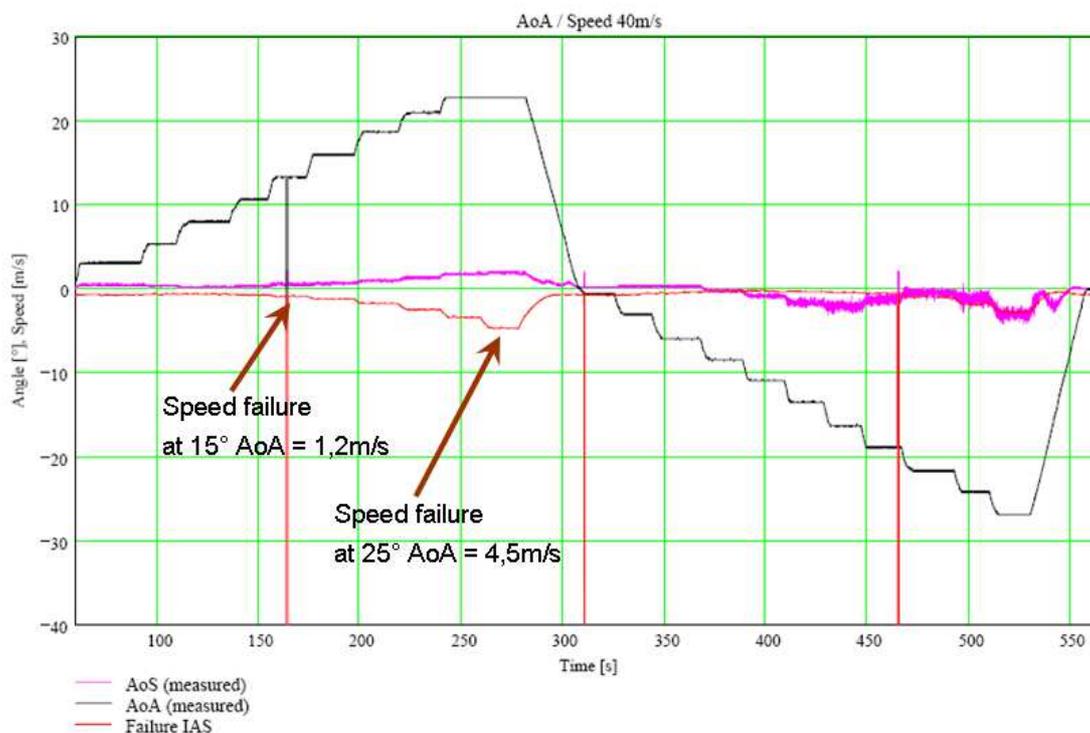


Abbildung 143 Geschwindigkeitsmessung unter Einfluss von Schräganströmung der Sonde

Die Messungen unter Bedingungen von weniger als 10° Schräganströmung enthalten einen Offset von $0,8 \text{ m/s}$, welcher kalibriert werden kann. Sobald die Sonde weiter aus dem Luftstrom gedreht wird, steigt dieser Offset an. Bei 16° liegt er bei $1,2 \text{ m/s}$, bei 25° liegt er bei $4,5 \text{ m/s}$. Die besten Ergebnisse werden somit bei Anströmungen mit kleinen Winkeln zwischen Sonde und Luftstromrichtung erzielt. Bei größeren Winkeln wäre eine Kompensation des Offsets denkbar, müsste jedoch ausreichend getestet werden.

A - 6.1.3 Zusammenfassung der Testergebnisse

Die Laminarwindkanalversuche haben gezeigt, dass die Sonde eine ausreichende Genauigkeit im Bereich der Normalflugbedingungen aufweist. Normalflugbedingungen werden dabei als Bereich mit einem Anstell- bzw. Schiebewinkel mit zwischen $\pm 10^\circ$ definiert. Die Sonde weißt

geringere Genauigkeiten unter extremen Bedingungen (10° bis 25° und -10° bis -25°) auf. Diese Effekte können durch Kompensation teilweise eliminiert werden.

Anstellwinkelfehler	bis zu $0,5^\circ$ (unter Normalbedingungen $\pm 10^\circ$)
Schiebewinkelfehler	bis zu $0,5^\circ$ (unter Normalbedingungen $\pm 10^\circ$)
Geschwindigkeitsfehler	bis zu $0,8$ m/s (unter Normalbedingungen $\pm 10^\circ$)
Anstellwinkelfehler	bis zu 3° (unter nicht Normalbedingungen, $AoS > 15^\circ$)
Schiebewinkelfehler	bis zu 3° (unter nicht Normalbedingungen, $AoA > 15^\circ$)
Geschwindigkeitsfehler	bis zu 2 m/s (unter nicht Normalbedingungen, $AoS > 15^\circ$ oder $AoA > 15^\circ$)
Anstellwinkelfehler	bis zu 5° (unter extremen Bedingungen, $AoS > 20^\circ$)
Schiebewinkelfehler	bis zu 5° (unter extremen Bedingungen, $AoA > 20^\circ$)
Geschwindigkeitsfehler	bis zu $4,5$ m/s (unter extremen Bedingungen, $AoS > 20^\circ$ oder $AoA > 20^\circ$)

Tabelle 28 Luftdatensonde Testergebnisse

Die Ergebnisse lassen sich wie folgt zusammenfassen:

- Die Genauigkeit der Sonde ist ausreichend für die geplanten Missionen der Testplattform.
- Der spezifizierte Messbereich der Sonde beträgt $\pm 25^\circ$. Genaue und verlässliche Messungen sind in Bereichen von $\pm 10^\circ$ möglich. Kompensation könnte diesen Bereich ausweiten.
- Die Windfahnen oszillieren nicht, solange die Sonde korrekt angeströmt wird. Bei hohen Schräganströmwinkeln und Lee Effekten, kann es zu Oszillationen je einer Fahne kommen. Der Ausleger zeigt keine Tendenzen zu Schwingen.
- Die gemessenen Daten erlauben es, Kalibrierkurven für die Sonde zu ermitteln.

A - 6.2 Luftdatensonde unter realen Flugbedingungen

Die Luftdatensonde wurde während eines bemannten Testfluges mit dem *General Aviation* Flugzeug Husky eingesetzt. Damit konnte die Sonde unter realen Flugbedingungen beurteilt werden. Da es bei diesem Test keine Referenzmessgerät gab, diente er der Untersuchung des Schwingungsverhaltens des Auslegers und der Windfahnen.

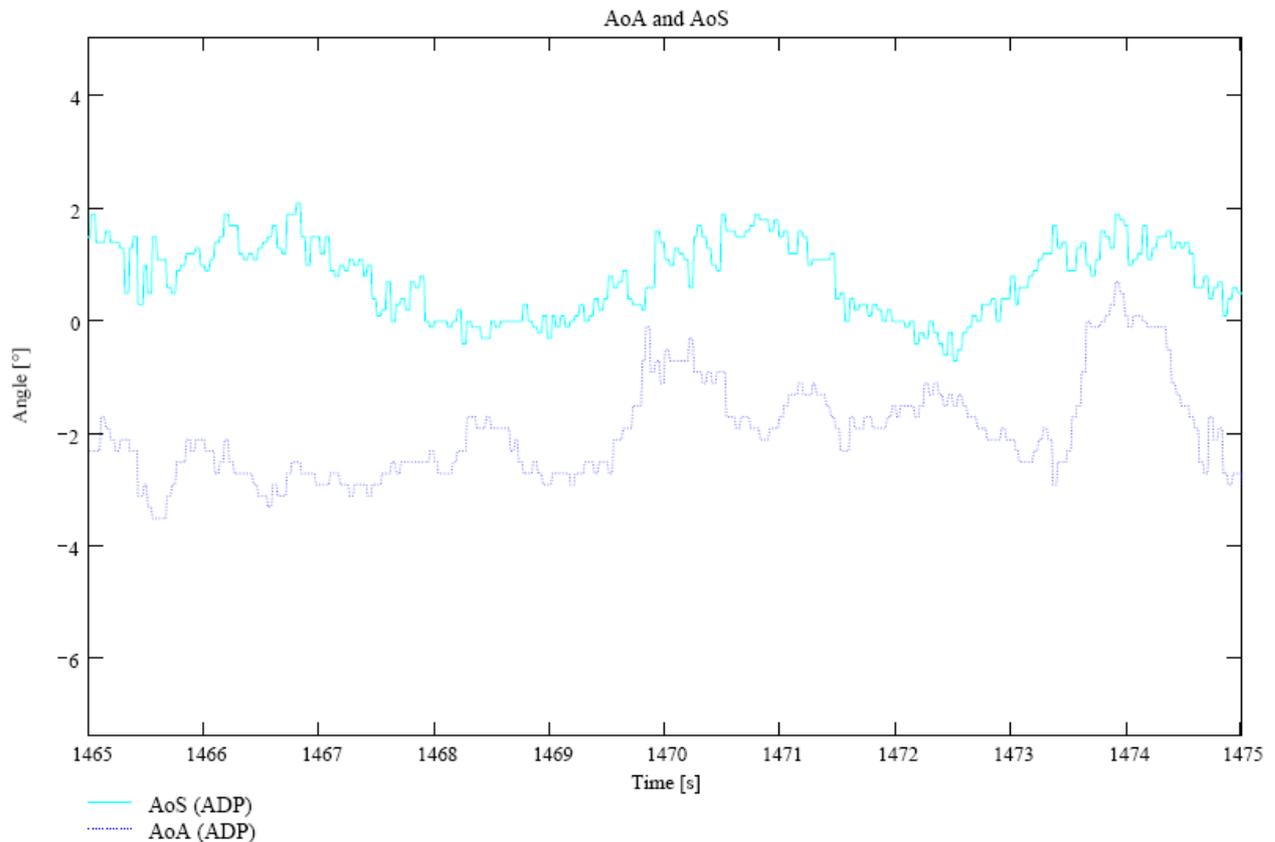


Abbildung 144 Luftdatensonde AoA und AoS

Die Abbildung 144 zeigt einen Ausschnitt der *AoA* und *AoS* Messung. Im Datenlog konnte eine Frequenz der Fahnen mit etwa 0,25 Hz detektiert werden. Diese Frequenz kann der Flugzeugbewegung zugeordnet werden, da die Eigenfrequenzen des Auslegers und der Fahnen in einem anderen Bereich liegen. Diese Frequenz konnte in keiner weiteren Messung registriert werden. Somit ist davon auszugehen, dass diese Frequenz durch Interferenzen mit der Flugzeugstruktur entsteht. Da keine Referenzmessmittel eingesetzt wurden, sind nur qualitative Aussagen möglich:

Der Ausleger der Sonde zeigt keine Tendenzen für Anregungen im Eigenfrequenzbereich.

Die Windfahnen zeigten zwar Schwingungseffekte, jedoch ist davon auszugehen, dass diese von Strukturinterferenzen erzeugt wurden.

A - 6.3 Test der Luftdatensonde am Fluggerät im Windkanal

Während der Windkanalversuche des Gesamtsystems wurde die Luftdatensonde ebenso am Fluggerät installiert. Diese Tests lassen Vergleiche zwischen den Windkanalmesseinrichtungen und den Werten der Luftdatensonde zu. Die Ergebnisse decken sich mit denen der Laminarwindkanal-Vermessung. Weiterhin konnte die mechanische Integration der Sonde in ihrem finalen Design validiert werden. Durch Videobeobachtung der Sonde während der Testläufe konnte gezeigt werden, dass es keine weiteren als die schon bekannten Einflüsse auf die Sonde gibt (keine Schwingungstendenzen, aber Lee Effekte).



Abbildung 145 Messplattform im Windkanal (*Institute of Aviation, Warschau, Polen, D=5m*)

A - 7 Vergleichsmessung der Höhengsensoren im Flugversuch

A - 7.1 Testaufbau und Testziele

Für die geplanten Missionen der Testplattform muss ein präzises Höhenvermessungssystem eingesetzt werden. Da es verschiedene Ansätze zur Höhenvermessung gibt, wurden diese im Versuch verglichen. Die Ergebnisse des Versuches sollten als Grundlage für die Auswahl der Sensoren dienen.

Für die Bestimmung der Höhe kommen Luftdrucksensoren, GPS-Geräte und optische Sensoren in Frage. Luftdrucksensoren und GPS-Geräte sind bereits mit der *onboard* Elektronik installiert und könnten der missionsspezifischen Hardware die Daten liefern. Zusätzlich wurde ein *Laser*-Höhenmesssystem konzipiert. Zur Auswahl standen ein günstiger Höhengsensor und ein hochpreisiges Gerät.

Um die Eignung der Sensoren zu überprüfen wurde ein bemannter Flugversuch unternommen. Dabei wurden im speziellen:

- die Messwerte der Sensoren im Vergleich mit anderen Höhenmesssystemen,
- die Datenrate,
- das Verhalten über verschiedenen Untergründen und
- die Verlässlichkeit

der Sensoren untersucht. Dazu wurden zusätzlich zu den in Frage kommenden *Lasersensoren* ein GPS-Gerät, die Luftdatensonde und eine *IMU* installiert. Bei den *Lasersensoren* handelte es sich zum einen um

- optoNCDDT ILR 1191-300, *Micro-Epsilon* und um den
- LDM 40 A, Astech.

Die folgenden Abschnitte beschreiben kurz die Parameter der Sensoren. Datenblätter zu diesen Sensoren sind im Anhang B zu finden.

A - 7.1.1 Lasersensor (optoNCDT ILR 1191-300, Micro-Epsilon)



Abbildung 146 Lasersensor optoNCDT ILR 1191-300 (Quelle: <http://www.micro-epsilon.de>; Zugriff am 30.12.2011)

Dieser Sensor ist für große Distanzen und hohe Messraten entwickelt worden. Die wesentlichen Parameter sind in der folgenden Tabelle gelistet.

Messbereich	0,5 – 300 m
Auflösung	1 mm
Stromversorgung	10 – 30 V (DC)
maximale Stromaufnahme	11,5 W (mit Heizung bei 24 V)
Abmessungen	136 mm x 57 mm x 104 mm
Gewicht	800 g

Tabelle 29 Auszug aus dem Datenblatt des Lasersensors optoNCDT ILR 1191-300

A - 7.1.2 Lasersensor (LDM 40 A, NLR)



Abbildung 147 Lasersensor LDM 40 A (Quelle: <http://www.astech.de>; Zugriff am 30.11.2011)

Messbereich	0,2 – 30 m auf natürlichen Oberflächen
Auflösung	0,1 mm
Stromversorgung	10 – 30 V (DC)
maximale Stromaufnahme	1,5 W
Abmessungen	circa 187 mm x 96 mm x 50 mm
Gewicht	circa 850 g

Tabelle 30 Extract from data sheet Lasersensor LDM 40 A

A - 7.1.3 Testflugzeug

Die Flugtests wurden mit dem *General Aviation* Flugzeug Husky durchgeführt. Das zweisitzige Flugzeug, ermöglicht bei der Durchführung der Tests das Mitfliegen eines Test-Operators. Dadurch können die Daten der Tests im Flug bewertet und gegebenenfalls Versuche direkt wiederholt werden.

Technische Daten A-1 Husky:

<i>Crew</i>	1
<i>Passenger</i>	1
<i>Engine</i>	<i>piston engine (Lycoming)</i>
<i>Performance</i>	134 kW (180 hp)
<i>Speed</i>	233 km/h (126 kts)
<i>Service ceiling</i>	6.096 m (20.000 ft)
<i>Range</i>	1.019 km (550 nm)
<i>Empty weight</i>	540 kg (1.190 lb)
<i>Maximum takeoff weight</i>	857 kg (1.890 lb)
<i>Wing span</i>	10,82 m (35,5 ft)
<i>Wing area</i>	17 m ² (183 ft ²)
<i>Length</i>	6,88 m (22,6 ft)
<i>Height</i>	2,01 m (6,6 ft)



Abbildung 148 Testflugzeug während der Tests

Für die Tests wurde die Husky mit den notwendigen Sensoren ausgerüstet, welche auf einer gemeinsamen Grundplatte installiert wurden. Bei den Sensoren handelte es sich um die Luftdatensonde zur Ermittlung der Luftdruck-Höhe, ein GPS-Gerät, zwei Lasersensoren und zusätzlich eine Videokamera zur Auswertung der Bodenbeschaffenheit. Zusätzlich wurde eine *IMU* zur Ermittlung der Lagewinkel installiert.



Abbildung 149 GPS-Antenne und Luftdatensonde

A - 7.1.4 Datenaufbereitung

Die im Folgenden gezeigten Daten wurden zur Vereinfachung der Auswertung aufbereitet.

Offsetberechnung für die Höhenmessung von GPS und Luftdatensonde:

Da das GPS System absolute Höhenwerte liefert und die Referenzhöhe mit ihrem Nullpunkt auf die Höhe der Landebahn gesetzt wurde, werden die GPS Höheninformationen mit folgender Gleichung berechnet:

$$Alt_{GPSQFE} = Alt_{GPSMSL} - 353m, \quad \text{GL. 25}$$

wobei 353m die Höhe der Landebahn ist.

Die Luftdatensonde liefert Daten nach Standardatmosphäre. Da am Testtag keine Normbedingungen herrschten wurde mit folgender Gleichung auch hier ein Offset auferlegt:

$$Alt_{ADPQFE} = Alt_{ADPMSL} - 444m, \quad \text{GL. 26}$$

wobei 444 m der Offset der Luftdatensonde - beeinflusst durch die Wetterlage – ist.

Weiterhin existiert ein Offset im Gradient der beiden Messwerte der durch atmosphärische Bedingungen zu erklären ist, Dieser wurde in den Daten nicht korrigiert. Mit den oben genannten Korrekturen ist lediglich der Nullpunkt beider Messungen abgeglichen worden.

Korrektur der Lasermesswerte mittels IMU Lagesensoren

Der Lasersensor liefert eine direkte Distanzmessung entlang einer geraden Linie. Da der Laser fest mit dem Fluggerät verbunden ist, kommt es zu Abweichungen, die korrigiert werden können.

Wird ein horizontales, ebenes Gelände vorausgesetzt, können Einflüsse von Roll- und Pitchwinkeln des Fluggerätes mit folgender einfachen Gleichung zurückgerechnet werden:

$$Alt_{Laser} = (\cos\phi \times Alt_{Mea}) \times \cos\theta, \quad \text{GL. 27}$$

wobei Φ den Rollwinkel repräsentiert und Θ den Pitchwinkel.

Des Weiteren entstehen Fehlereinflüsse durch die Topographie des Geländes. Der Laser liefert immer den Abstand zum Boden. Somit entstehen Unterschiede zu Luftdruck- und GPS-Höhenmesswerten durch das Überfliegen von Geländeunebenheiten. Diese sind nur mit einer exakten topographischen, dreidimensionalen Karte kalibrierbar. Die Verwendung des Lasers für Autopilotenfunktionen ist daher nur eingeschränkt möglich. Der Test fand in hügeligem Gelände statt. Dadurch sind Messunterschiede außerhalb des als relativ eben anzusehenden Flugplatzgeländes von bis zu 400 m möglich sind.

A - 7.1.5 Testergebnisse

Ein Überblick über die Testdaten ist in Abbildung 150 gegeben. Diese Daten sind bereits mit den oben beschriebenen Offsets versehen. Zusätzlich wurden Werte oberhalb von 1000 m gefiltert, da diese eindeutig als Messfehler identifiziert werden können. Während des Fluges wurden verschiedene Steig- und Sinkmanöver durchgeführt, um den späteren Anwendungsfall zu simulieren. Weiterhin wurde die Grenze der Sensoren erprobt, indem das Flugzeug auf über 600 m stieg.

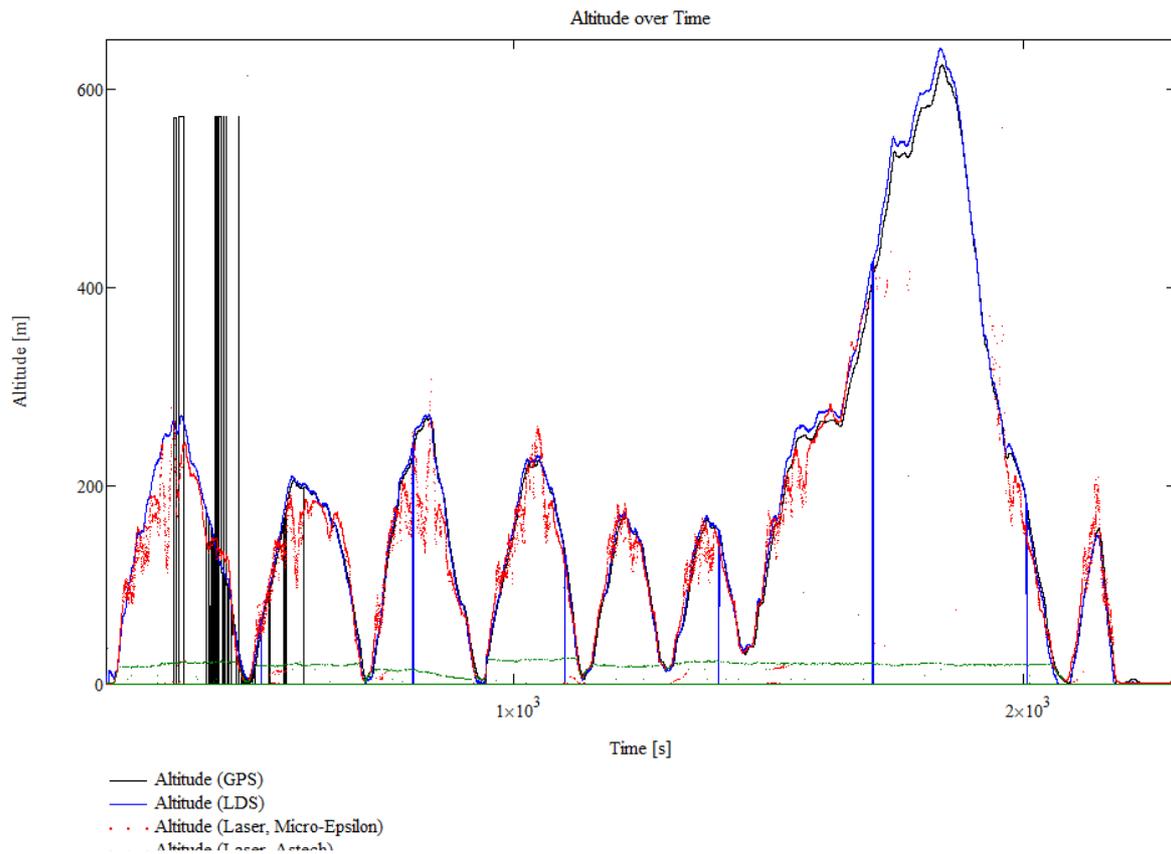


Abbildung 150 Daten des Messfluges der Höhengensensorik

Die roten Marker stellen den Messwert des *Micro-Epsilon-Lasers* dar. Die grünen Marker die Messwerte des *Astech-Lasers*. Schwarz und blau sind GPS- und Luftdatensonden Werte. Zu Beginn des Fluges lag eine noch nicht ausreichende GPS Signalqualität vor, womit die schwankenden Werte zu Beginn der Messung (braune Fehlerwerte) erklärt werden können.

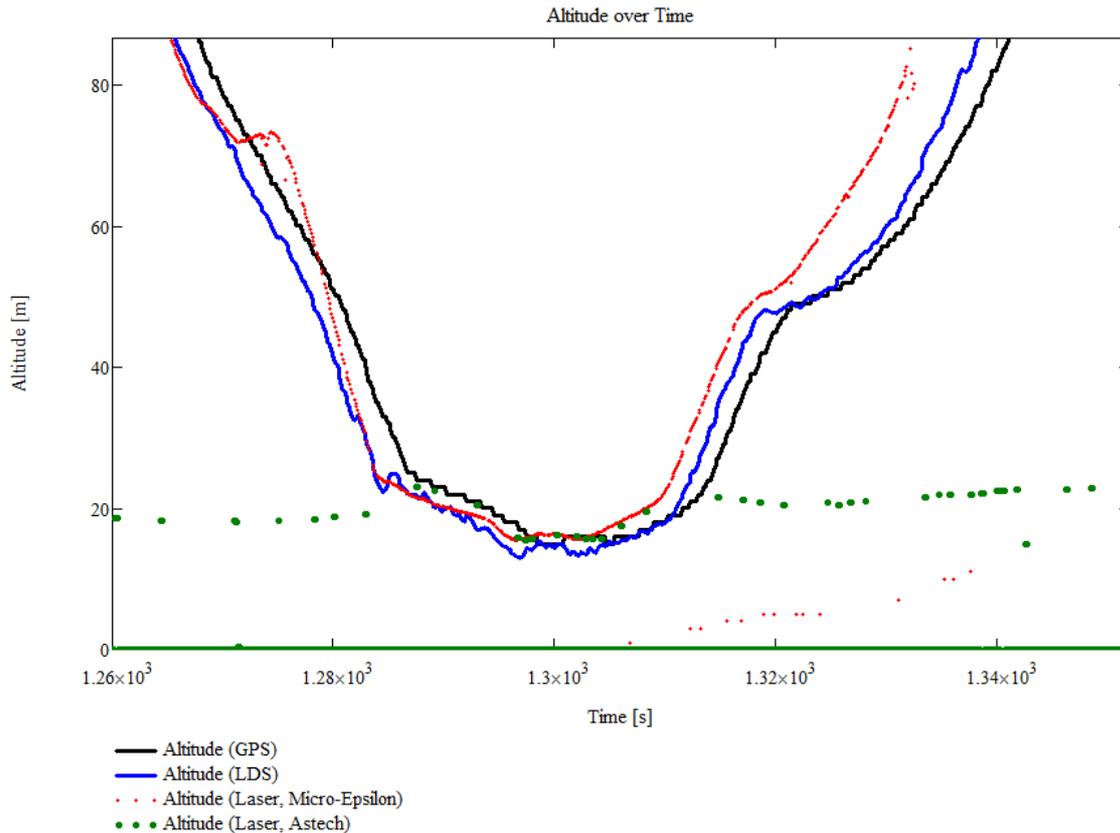


Abbildung 151 Detailansicht - Messungen während eines tiefen Überfluges

In Abbildung 151 sind die Werte aller Messsysteme während eines tiefen Überfluges dargestellt. Es ist deutlich zu sehen, dass GPS-Sensor, Luftdatensonde und *Micro-Epsilon-Laser* Werte liefern, die qualitativ nah zusammen liegen. Auffällig ist, dass der *Astech-Laser* zwar während des tiefen Überfluges Werte anzeigt, die sinnvoll erscheinen, die aber kaum von Werten zu unterscheiden sind, die der Sensor liefert, wenn die Messdistanz zu groß wird. Die hier dargestellten Höhen liegen nur teilweise innerhalb der Spezifikation des Sensors für natürliche Oberflächen. Größere Distanzen kann er nicht korrekt auflösen ohne dass der Reflektionspunkt dafür speziell präpariert wird. Die *Laserleistung* des Sensors ist zu gering. Der *Laser* empfängt keine Reflektionssignale bei rauen Oberflächen (Beton, Gras).

Der *Micro-Epsilon-Laser* liefert Werte, die sehr gut die Situation widerspiegeln. Der Höhenmesswert liegt während des Steig- und des Sinkfluges leicht über dem GPS-Wert, was an den oben beschriebenen Pitch- und Rollwinkeleffekten liegt. Die Messungen der Werte in größeren Höhen erfolgten allerdings nicht mehr über der als relativ eben anzunehmenden Landebahn, so dass hier keine Aussagen im Vergleich zu der GPS- und Luftdatensonde gemacht werden können. Der Einfluss der Geländetopographie verfälscht den Messwert. Im Bereich des tiefen Überfluges sind gute Übereinstimmungen aller drei verbleibenden Sensoren zu verzeichnen.

Der *Micro-Epsilon-Sensor* liefert zusätzlich zu den Messdaten auch eine Rückmeldung über die Signalqualität. Die Signalqualität hängt von der Bodenbeschaffenheit, der Entfernung zum Reflektionspunkt und vom dazwischen befindlichen Medium ab. Während des Flugversuches wurden verschiedene Oberflächentypen überflogen (Beton, Gras, Wasser, Eis, Schnee, Wald).

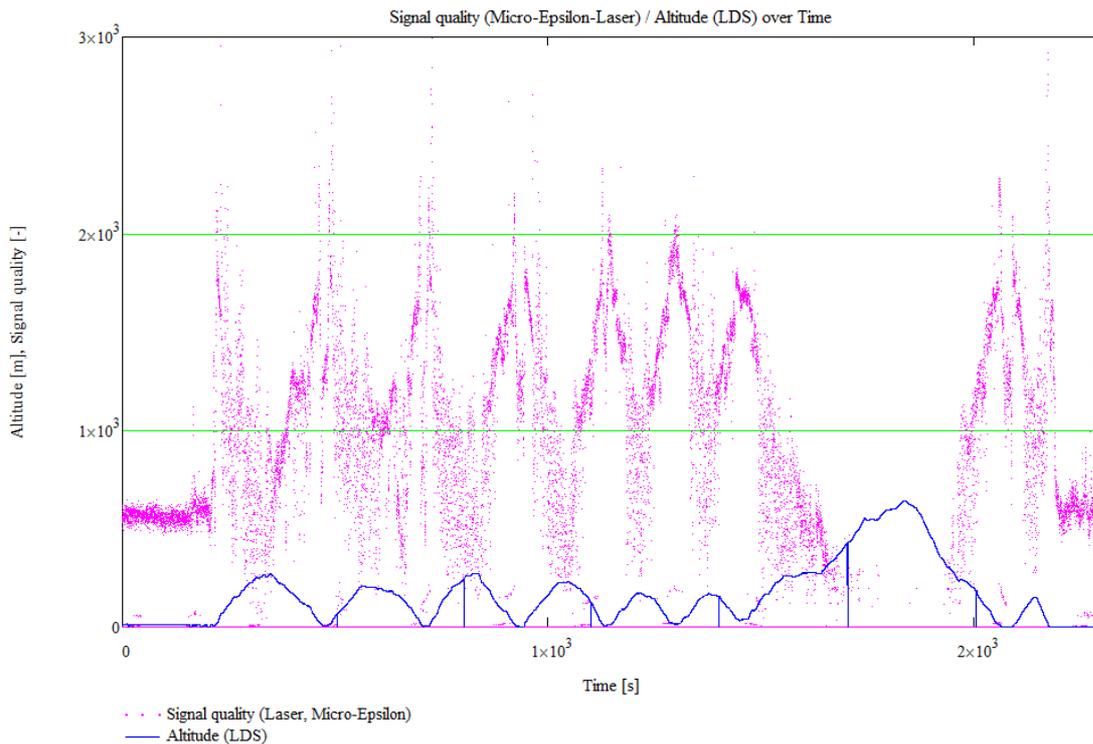


Abbildung 152 Signalqualität des *Micro-Epsilon*-Sensors (rot)

In Abbildung 152 ist die Rückmeldung der Signalqualität aufgezeichnet. Je höher der Wert, desto besser ist die Qualität des Distanzmesswertes des Sensors. In diesem Diagramm ist zu erkennen, dass die Signalqualität mit der Höhe schwankt. Mit zunehmender Höhe sinkt die Qualität. Bei Höhen von über 300 m ist kein Messwert des Sensors verfügbar.

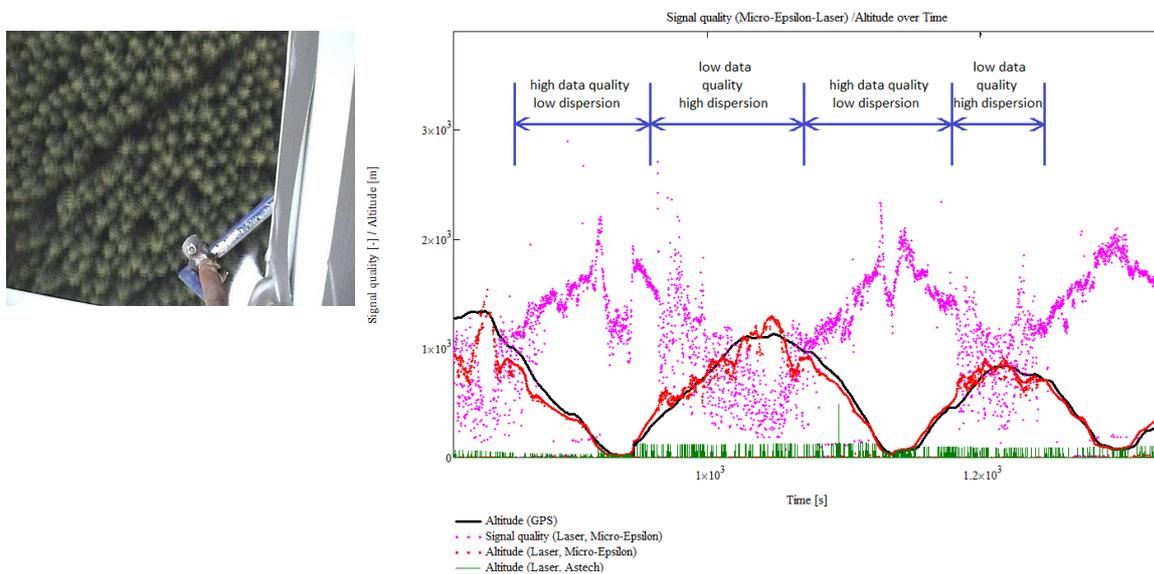


Abbildung 153 Signalqualität über Waldgebieten (links: Waldgebiet aus Blickrichtung des Sensors)

In Abbildung 153 ist die Signalqualität während mehrerer tiefer Überflüge dargestellt. In rot ist der Höhenmesswert des Sensors dargestellt, in pink die Qualität. Die Streuung des Qualitätssignals ist bei geringer Höhe klein und die Qualität ist gut bis sehr gut. In größeren Höhen und vor allem während sich das Flugzeug außerhalb des Flugplatzgeländes bewegt, ist der Einfluss der Oberflächenbeschaffenheit des Geländes deutlich in den Messwerten zu

sehen. Es können scharf abgegrenzte Gebiete mit hoher Signalqualitätsstreuung ausgemacht werden. Diese konnten später Waldgebieten zugeordnet werden. Während der Flüge konnte des Weiteren festgestellt werden, dass auf Eisflächen gar keine Messungen möglich sind.

A - 7.1.6 Testauswertung und Schlussfolgerungen des Höhensensorik-Tests unter Flugbedingungen

Während des Flugversuches ging es um die Evaluierung der verschiedenen *Laser*-Distanzmesssysteme für die Verwendung in der unbemannten Messplattform.

LDM40 A Astech

- Der Sensor kann Höhen über 20-25 m unter Flugbedingungen nicht vermessen. Der Reflektionsgrad von natürlichen Oberflächen sowie von Asphalt- und Betonoberflächen ist nicht ausreichend, um das schwache *Laser*signal des Sensors in erforderlicher Stärke zurückzuwerfen.
- Die Datenrate des Sensors ist zu gering.

optoNCDT ILR 1191-300

- Die Signalqualität ist ausreichend im spezifizierten Bereich von 0 bis 300 m.
- Die Genauigkeit ist ausreichend, solange die Bodenbeschaffenheit in für die Fugversuche definierten Bereichen liegt. Es muss eine Beton- oder Grasoberfläche vorliegen, um gute Messwerte zu erhalten.
- Die Datenrate ist sehr hoch. Es ist möglich, mit bis zu 2000 Hz Daten aufzuzeichnen. Der Sensor wird jedoch so konfiguriert, dass mit 100 Hz Werte geliefert werden, die über 20 Messungen gemittelt sind.
- Der Sensor hat eine hohe Leistungsaufnahme von 11,5 W.
- Der Sensor liefert über gefrorenen Eisflächen keine Daten.

Schlussfolgernd lässt sich sagen, dass der Astech-Sensor eine zu geringe Abstrahlleistung des *Lasers* besitzt und deshalb eine relativ geringe Leistungsfähigkeit aufweist. Der *Micro-Epsilon*-Sensor liefert zuverlässig Daten auch bei groben Bodenrauigkeiten. Die Daten sind über ein Qualitätssignal bewertbar. Somit können schlechte Daten gefiltert werden. Dieser Sensor eignet sich sehr gut zum Einsatz für die geplanten Missionen als Zusatzhöhenmessgerät während der Lärmvermessung des Flugzeuges, da diese Messungen nur über der Startbahn durchgeführt werden.

A - 8 Reichweitentests

Das *Onboard*-System wurde verschiedenen Reichweitentests unterzogen. Zunächst fand eine Überprüfung der Herstellerangaben von drei unterschiedlichen RC-Anlagen statt (Test A). In einem weiteren Schritt erfolgte eine Überprüfung der Reichweite unter Flugbedingungen mittels eines bemannten Ultraleichtflugzeuges (Test B). Letztlich wurde das Gesamtsystem durch einen *Full Scale*-Reichweitentest validiert (Test C).

Die getesteten Systeme sind in folgender Tabelle zusammengefasst:

Hersteller	Übertragungstechnik	Sender	Empfänger
Robbe Futaba	2,4 Ghz FASST System	FX 30 2,4 Ghz	
Multiplex	35 Mhz System Kanal 63	MPX MC 4000 HFM3-SYNTH	MPX RX-12-SYNTH DS IPD
ACT	2,4 Ghz S3D System	MC 4000 mit ACT S3D DUO Module	S3D-10 Dual

Tabelle 31 Getestete Übertragungssysteme

A - 8.1 Testaufbau A

Fall A ist ein Boden-Boden-Versuch, bei dem sowohl Sender als auch Empfänger nicht in Fluggeräten installiert sind. Boden-Boden-Tests unterliegen einem schädlichen Einfluss durch die Erdoberfläche, was die Ergebnisse negativ beeinflusst. Die gemessene Reichweite in der Boden-Boden-Konfiguration wird unter Boden-Luft-Bedingungen normalerweise übertroffen. Um mit dem Bodentest möglichst realistische und aussagekräftige Ergebnisse zu erzielen, wurden die Sendeeinheiten auf der Spitze eines Hügels positioniert, wodurch eine freie Sichtverbindung zu den Empfängern gewährleistet werden kann. Die Telemetrier Verbindung wurde ebenfalls in diesen Test involviert.

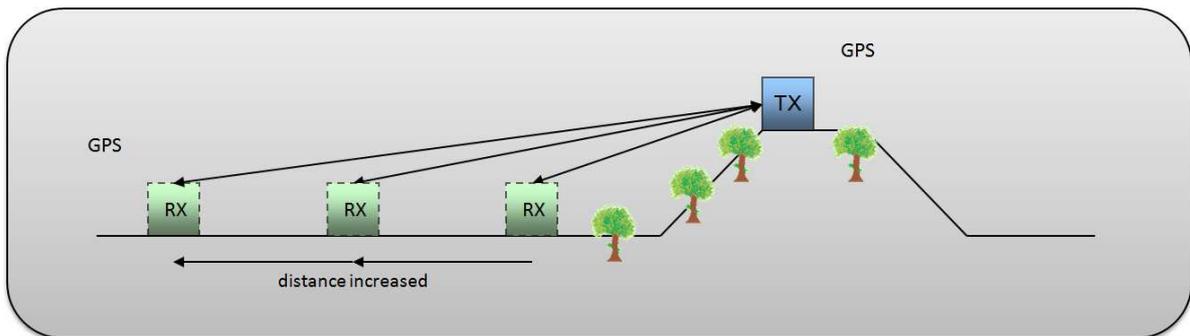


Abbildung 154 Reichweitentest Testaufbau A



Abbildung 155 Testumgebung Reichweitentest A

Die Empfangssysteme wurden auf einer mobilen Plattform installiert und der Abstand zu den Sendesystemen schrittweise erhöht. Bei jeder Messstelle wurde der Empfang protokolliert.

A - 8.2 Testaufbau B

Für den zweiten Testfall wurden die zwei besseren Systeme des Boden-Boden-Tests (ACT und Robbe Futaba) in einem Ultraleichtflugzeug installiert. Die Sendesysteme befanden sich am Boden sowie die Bodenstation des Fluggerätes. Die Telemetrie-Funkverbindung wurde ebenfalls in den Test einbezogen und ermöglichte die Verfolgung des Flugweges des Flugzeuges am Boden sowie über den Datenlog eine spätere Auswertung der Flugbahnen und Abstände. Mit diesem Testaufbau wurden dann Boden-Luft-Reichweitentests durchgeführt.



Abbildung 156 Onboard-Funksysteme an Bord des Ultraleichtflugzeuges

A - 8.3 Testaufbau C

In einem dritten Versuch wurde das sich bis dahin als bestes System herauskristallisierende in einem Boden-Boden-Versuch validiert. Dieser Versuch stellt einen Komplettsystemtest dar, bei dem die Reichweite unter Einfluss aller anderen Systeme im aktiven Zustand analysiert wurde.

Dieser Test wurde im integrierten Zustand mit der unbemannten Messplattform durchgeführt, wobei unter anderem folgende System aktiviert waren: Triebwerke, Entlüftungspumpen des Tanksystems, Hauptrechner, Telemetrie, Aktuatoren, Luftdatensensor, GPS, *IMU*, *Laser*, Nutzlastsensorik und Nutzlastcomputer.

Der Test fand auf einem Flugplatz statt, bei dem ähnliche Bedingungen eingestellt werden konnten wie bei Test A. Die Bodenstation und der Sender konnten für die Vermessung der längsten Distanz auf einer leichten Anhöhe positioniert werden, was die Qualität der Messergebnisse verbessert.



Abbildung 157 Reichweitentest Flugplatz Hahnweide [16]

Das Fluggerät wurde während des Tests um die Hochachse gedreht. In 45°-Schritten wurde ein Testprogramm durchgeführt.

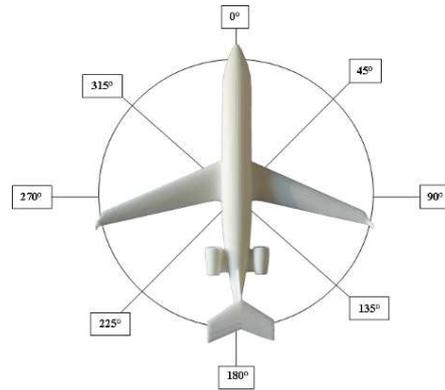


Abbildung 158 Testaufbau Reichweitentest des Gesamtsystems [16]

A - 8.4 Testergebnisse

A - 8.4.1 Test A

Dieser Test zeigte große qualitative Unterschiede zwischen den einzelnen, getesteten Systemen auf. Die 2,4 Ghz Anlagen konnten die Verbindung für größere Entfernungen halten als das 35 Mhz System. Die Abstände der Messpunkte zu den Sendeanlagen sind in der folgenden Tabelle zusammengefasst.

Messpunkt	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14
Abstand [m]	27	455	606	853	1018	1213	1368	1578	1784	2107	2715	2864	2979	3299

Tabelle 32 Positionen und Abstände im Boden-Boden-Test

Insgesamt wurden an 14 Positionen Messungen vorgenommen. Die Systeme liefern bis auf das ACT-System keine Informationen über die Signalqualität. Daher wurde die Empfangsqualität bewertet und in eines der folgenden Level eingestuft.

Signalqualität	ld
Voller Empfang ohne jede Störungsanzeige	3
Leichte Störungen auf den Servos/ <i>Failsafe</i> -Positionen für weniger als 1 Sekunde	2
Häufige Störungen/ <i>Failsafe</i> -Positionen; Einflüsse auf die Manövrierbarkeit eines Fluggerätes zu erwarten - aber kompensierbar	1
Mehr als 10% der Zeit <i>Failsafe</i> -Positionen; Fluggerät wäre unsteuerbar	0

Tabelle 33 Signalqualitätslevel

Mittels dieser Einstufungen ergibt sich folgendes Bild als Ergebnis dieses Tests.

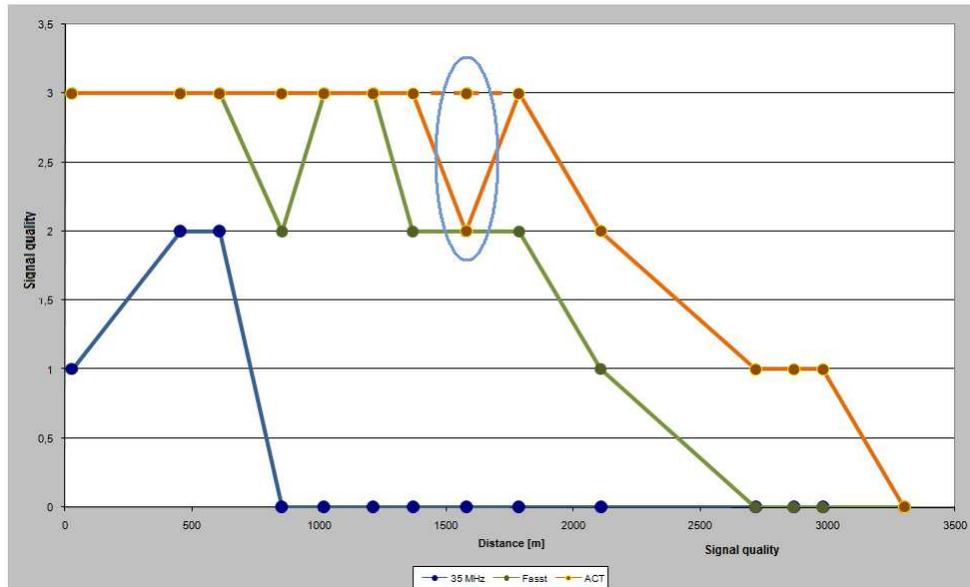


Abbildung 159 Testergebnis Boden-Boden-Test

Das Diagramm in Abbildung 159 zeigt auf der x-Achse die Entfernung zwischen Sender und Empfängersystemen und auf der y-Achse das Testergebnis. Die blaue Linie stellt das Verhalten des 35 Mhz Systems dar, die grüne das des Robbe-Futaba-Systems und die orangene das Verhalten des ACT-Systems. Das 35 Mhz System verliert schon nach circa 1000 m Boden-Boden-Reichweite den Kontakt zum Sender. Das Robbe-Futaba-FASST-System überbrückt Distanzen bis rund 2100 m und das ACT-System erreicht in diesem Test die höchste Reichweite von circa 2700 m. Totaler Signalverlust entstand beim ACT-System nach weiteren 600 m bei circa 3300 m. Im Bild ist ein Einbruch der Signalqualität des ACT-Systems bei Messstelle neun. Die direkte Sichtverbindung dieser Stelle wurde durch einige Bäume und eine Hochspannungsleitung behindert. Bei einer leichten Veränderung der Position konnte mit freier Sicht wieder ein störungsfreier Kontakt hergestellt werden. Daher ist anzumerken, dass 2,4 Ghz Systeme sensibel auf Hindernisse reagieren, und dass durch diese Abschattungseffekte eintreten können. Beim Betrieb von 2,4 Ghz Systemen ist daher auf absolute Hindernisfreiheit zwischen Sender und Empfangsanlage zu achten. Dies gilt flugzeugseitig für Strukturteile (Leitwerke, Flächen, Rumpf) und bodenseitig für jegliche Art von Infrastruktur oder Personen. Es muss durch entsprechende Vorkehrungen dafür gesorgt werden, dass zum Beispiel niemand zwischen den Piloten und das Fluggerät treten kann.

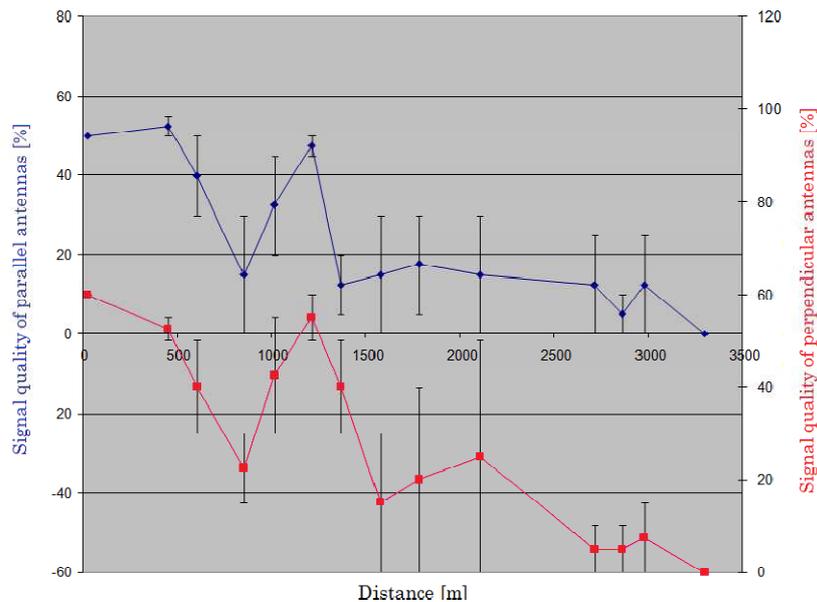


Abbildung 160 Signalqualität des ACT-Systems

Da das ACT-System die Qualität des Empfangssignals ausgeben kann, wurde dieses für den Test geloggt, und noch ein weiterer Effekt der Antennenausrichtung analysiert. Ein Antennenpaar (Sender und Empfänger) wurde parallel zueinander ausgerichtet, das zweite senkrecht zueinander. In Abbildung 160 sind beide Signalqualitäten dargestellt und es kann deutlich gezeigt werden, wie stark der Einfluss der Antennenorientierung ist. Durch die Verwendung von mehreren Sende- und Empfangsantennen besteht die Möglichkeit, diese so am Fluggerät zu installieren, dass in jeder Fluglage und in jeder Position mindestens eine Antenne eine gute Ausrichtung zur Bodenstation besitzt.

A - 8.4.2 Test B

In diesem Flugtest sind nur die 2,4 Ghz Systeme zur Anwendung gekommen. Die Empfänger sind an Bord des Ultraleichtflugzeuges installiert, die Sender in circa 1,5 m Höhe über dem Boden mit freier Sicht auf das Flugzeug. Der Test diente in erster Linie dazu ein quantitatives Maß über die Boden-Luft-Reichweite zu erhalten, obgleich dieser Test dem Einfluss des Fluggerätes an sich unterliegt. Da am Flugzeug keine baulichen Veränderungen (in etwa für eine optimale Installation von Antennen) vorgenommen werden können, wurden diese auf einem Testboard installiert und auf dem Passagiersitz mitgenommen (siehe Abbildung 156). Dadurch ergibt sich keine gleichförmige Rundumcharakteristik der Antennenwirkung, was bei der Auswertung der Tests beachtet werden muss. Es gehen nur jeweils die Abschnitte in die Auswertung ein, in denen überhaupt eine Chance bestand, dass die Funkssysteme kommunizieren können.

In Abbildung 161 ist der *Track* des Flugzeuges dargestellt (gelb). Der Pilot folgte ungefähren Äquidistanten um die Bodenstation. Die Abstände, die geflogen wurden, waren 1 km, 2 km, 2,5 km, 3 km, 4 km und 5 km. Die Höhe beträgt zwischen 200 und 300 m, wodurch ein sehr realistisches Szenario im Vergleich zum späteren Anwendungsfall abgebildet wird. Der äußerste Kreis wurde mit einer Höhe von 600 m geflogen.

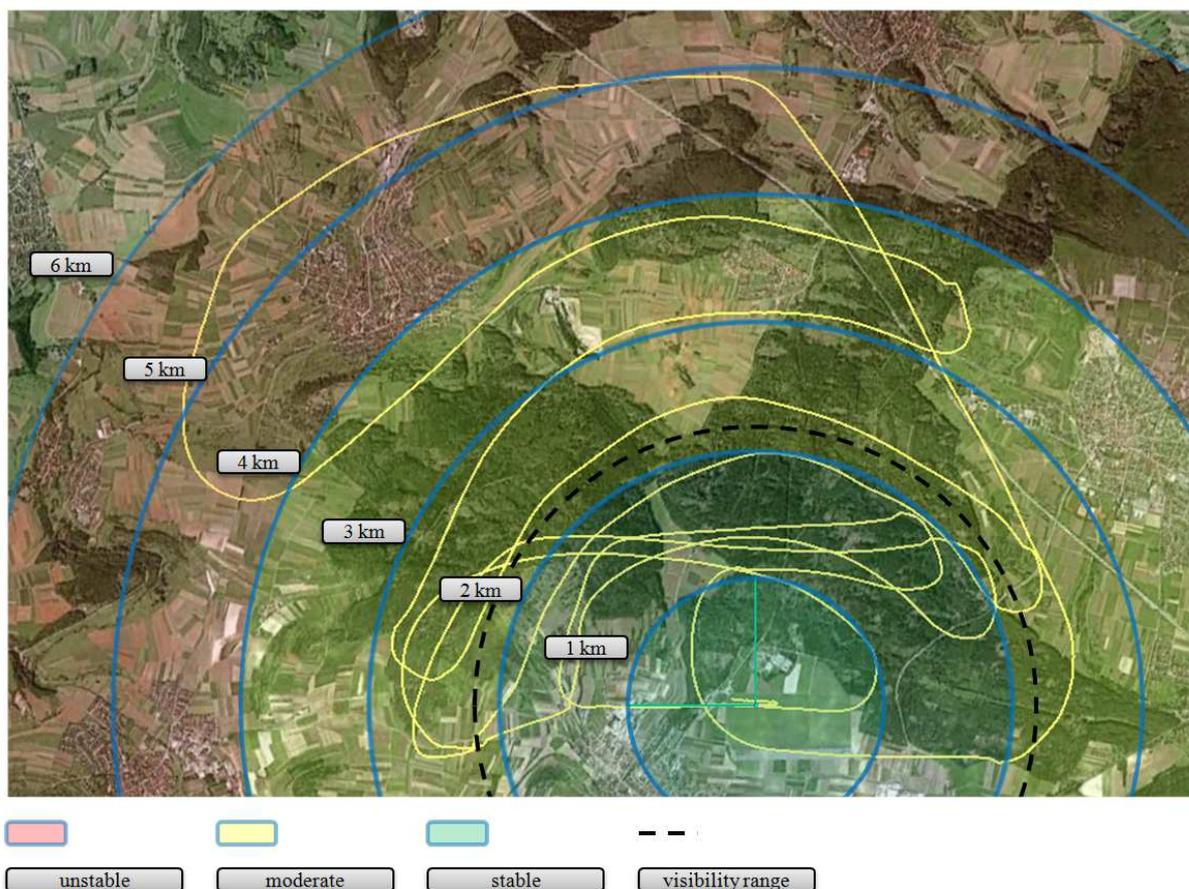


Abbildung 161 Flugtrack des Ultraleichtflugzeuges während des Reichweitentests

Als Ergebnis konnte folgendes festgestellt werden:

- Das ACT-System erreichte eine höhere Boden-Luft-Reichweite als das Robbe-Futaba-System.
- Das Robbe-Futaba-System erreichte im Test eine Reichweite von 2,2 km. Leichte Störungen konnten gelegentlich beobachtet werden.
- Das ACT-System konnte Störeinflüsse besser ausgleichen, was auf die höhere Anzahl an Antennen und HF-Modulen zurückzuführen ist.
- In einigen Fällen konnten Störungen in Distanzen von unter einem Kilometer festgestellt werden, dessen Ursache nicht bestimmt werden konnte.
- ACT lieferte noch moderate Signalqualitäten in über 4 km Entfernung. Der Signalverlust erfolgte bei 5,3 km in 700 m Höhe.
- Als Störquellen in diesem Test müssen folgende Aspekte einbezogen werden:
 - Kohlefaserstruktur des Rumpfes schirmt teilweise die Antennen,
 - Flügel mit integrierten Tanks schirmen die Antennen in Kurvenflügen,
 - Die Instrumentierung des Fluggerätes kann sich negativ auf die Funksysteme auswirken,
 - Auswirkungen des Motors und rotierende Metallteile.

Beide Systeme lieferten zufriedenstellende Ergebnisse hinsichtlich ihrer Spezifikationen. Da das ACT-System eine deutlich höhere Reichweite aufwies, wurde dieses System letztendlich für die Integration in der unbemannten Messplattform herangezogen. Das ACT-System hat vor allem höhere Reserven in der Kompensation schwieriger Bedingungen, was hauptsächlich

durch die vierfach vorhandenen HF-Module und somit vier Empfangsantennen gewährleistet wird. Dadurch ergibt sich bei diesem System eine höhere Chance, dass bei entsprechender Antennenanordnung über mindestens eine Antenne Signale übertragen werden können.

A - 8.4.3 Test C

Die Validierung des Systems wurde im vollständig integrierten Zustand vorgenommen. Die vier Antennen des Systems sind so am Fluggerät verteilt, dass sich für die typischen Flugsituationen immer eine optimale Ausrichtung von mindestens einer *Onboard*-Antenne ergibt.

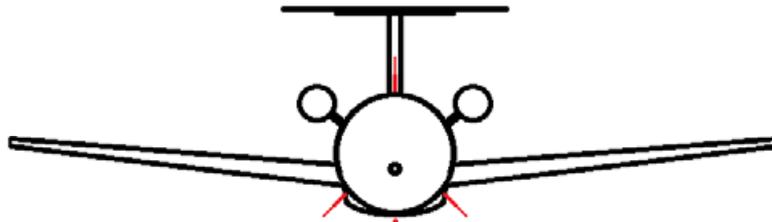


Abbildung 162 Antennenpositionen (rot)

Drei der Antennen sind in einem 120° -Winkel um den Rumpf verteilt. Die vierte Antenne ist an der Rumpfunterseite in Flugrichtung installiert. In Normalfluglage und großen Entfernungen wird hauptsächlich die obere Antenne genutzt. Bei anliegenden Rollwinkeln entsteht für die jeweils kurveninnere Antenne eine verbesserte Position. Bei Überflügen oder sehr kurzen Entfernungen befindet sich die in Flugrichtung installierte Antenne in optimaler Position. Der Pilot ist mit zwei Antennen ausgestattet, die aufgrund der Tatsache, dass der Pilot sich naturgemäß immer dem Fluggerät zuwendet, nachgeführt werden. Eine der zwei Antennen steht dabei vertikal und die zweite horizontal, so dass die Ausbreitungsrichtung der Antenne in Blickrichtung des Piloten erfolgt.

Beim Boden-Boden-Reichweitentest stand das Funksystem unter dem Einfluss aller anderen *Onboard*-Geräte, die alle aktiviert waren. Das Fluggerät wurde wie auf Abbildung 158 ersichtlich, auf Ständern in etwa 0,5 m Höhe über dem Boden gelagert, um Bodeneinflüsse zu reduzieren. Der Sender und die Bodenstation wurden an den markierten Positionen (Abbildung 157) installiert und das Testprogramm durchlaufen. Das Fluggerät wurde dabei in 45° -Schritten um die Hochachse gedreht und in jeder Position die Empfangsqualität bewertet. Zwischen dem Sender und dem Fluggerät bestand eine direkte Sichtverbindung ohne Hindernisse, wobei die Bodenstation bei der größten getesteten Distanz auf einer leichten Geländeerhöhung aufgebaut wurde.

Die Ergebnisse des Tests mit der größten Distanz sind in der folgenden Tabelle zusammengefasst. Die Distanz entspricht mit 2000 m etwa dem Doppelten des geplanten Operationsradius. Ein erfolgreiches Bestehen dieses Tests würde eine Validierung des Systems mit zweifachen Sicherheitsreserven bezüglich der Reichweite darstellen, wobei, wie im Test B gezeigt werden konnte, die erreichbaren Distanzen im Flug deutlich höher ausfallen dürften.

Orientation of aircraft towards GCS	Quality of RC-link	Check of control surfaces evaluation by pilot at aircraft	Telemetry response time [ms] 968 Mhz datalink	Telemetry lost packages /min	Comments
0°	45%	Flyable, fluent, no ticks	157	3	
45°	40%	Flyable, fluent, no ticks	156	47	
90°	38%	Flyable, fluent, no ticks	156	37	
135°	35%	Flyable, fluent, no ticks	158	11	aircraft team: Antennas shadowed by wooden aircraft supports
180°	50%	Flyable, fluent, no ticks	156	70	aircraft team: Antennas shadowed by wooden aircraft supports
225°	40%	Flyable, fluent, no ticks	156	26	aircraft team: Antennas shadowed by wooden aircraft supports
270°	40%	Flyable, fluent, no ticks	154	9	
315°	51%	Flyable, fluent, no ticks	156	6	

Tabelle 34 Testergebnisse Boden-Boden-Reichweitentest des Gesamtsystems bei 2000 m Distanz

Die Ergebnisse dieses Tests können wie folgt zusammengefasst werden:

- Es liegt eine stabile RC-Verbindung bis zu einer Reichweite von 2000 m unter optimalen Boden-Boden-Bedingungen vor.
- Es konnten keine negativen Einflüsse seitens der Flugzeugorientierung um die Hochachse ermittelt werden.
- Es konnten keine negativen Einflüsse von anderen *Onboard*-Systemen festgestellt werden.
- Andere potentielle 2,4 Ghz Störquellen, wie Handys oder WLAN, welche sich sowohl im Bereich der Bodenstation als auch im Bereich des Flugzeugs befanden, hatten keinen negativen Effekt auf das System.

A - 8.5 Schlussfolgerungen Reichweitentests

Die Tests haben gezeigt, dass 2,4 Ghz Systeme, die seit einigen Jahren auf dem Markt verfügbar sind, eine deutliche Qualitätssteigerung im Bereich der Übertragungstechnik bewirken. Die 2,4 Ghz Systeme erreichen nicht nur höhere Reichweiten, sondern stellen auch eine sicherere Verbindung her, was unter anderem durch Mehrantennenkonzepte aber auch durch Verfahren wie *Frequenz-Hopping* erreicht wird. Das ACT-System wurde für die unbemannte Testplattform ausgewählt, weil dieses eine leicht höhere Reichweite erzielte aber auch weil dieses System auf vier (anstatt zwei im Robbe-Futaba-System) HF-Modulen und entsprechend vier Antennen basiert. Da diese vier Empfangseinheiten auf zwei unabhängige Empfänger verteilt sind, entsteht zusätzlich eine Redundanz im Bereich der Empfangshardware. Vier Antennen ermöglichen zudem mehr Freiheitsgrade bei der

Installation der Antennen, sowie die Abdeckung von mehr Raumrichtungen. Als Antennenanschlüsse werden bei diesem System Standardstecksysteme (geschirmt und gesichert durch Verschraubung) verwendet, was die Installation von Industrieantennen ermöglicht.

Mit dem ACT-System ist eine Reichweite von 2000 m unter Boden-Boden-Bedingungen ermittelt worden, was auf eine noch höhere Reichweite unter Flugbedingungen schließen lässt. Schon der Bodenversuch übertrifft jedoch die Anforderungen des Flugfalles was eine Sicherheitsreserve darstellt.

In den Tests hat sich auch gezeigt, dass Hindernisse eine ernst zu nehmende Gefahr darstellen und unbedingt vermieden werden müssen. Während das Umfliegen von Hindernissen leicht durch die geeignete Wahl des Geländes ausgeschlossen werden kann, müssen temporäre Hindernisse, wie das Abschatten des Piloten durch Personen durch entsprechende Vorkehrungen unbedingt vermieden werden.

A - 9 Autopiloten-Initialisierungsflüge

Diese Tests wurden in Zusammenarbeit mit Manna [19] und Kurfiss [19] im Rahmen von einer Studien- und einer Diplomarbeit erstellt.

Für die Testplattform wurde eine komplette Avionikhard- und -software entwickelt. Neuentwicklungen von Komponenten oder Softwaremodulen bergen ein Risiko in sich, da die Wahrscheinlichkeit von Fehlern während der ersten Benutzungen des Systems sehr hoch ist. Um dieses Risiko zu verringern, wurde nach Möglichkeiten gesucht, mit den Systemen Tests zu absolvieren. Dazu zählen zum einen Einzelsystemtests, zum anderen Versuche, bei denen die Komponenten möglichst nahen oder identischen Bedingungen des späteren Anwendungsfalls ausgesetzt sind. Für das Avioniksystem stellt ein Flugeinsatz einen Test mit den höchsten Ansprüchen dar. Unter realen Flugbedingungen fallen künstliche Bedingungen wie simulierte Sensorwerte, simulierte Flugdynamik oder Umgebungsbedingungen komplett weg. Das System muss sich unter realen Flugbedingungen beweisen.

Zur Durchführung eines solchen Flugversuches standen kostengünstige UAV-Trägerplattformen zur Verfügung. Die Nutzung eines einfachen Fluggerätes verringert die potentiellen Verluste im Falle einer Fehlfunktion.



Abbildung 163 Trägerplattform „Lifter“ für Avionik-Flugversuch [19]

Technische Spezifikation <i>Lifter</i>	
Spannweite:	2,4 m
Antrieb	elektrisch. 55 N bei 40 V 45 A,
Batterie	10s 2p Lithium Polymer
Flugzeit	10-15 Minuten plus Reserve
Leergewicht	3,5 kg
Maximale Nutzlast	5 – 6 kg
Maximales Abfluggewicht (getestet)	11,5 kg

Tabelle 35 Spezifikationen *Lifter*

Der *Lifter* bietet genug Volumen und Nutzlast, um das komplette Avioniksystem der generischen Testplattform aufzunehmen. Dazu wurden auch sämtliche für den Flug relevanten Sensoren integriert. Die Luftdatensonde wurde mit einem verkleinerten Ausleger versehen, um auch diese im vollen Funktionsumfang testen zu können.



Abbildung 164 Trägerplattform DA40 im Maßstab 1:4

Der Nachbau einer DA40 im Maßstab 1:4 mit einer Spannweite von 3 m stellt die zweite Plattform dar, mit der das Avioniksystem erprobt wurde. Die DA40 kam vor allem bei der Erprobung der Autopiloten-Initialisierungsroutinen zum Einsatz. Zudem bietet die DA40 noch Potenzial neben der Avionik noch zusätzliche Nutzlast aufzunehmen, was zum Beispiel für Sensorerprobung genutzt werden kann.

Die vollständig ausgerüsteten Systeme *Lifter* und DA40 bieten nicht nur eine Möglichkeit, das Avioniksystem zu testen, sondern auch den Autopiloten und die gesamte Toolkette, die zur Erstellung von flugrelevanten Parametern entwickelt wurde. Um auch die Trägerplattformen mit dem Autopiloten steuern zu können, wurden die identischen Initialisierungsschritte durchgeführt, wie sie auch im Falle der generischen Testplattform durchlaufen werden müssen. Wenn die Flugtests erfolgreich verlaufen, stellen sie zudem eine Validierung der Prozesskette und des Autopilotensystems dar.

Die Flugtests der Avionik umfassen folgende Schwerpunkte:

- Test der Hardware unter realen Flugbedingungen
- Test der Sensoren GPS, IMU und Luftdatensonde (mit verkürztem Ausleger)
- Verifikation der Autopiloten-Reglerstruktur und Parametersätze
- Verifikation der Einstellungsprozeduren für den Autopiloten
- Ermittlung von Vergleichsdaten (Simulation / realer Flug)
- Test der Telemetrie und Antennenpositionierung
- Notfallsystemsimulation
- Gesamtsystemerprobung

A - 9.1 Testaufbau

Im *Lifter* und der DA40 wurden alle Systeme des *FMCS*-Systems integriert, bis auf Nutzlastkomponenten des Lärmmesssystems und das Stromversorgungssystem. In Abbildung 165 und Abbildung 166 ist diese Systemintegration dargestellt (rot gekennzeichnete Systemgrenze). Neben den in den Fluggeräten ohnehin vorhandenen Komponenten wie Servoantriebe der Klappen, Antriebsmotor, Motorregler und Akkumulatoren, wurde das *Flug Management and Control System* installiert. Dieses System besteht aus zwei *Wing Control Units*, einer *Tail Control Unit*, einer *Gear Control Unit*, der *Link Control Unit* und dem *Slave A*. Als Hauptcomputer wird der *FMCS* eingesetzt. Der Aufbau ist systemseitig identisch mit dem der generischen Testplattform. Die Komponenten sind aufgrund der geringeren Größe des Fluggerätes auf wesentlich kleinerem Raum verteilt. In der DA40 konnte zudem das Steuerflächen-Positionsmeßsystem integriert werden.

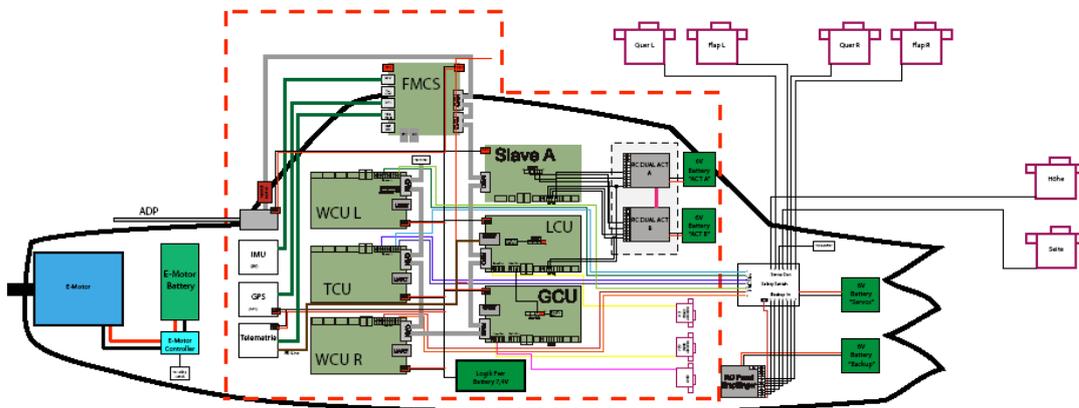


Abbildung 165 Avioniksystemintegration im *Lifter* [19]

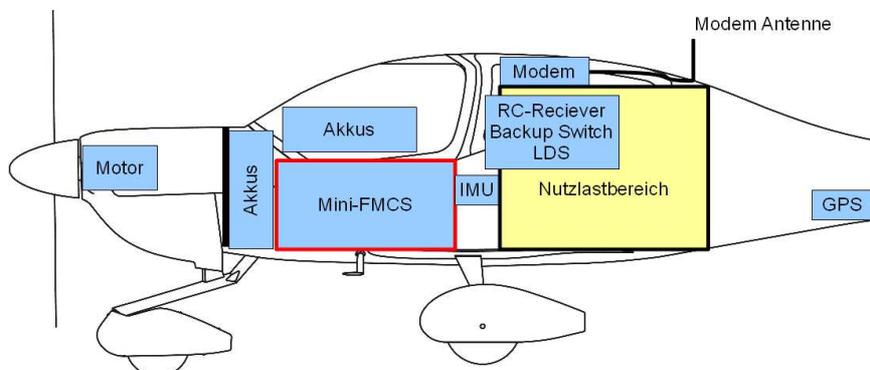


Abbildung 166 Avionik-Systemintegration in der DA40 [19]

Bei diesem ersten Systemtest unter realen Einsatzbedingungen muss in Betracht gezogen werden, dass das System unerwünschte und in *HIL*-Simulationen noch nicht aufgetretene Reaktionen zeigt, auf die der Operator reagieren muss. Dazu wurde in [19] ein Bypasssystem für die vom Piloten am Boden ausgesendeten Steuersignale entwickelt und eingebaut. Dieses System wurde entwickelt, da es nichts Vergleichbares auf dem Markt gab. Der Aufbau ist in Abbildung 167 dargestellt. Im Falle einer Fehlfunktion in einem der Systemteile RC-Empfänger, Stromversorgung oder *FMCS*-System mit *Onboard*-Software kann ein Backup-Pilot am Boden die Steuerung des Fluggerätes übernehmen. Am Boden befinden sich daher zwei Piloten. Einer fliegt das Flugzeug im normalen Operationsfall und kann beliebig zwischen manueller Steuerung oder automatischer Steuerung umschalten. Im Falle von Störungen kann der Zweitpilot auf einen kompletten zweiten, im Flugzeug verbauten Systemteil umschalten. Dabei wird sowohl auf eine andere Stromversorgung als auch auf ein zweites Empfangssystem mit unabhängiger und abweichender Frequenz umgeschaltet. Die Servoaktuatoren werden dann auf die Ausgänge des redundanten Empfängers umgelegt. Mit diesem Bypass kann das System nicht nur bei internen Störungen, sondern auch bei Empfangsstörungen gerettet werden.

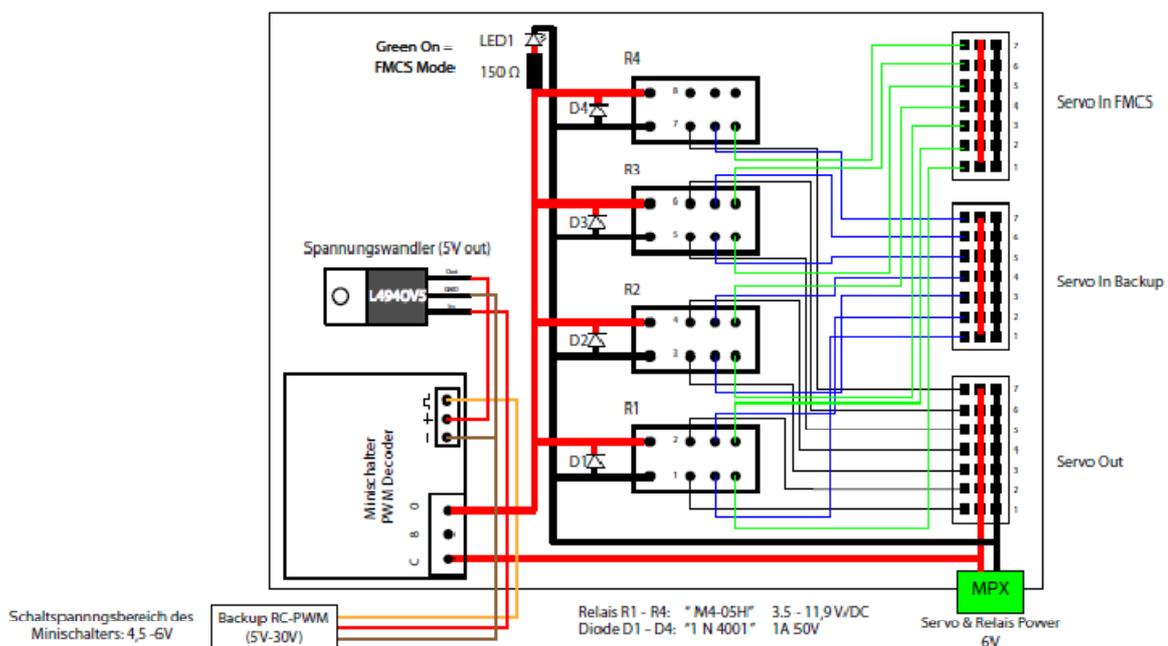


Abbildung 167 Bypass für Pilotensignale [19]

An dieser Stelle sei angemerkt, dass das *FMCS*-System an sich schon über Redundanzen im Funkbereich und auch eine aktive Überwachung des Datenlinks und des Pilotenlinks verfügt. Der Bypass wurde für einen Fall des Komplettsystemversagens konzipiert und als weitere Sicherheitsreserve für den Erstflug des Avioniksystems eingesetzt.

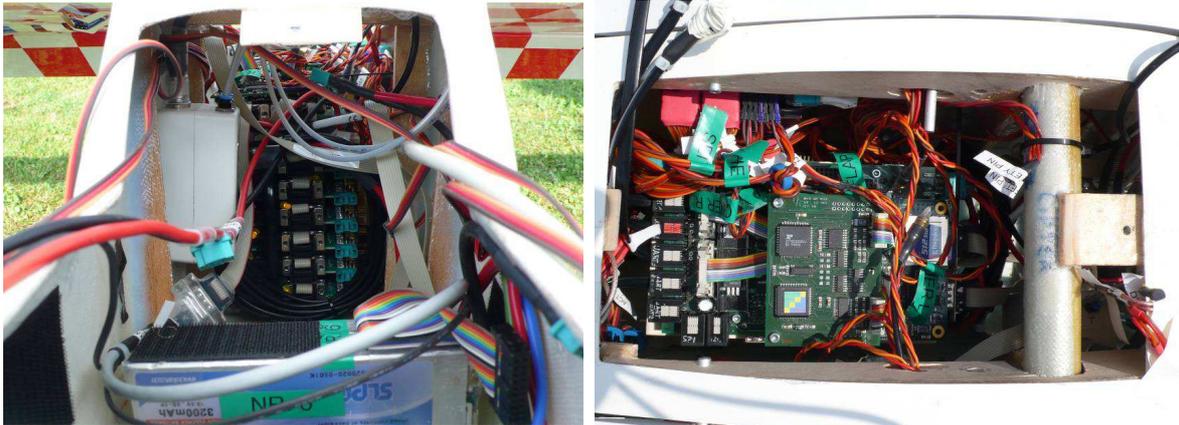


Abbildung 168 Integriertes Avioniksystem im *Lifter* [19]

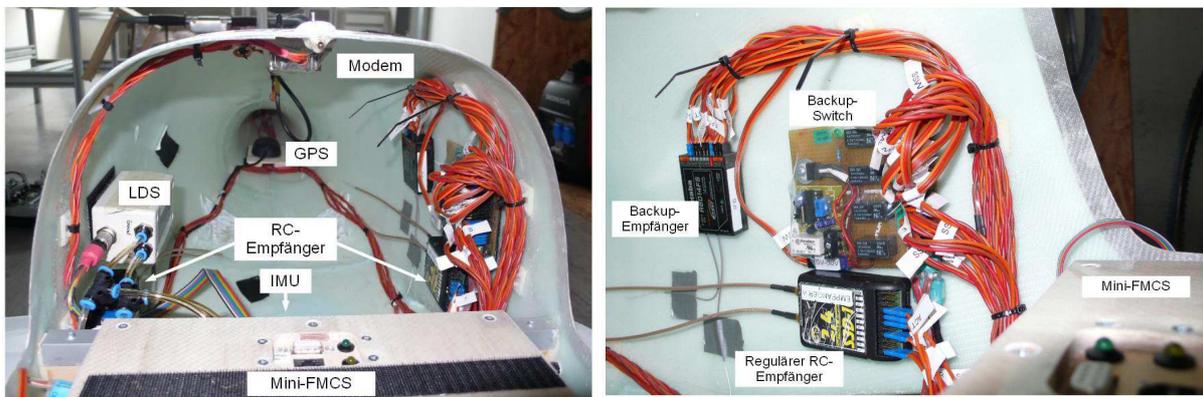


Abbildung 169 Integriertes Avioniksystem in der DA40 [19]

A - 9.2 Testdurchführung und Ergebnisse

Dieses Kapitel enthält in sehr knapper Form die Ergebnisse aus den Flugtests. Sie sind in [19] ausführlich dargestellt.

Der erste Flugtest wurde zunächst manuell durchgeführt. Alle flugrelevanten Prozeduren des FMCS-Systems waren aktiv (Datenlogging, Kommunikation, Sicherheitsroutinen, Aktuatorenmischer, usw.). Einzig der Autopilot wurde zunächst nicht dazu geschaltet. Im zweiten Flug sind dann Autopilotenfunktionen aktiviert worden und das Fluggerät entlang eines einfachen Kurses geregelt. Hier zeigte sich, inwieweit die in den Simulationen für die Entwicklung und Einstellung des Autopiloten gewonnenen Daten für den realen Flugfall herangezogen werden können. Im Folgenden werden die Ergebnisse der Autopiloten-Initialisierungsflüge dargestellt. Es ist anzumerken, dass im *Lifter* die erste Autopilotenversion erprobt wurde, und in der DA40 eine weiterentwickelte Version, die um zusätzliche Eigenschaften – wie zum Beispiel dynamische Regleranpassung - erweitert wurde.

A - 9.2.1 Höhenregelung *Lifter*

In Abbildung 170 ist die Höhenregelung des Erstfluges dargestellt. Die Sollhöhe liegt bei 620 m. Die grünen Linien repräsentieren einen Bereich von ± 10 m. Dieser Bereich wird nur an zwei Stellen verlassen, was hauptsächlich durch Kurvenflüge hervorgerufen wird. Die blaue Linie repräsentiert ein Band von ± 2 m, in dem sich die Genauigkeit während horizontaler Geradeausflüge einstellt. Im Datenlog sind zwei Geradenabschnitte und zwei Kurvenabschnitte enthalten. Die erste Kurve liegt im Bereich von 362 s – 367 s, die zweite Kurve liegt im Bereich von 400 s bis 425 s. Die Höhenregelung ist mit Hilfe der Simulation schon verhältnismäßig gut einzustellen, wobei es noch Optimierungspotenzial gibt.

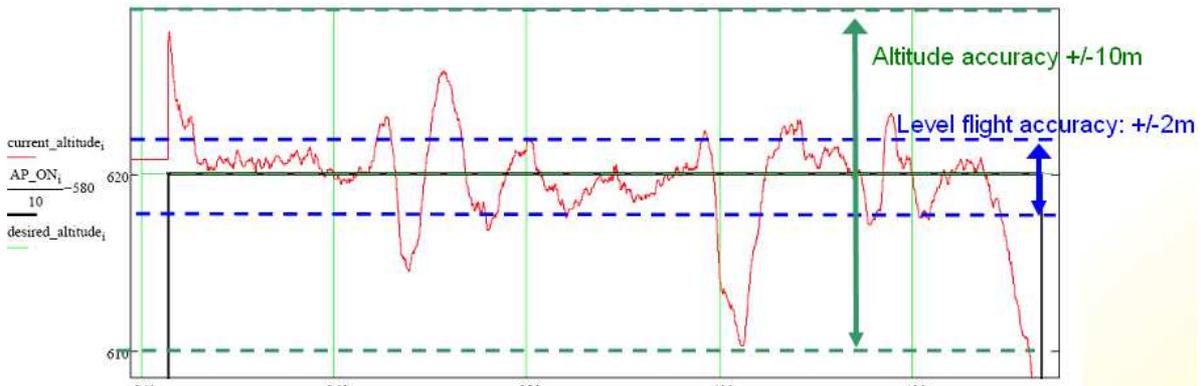


Abbildung 170 Höhenregelung Lifter Flug 1 [16]

In [19] wurde die Höhenregelung mit Hilfe einiger Vorsteuerungsverfahren weiter optimiert. Dabei wurde insbesondere das Übergangsverhalten zwischen verschiedenen Flugabschnitten (Steigen, Sinken, Horizontalflug) betrachtet und verbessert.

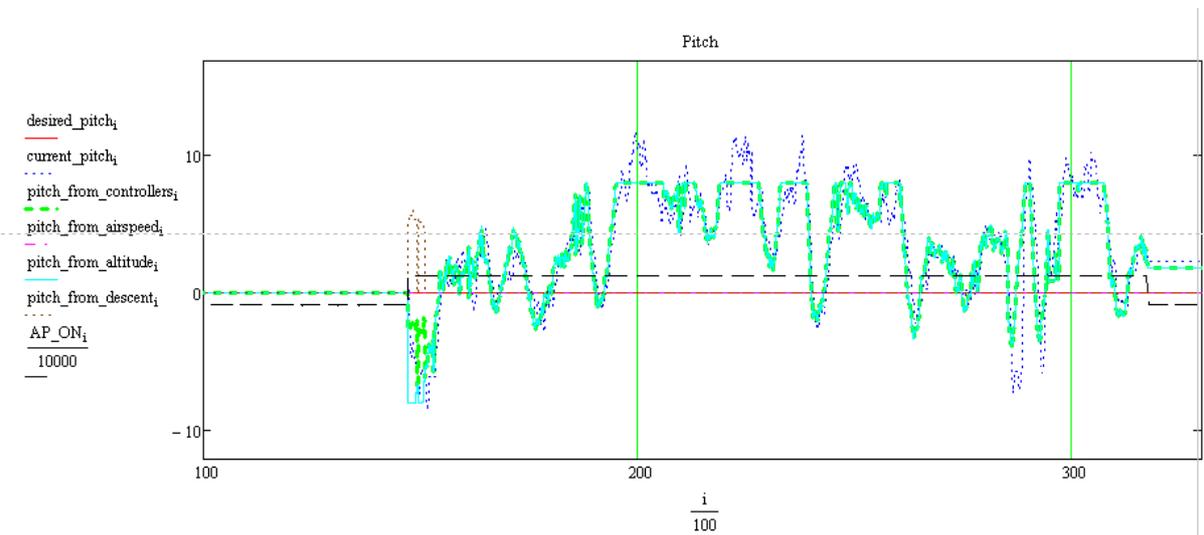


Abbildung 171 Pitchregelung

In Abbildung 171 ist das Ergebnis der Pitchregelung dargestellt. Der Ist-Wert (blau) folgt dem Sollwert (grün) mit guter Genauigkeit. In [19] wurde die Bildung des Sollwertes mit diversen Algorithmen erweitert, um Auswirkungen der Geschwindigkeit auf den Trimmzustand des Fluggerätes in die Regelung einfließen zu lassen.

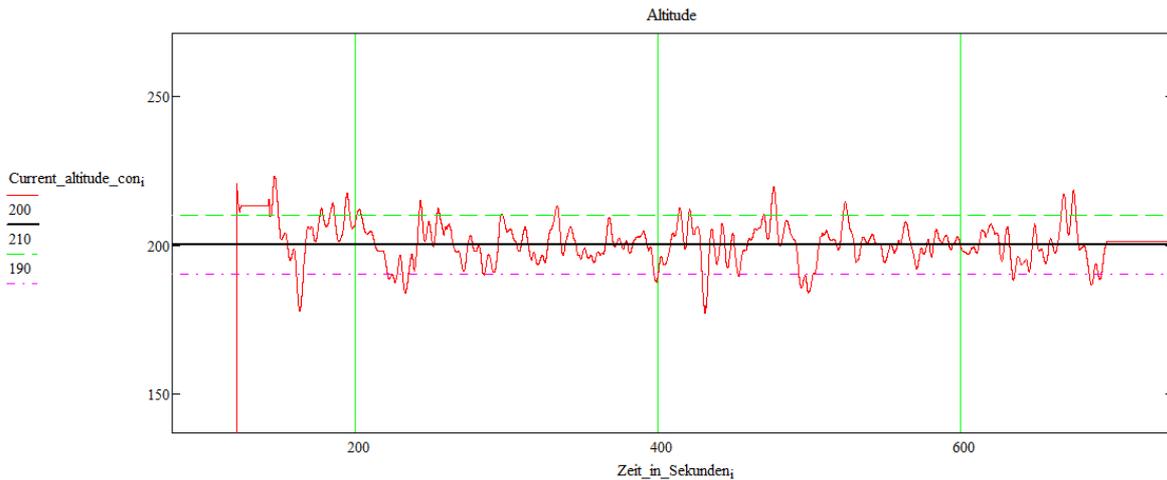


Abbildung 172 Höhenregelung DA40 kompletter Flug

In obiger Abbildung ist die Qualität der Höhenregelung der DA40 dargestellt. Eine Genauigkeit von ± 10 m kann erreicht werden, wobei auch hier noch weitere Parameter-Optimierungen möglich sind.

A - 9.2.2 Geschwindigkeitsregelung

Im Diagramm (Abbildung 173) ist in rot die Geschwindigkeitsmessung gegenüber der Luft und in schwarz der GPS-Messwert über einen Zeitraum von 450 s dargestellt. Es ist gut zu erkennen, dass die Fluggeschwindigkeiten zum Teil voneinander abweichen, was auf Windeinflüsse zurückzuführen ist. Trotz der Windeinflüsse liegt die Geschwindigkeit gegenüber der Luft (rot) mit hoher Genauigkeit auf dem Sollwert von konstant 30 m/s. Die pinke und die türkisfarbene Linie repräsentieren ein Geschwindigkeitsband von ± 3 m/s, welches trotz atmosphärischen Störeinflüssen nur selten verlassen wird.

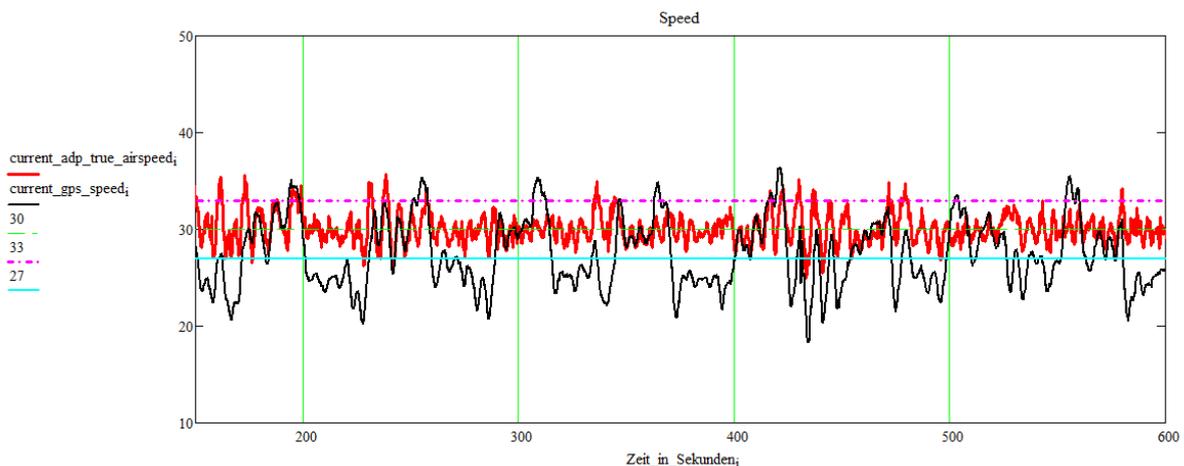


Abbildung 173 Geschwindigkeitsregelung DA40

A - 9.2.3 Kursregelung

Für die ersten Flüge wurde der maximal zu kommandierende Rollwinkel stärker limitiert, um im Falle von Überschwingverhalten keine kritischen Situationen zu erzeugen. Die Dynamik der Kursregelung ist dadurch beschränkt. In Abbildung 174 ist dargestellt, wie der Kurs-Ist-Wert dem Sollwert folgt. Bei starken Sollwertänderungen ergibt sich durch die Rollwertgrenze und durch die Zeiten, um diese einzustellen, ein Schleppabstand.

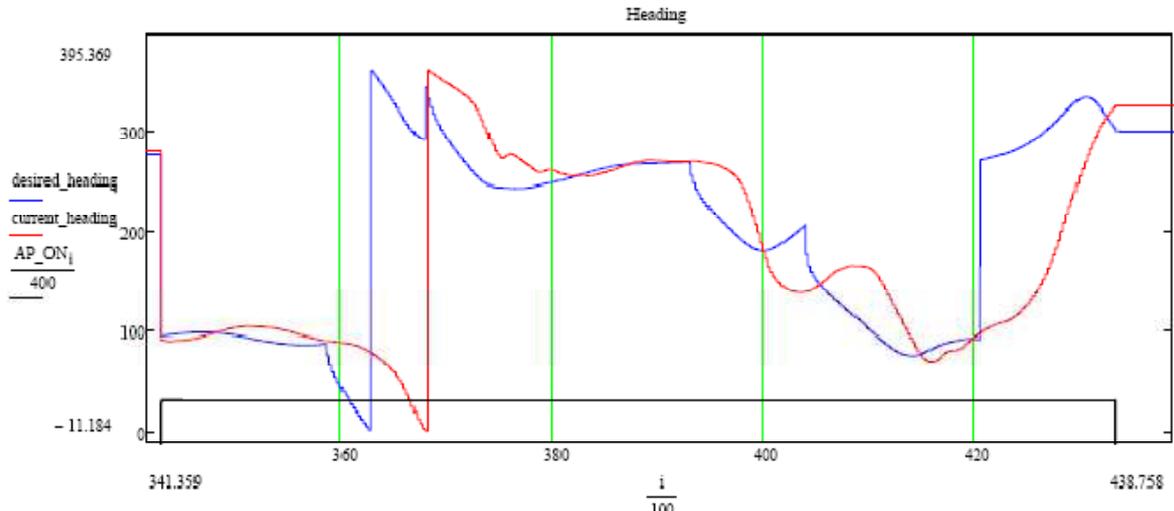


Abbildung 174 Kursregelung

Die dazugehörige Flugbahn ist in Abbildung 175 dargestellt. Diese Darstellung enthält den Erstflug des Systems unter realen Bedingungen mit Parametern, die in der Simulation erstellt wurden. Dieser Flug unterlag einem Windeinfluss aus südwestlicher Richtung.

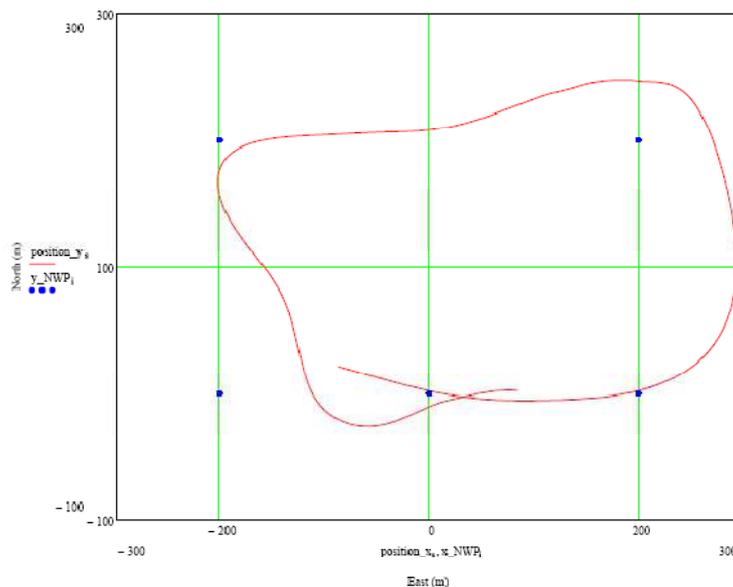


Abbildung 175 Groundtrack

Es ist gut zu erkennen, dass die Kurvenradien schwanken. Kurven, die gegen den Wind geflogen werden, sind enger (nordwestlicher Wegpunkt), Kurvenradien, die mit der Windrichtung geflogen werden sind weiter (südöstlicher Wegpunkt). Der Kurvenradius ist im Allgemeinen durch die Rollwinkelbegrenzung größer, was sich auf die Qualität des eng gesteckten Kurses auswirkt.

Abbildung 176 enthält die Darstellung einer Flugbahn, die mit dem optimierten Autopiloten in der DA40 erstellt wurde. Es wird im Vergleich zu den ersten Flügen mit dem *Lifter* eine höhere Genauigkeit erzielt, da in [19]:

- die Parameter aus der Simulation in realen Flugversuchen weiter optimiert wurden,
- die Autopilotenfunktionen im Übergangsverhalten verschiedener Flugmodi optimiert wurden,
- eine dynamische *Bubble* integriert wurde, die von der Fluggeschwindigkeit abhängt und somit eine windkompensierende Wirkung hat und das Überschwingen nach Rückenwindkursen so vermieden werden kann,
- Vorsteuerungsalgorithmen die Gültigkeit eingestellter Parametersätze erweitern.

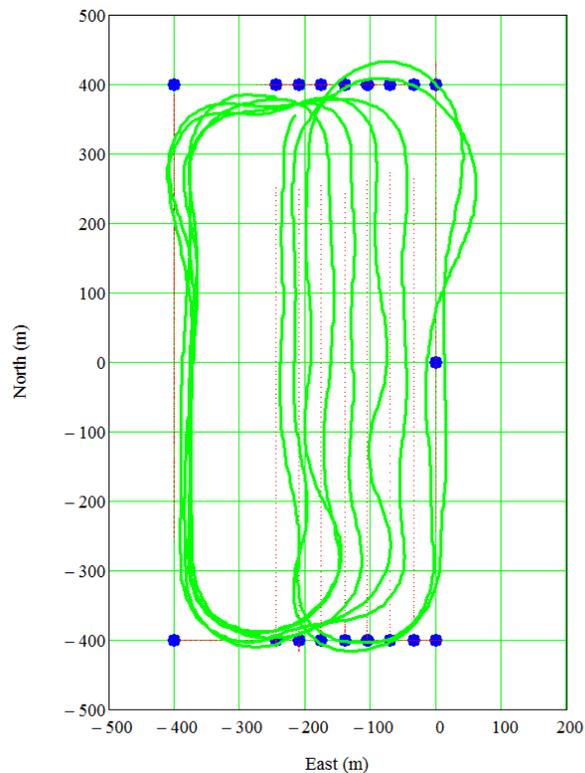


Abbildung 176 Geflogener Kurs nach Optimierung mit der DA40

A - 9.3 Schlussfolgerungen FMCS-Erprobungsflüge

Folgende Schlussfolgerungen können aus den Flugversuchen gezogen werden.

- Das System zeigte mit den aus der Simulation erstellten Parametern ein stabiles Flugverhalten. Die Parameter der Simulation können unter Realbedingungen verwendet werden, beinhalten aber noch Optimierungspotenzial.
- Das System wurde während dieser Flugtests erstmalig unter realen Flugbedingungen erprobt. Die Algorithmen zum Auslesen der Sensoren, zum Erstellen des Datenlogs, zur Kommunikation und Flugregelung wurden somit validiert.
- Die Flüge wurden unter anderem dafür genutzt, die erstellten Checklisten zum Systemaufbau und zur Inbetriebnahme sowie zur Durchführung der Tests zu überprüfen und gegebenenfalls zu optimieren. Checklisten und Prozeduren sind in [38] dargestellt.
- Durch die Tests wurde auch die Toolkette validiert mit dem das System entwickelt und parametrisiert worden ist. Beide Geräte – *Lifter* und DA40 – durchliefen den Entwicklungsprozess für die Autopiloten-Parametrisierung. In beiden Geräten führten die Simulation und *Hardware in the Loop*-Tests auf dem *Iron Bird* zu verlässlichen Ergebnissen, mit einem vertretbaren Maß an Optimierungspotenzial. In beiden Fällen führte der Prozess zu direkt in der Realität verwendbaren Parametersätzen.

- Während der Flüge wurden Datenlogs mit 600 Werten und einer Aufzeichnungsrate von 100 Hz erstellt. Pro Flug entstanden circa 100 Mb Daten, welche auf der Speicherkarte abgelegt wurden.
- Die Autopilotenarchitektur konnte in den Erprobungsflügen validiert und optimiert werden. Die eingearbeiteten Optimierungen verbesserten das Verhalten vor allem in Transitionsphasen. Zur Verbesserung der Regelqualität wurden Verfahren zur dynamischen Parameteranpassung implementiert. Durch Vorsteuerungsalgorithmen wird die Gültigkeit von Parametersätzen, die an einem Arbeitspunkt eingestellt werden, auf einen Arbeitsbereich erweitert.
- Sensoren wie *IMU*, GPS und Luftdatensonde lieferten plausible und verwertbare Daten.

A - 10 Windkanalversuche mit aktiver Avionik

A - 10.1 Validierung der Steuerflächen-Aktuatoren und der Elektronik im Windkanal

Der Windkanalversuch ermöglicht den Test und die Validierung von Systemgruppen wie Elektronik, Aktuatorik und Sensorik, welche später im Flug verwendet werden. Der Windkanalversuch gibt des Weiteren die Möglichkeit, diese Systeme unter kritischen Situationen, wie hohe Steuerflächenlasten oder Langzeitbedingungen, zu testen.

Während der Versuche wurden die Aktuatoren bereits von der *Onboard*-Elektronik gesteuert. Die Steuerflächen waren beweglich und konnten während der Tests in verschiedene Positionen gefahren werden. Einerseits verkürzte sich dadurch die Testzeit und andererseits konnten die Aktuatoren unter einmaligen und dem realen Einsatzfall sehr naheliegenden Bedingungen getestet werden.

Die Daten der Tests wurden aufgezeichnet. Der Datenlog enthält Position, Kommando und Stromaufnahme jeder einzelnen Klappe, die Daten der Luftdatensonde wie Geschwindigkeit, Temperatur, Anstellwinkel und Schiebewinkel sowie verschiedene Systeminformationen. Die Datensätze werden mit 100 Hz aufgezeichnet und enthalten während des Windkanalversuches 226 Werte pro Datensatz.

Die Daten des Steuerflächensystems sind in diesem Fall von besonderem Interesse, da sie Rückschlüsse über das Design und Arbeitsprinzip des Aktuatoren-Systems zulassen. Dazu zählen Erkenntnisse über Operationslimits oder über den Vergleich der Annahmen mit realen Messdaten.

Das System wurde im Windkanal über 100 Stunden getestet, was ebenfalls entscheidend zur Validierung und Systembeurteilung beiträgt.

A - 10.2 Testaufbau

Der Windkanalversuch wurde in erster Linie für die Ermittlung aerodynamischer Kennwerte durchgeführt. Allerdings bot dieser Versuch eine einmalige Gelegenheit zur Erprobung des Avioniksystems. Für den Test wurden Steuerflächenaktuatoren, Elektronik und Luftdatensonde in die Messplattform integriert. Die Aktuatoren wurden über die jeweiligen Elektronikmodule angesteuert, die wiederum ihre Informationen von dem Steuerrechner bekamen, der sich im Kontrollraum befand. Über eine 30 m CAN Bus-Leitung wurden sowohl die Steuerflächenbefehle als auch die Messdaten zwischen Fluggerät und Kontrollraum übertragen.

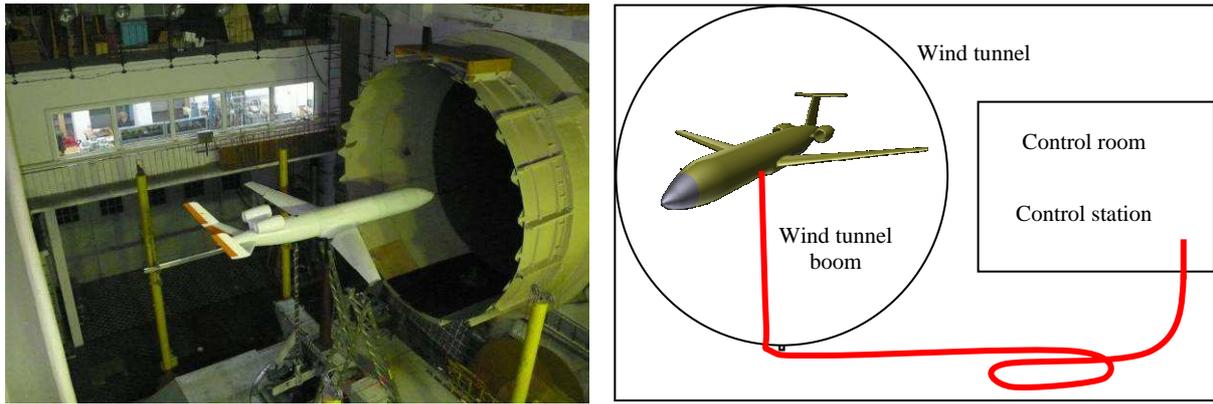


Abbildung 177 Windkanalversuchsaufbau

Im Fluggerät sind die wichtigsten Avionikkomponenten installiert, um die Funktionen für diesen Test bereitzustellen. Die verwendeten Komponenten sind Hardware- und Softwaremodule, wie sie auch im Flug verwendet werden.

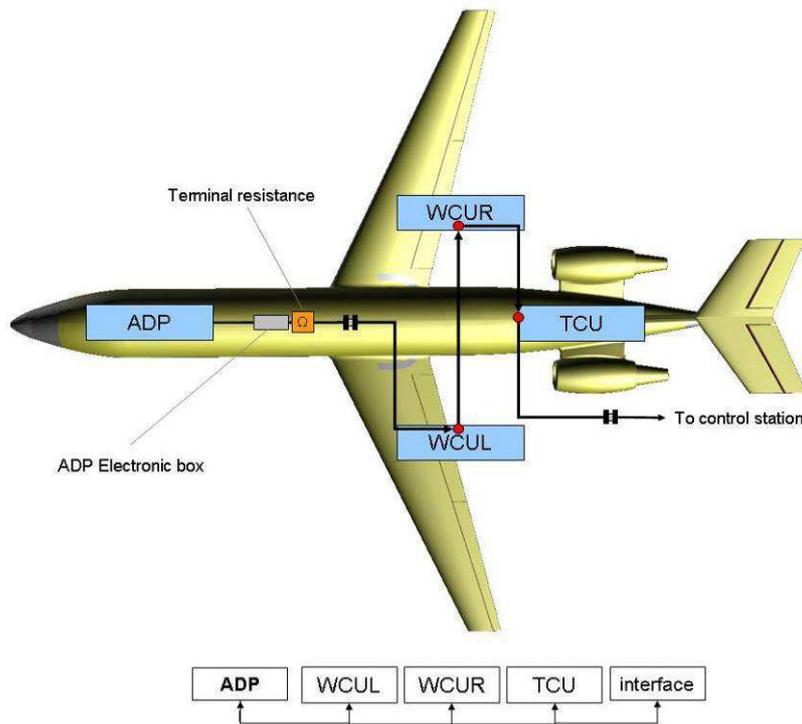


Abbildung 178 Windkanaltest Onboard-Systemübersicht

In Abbildung 178 ist dargestellt, wie die Module im Fluggerät verteilt sind. Die *Tail Control Unit* steuert die Heckservos. Da Tests sowohl mit dem T-Leitwerk als auch mit dem U-Leitwerk vorgenommen werden sollten, wurden beide Leitwerksmodule für den Windkanal präpariert. Die *Wing Control Units* links und rechts steuern die Flügelaktuatoren. Die drei Units vermessen gleichzeitig die Servoströme und lesen die Werte der Positionsmessensoren der Klappen ein. Das letzte Glied im CAN Bus ist die Luftdatensonde.

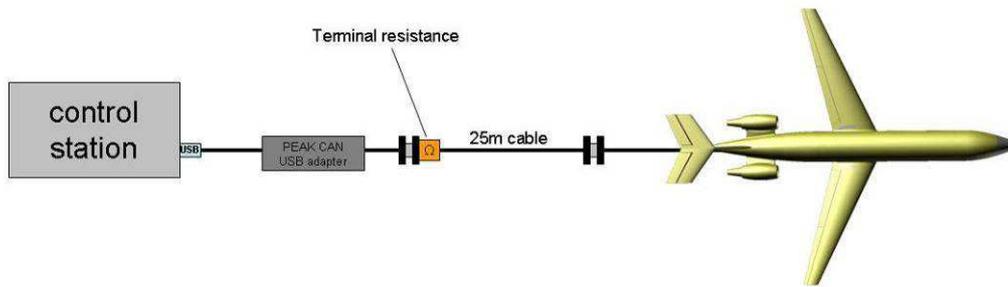


Abbildung 179 Windkanaltest Kontrollleitungsübersicht

Die Software der Zentraleinheit des Fluggerätes wird auf einem im Kontrollraum installierten Rechner simuliert. Sie schickt den Modulen die Steuerbefehle, die sie normalerweise vom *Onboard*-Hauptrechner bekommen. Das Gerät wird von extern mit Strom versorgt, um einen reibungslosen Testverlauf ohne Zwangsunterbrechungen für einen Akkumulatorentausch zu gewährleisten.

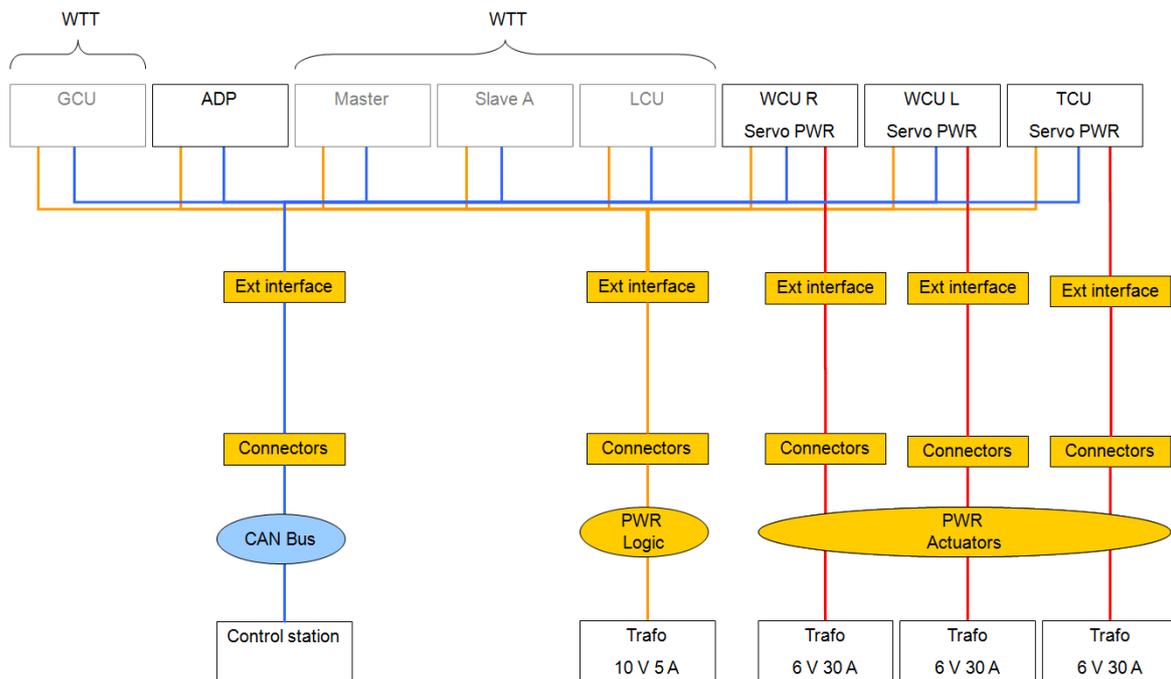


Abbildung 180 Gesamtsystem-Übersicht und im Windkanal eingesetzte Komponenten

Abbildung 180 zeigt das Gesamtsystem. Die grau markierten Module werden nicht im Windkanal verwendet.

A - 10.2.1 Luftdatensonde

Ein in der Flugzeugnase befestigter Ausleger trägt Sensoren, um Anstellwinkel, Schiebewinkel, Temperatur, Staudruck und Statikdruck aufzuzeichnen. Die Luftdatensonde wurde in einem Einzelsystemtest im Windkanal kalibriert. Die Tests mit dem Fluggerät zeigen auf, inwieweit das Flugzeug Einflüsse auf diese Messung ausübt. Des Weiteren können Schwingungseffekte der mechanischen Anbindung überprüft werden.

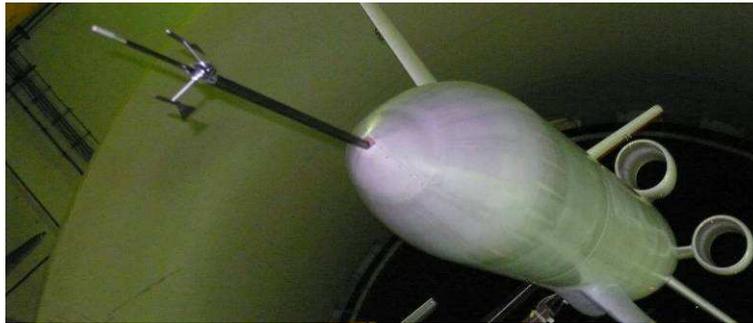


Abbildung 181 Luftdatensonden-Installation

A - 10.2.2 Steuerflächen-Positionsmessung

Die Vermessung der Positionen der Steuerflächen wird über ein außerhalb vom Aktuator angebrachtes 10 kOhm Potentiometer vorgenommen. Es ist über ein Gestänge mit der Steuerfläche verbunden und gibt abhängig von der Klappenposition einen Spannungswert zwischen 0 und 5 V wieder. Dieser Wert wird von der entsprechenden *Control Unit* eingelesen und mittels AD-Wandler (16 bit) verarbeitet. Alle Steuerflächen sind mit einem derartigen System ausgestattet.

A - 10.2.3 Steuerflächen-Stromaufnahmenvermessung

Jeder Steuerflächenanschluss an den *Control Units* ist mit einer Strommesselektronik ausgestattet. Die entsprechenden Werte werden im Datenlog gespeichert und stellen einen elementar wichtigen Bestandteil dieser Tests dar.

A - 10.2.4 Control Units

Im Windkanalversuch sind zwei *WCUs* und eine *TCU* zum Einsatz gekommen. Sie dienen zur Steuerung und Vermessung der Steuerflächen.

A - 10.2.5 Stromversorgung

Vier unabhängige Stromkreise wurden für die Versorgung der *Onboard*-Elektronik und Aktuatorik verwendet. Drei dienen zur Versorgung der Aktuatoren je eines Flugmoduls und einer wurde zur Bestromung der Elektronik eingesetzt. Zur Stromversorgung wurden - zusätzlich zu den regelbaren Netzteilen - je eine Puffer-Batterie verwendet, um Stromspitzen abzufangen.

<i>Actuator power supply</i>	
<i>Power supply</i>	3 * Manson SPS-9400 <i>adjustable</i> 3-15 V
<i>Available current</i>	<i>Up to</i> 40 A <i>per power supply</i>
<i>Voltage</i>	6 V
<i>Cables</i>	<i>High flexible silicon cu strand</i> 2,5 – 4 mm ²
<i>Electronic power supply</i>	
<i>Power supply</i>	Manson SPS-9400 <i>adjustable</i> 3-15 V
<i>Available current</i>	<i>Up to</i> 40 A
<i>Voltage</i>	8 V
<i>Cables</i>	<i>High flexible silicon copper strand</i> 1,5-2,5 mm ²

Tabelle 36 Stromversorgung Windkanalversuch



Abbildung 182 Netzteile (Quelle: <http://www.manson.com.hk>; Zugriff am 30.12.2011) und Pufferbatterien (Quelle: www.conrad.de; Zugriff am 01.02.2011)

A - 10.2.6 Kontrollstation

Im Kontrollraum wurde ein Laptop mit einer speziell für den Windkanal konzipierten Software installiert. Die Software wurde in Zusammenarbeit mit dem Ingenieurbüro H.v. Rosenberg entwickelt. Diese ermöglicht folgende Optionen:

- Steuerung von 24 Aktuatoren
- Darstellung der Strommesswerte der Steuerflächen
- Darstellung der Positionsdaten jeder Steuerfläche
- 100 Hz Datenlog
- Warnung bei Stromaufnahme Limit –Überschreitung von Steuerflächen
- Warnung bei Klappenwinkelabweichung von Steuerflächen
- Abruf vorbereiteter Windkanalsettings (Konfiguration des Fluggerätes per Mausclick)
- Software ist konfigurierbar über Initialisierungsdateien bezüglich Klappenkalibrierung und Testpresets
- Aktuatoren können separat, unabhängig, in Gruppen, per Direkteingabe von Winkeln, per *Slider* oder nach vordefinierten Tabellen gesteuert werden
- Aktuelle *Settings* können in einem *File* abgespeichert und später erneut angefahren werden.

A - 10.3 Testtechnik

Abbildung 183 zeigt den Hauptbildschirm der Windkanaltestsoftware. Es werden von allen Aktuatoren die momentanen Sollpositionen in Grad und in PWM-Signalen angezeigt. Zusätzlich werden die Rohwerte der Winkelaufnehmer aller Klappen sowie die sich daraus ergebenden Winkel und die aktuellen Servoströme dargestellt. In weiteren Anzeigefeldern lassen sich die Gesamtströme der Flügel- und Leitwerksmodule ablesen. In der linken unteren Ecke werden alle gespeicherten Klappenpositionen in Form einer Liste angezeigt. Ein Klick auf eines der Listenelemente genügt, um alle Klappen in die vorgesehene Position zu fahren. Diese Option zeigte sich als sehr hilfreich im Windkanalversuch. Unten rechts hat der Operator die Möglichkeit, die Servos organisiert nach Funktionen mittels Schiebereglern anzusprechen. Im unteren Bereich werden die Messdaten der Luftdatensonde dargestellt.

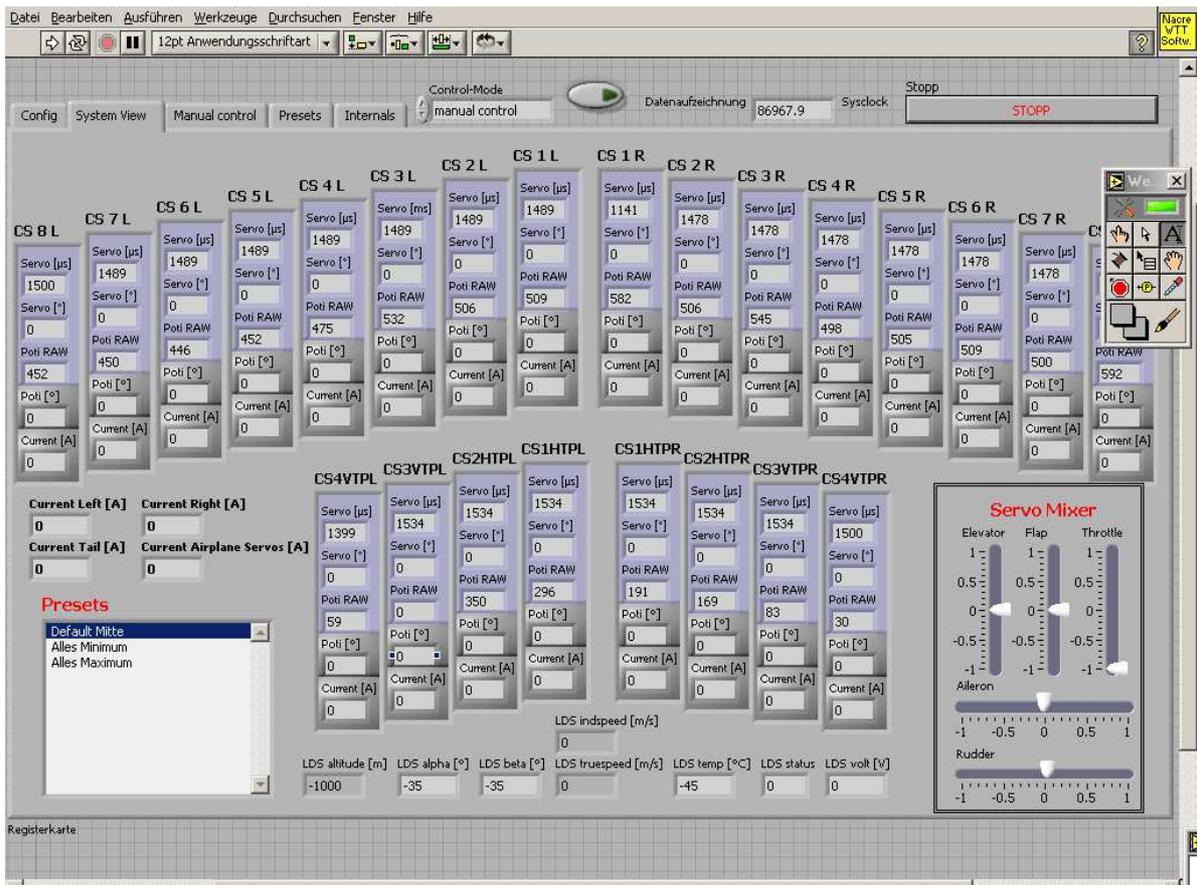


Abbildung 183 Hauptbildschirm der Windkanaltestsoftware

Wie oben beschrieben, gibt es des Weiteren die Möglichkeit, einzelne Servos im Windkanal zu bewegen. Dazu können die in Abbildung 184 dargestellten gelben Schieberegler oder das darunterliegende Feld zur Direkteingabe genutzt werden.

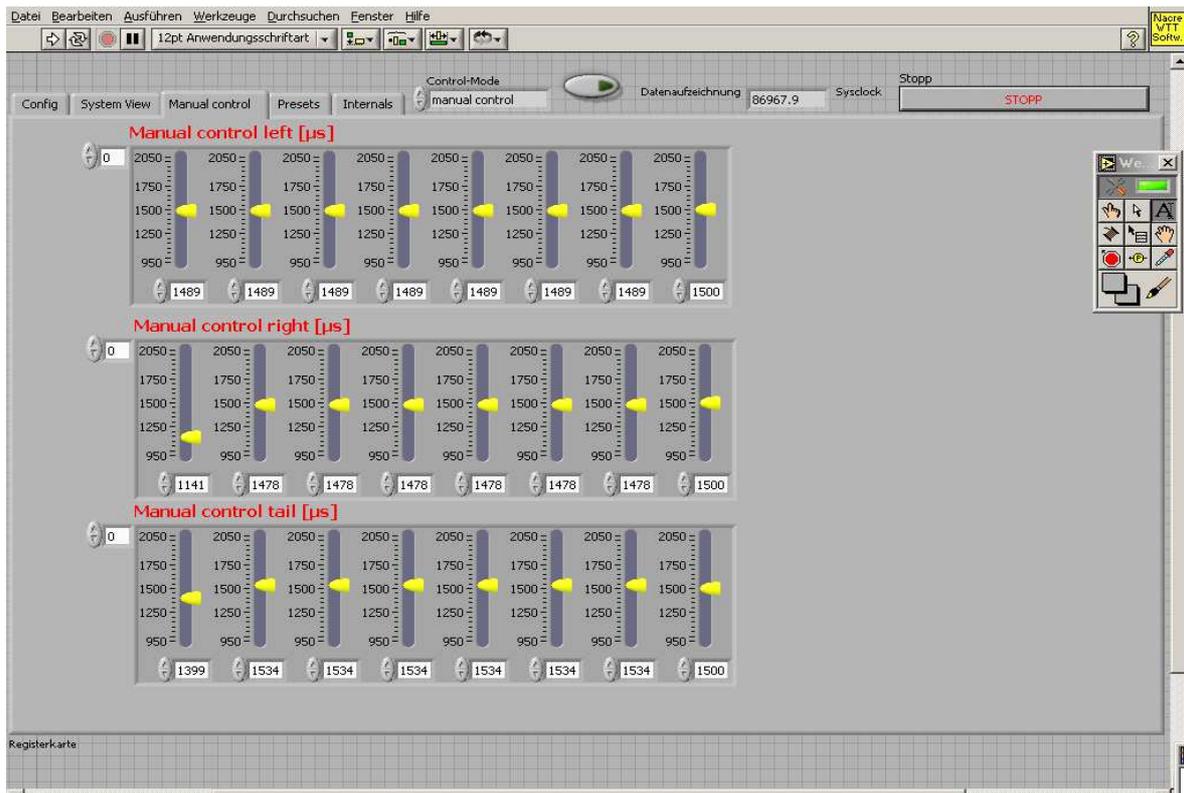


Abbildung 184 Manuelle Steuerung der Servos im Windkanal

Für die Nutzung des Servomixers ist es erforderlich, die Software dynamisch an eine Bibliothek zu binden, in der die Umrechnungen der Servopositionen in Servo-PWM-Signale hinterlegt sind. Diese Bibliothek liegt in Form einer Tabelle vor, die bei der Kalibrierung der Aktuatoren am Fluggerät generiert wird.

Für den Fall, dass die Servopositionen oder die Stromaufnahme außerhalb vorher zu spezifizierender Grenzen liegt, werden die entsprechenden Felder markiert.

CS 7 L		CS 6 L		CS 5 L		CS 4 L		CS 3 L		CS 2 L		CS 1 L		CS 1 R		CS 2 R		CS
Servo [ms]	0	Servo [ms]	0	Servo [ms]	0	Servo [ms]	0	Servo [ms]	0	Servo [ms]	0	Servo [ms]	0	Servo [ms]	0	Servo [ms]	0	Se
Servo [°]	0	Servo [°]	8.367	Servo [°]	0	Servo [°]	0	Servo [°]	0	Servo [°]	0	Servo [°]	8.367	Servo [°]	0	Servo [°]	0	Se
Poti RAW	0	Poti RAW	0	Poti RAW	0	Poti RAW	0	Poti RAW	0	Poti RAW	0	Poti RAW	0	Poti RAW	0	Poti RAW	0	Po
Poti [°]	0	Poti [°]	4.489	Poti [°]	0	Poti [°]	0	Poti [°]	0	Poti [°]	0	Poti [°]	4.489	Poti [°]	0	Poti [°]	0	Po
Current [A]	0	Current [A]	0	Current [A]	0	Current [A]	5.408	Current [A]	0	Current [A]	0	Current [A]	5.408	Current [A]	0	Current [A]	5.408	Cu

Abbildung 185 Warnungen der Windkanalsoftware

Dabei wird zunächst das betreffende Servo eingefärbt und der verursachende Wert rot markiert. Dies dient als Warnung an den Operator, die Systeme nicht zu überlasten.

Die Daten, die in der Software dargestellt werden, werden in einem Datenlog zur späteren Auswertung abgespeichert. Der Datenlog wird mit 100 Hz aufgezeichnet.

column	content	Values / unit
1.	System time in seconds	[s]
2.	Mode of operation	0 = manual control 1 = Servo mixing 2 = Presets
3.	Number of selected preset	0 if not in mode 2 (see above)
4.	Identifier number for servo 1	1
5.	Servo 1 position in μs	900 ... 2100
6.	Poti value in degree associated to servo 1	$^{\circ}$
7.	Current of servo 1	A
8.	Servo 1 position in degree	$^{\circ}$
9.	Potentiometer raw value associated to servo 1	0 ... 1023
10.	Servo 1 current limit exceeded	0 1
11.	Surface 1 error angle limit exceeded	0 1
12.	Identifier number for servo 2	2
...	... Continue this scheme repeating the columns 4 to 11 for every servo up to servo number 24...	
195.	Surface 24 error angle limit exceeded	0 1
196.	ADP Alpha	$^{\circ}$
197.	ADP Beta	$^{\circ}$
198.	ADP IAS	m/s
199.	ADP true speed	m/s
200.	ADP altitude	m
201.	ADP temperature	$^{\circ}\text{C}$
202.	ADP volt	V
203.	ADP status	

Tabelle 37 Windkanal-Datenlog

A - 10.4 Testergebnisse

A - 10.4.1 Luftdatensonde

In der folgenden Abbildung ist ein exemplarischer Datenlog der Luftdatensonde während eines Versuches mit variablem Anstellwinkel von -10° bis $+25^{\circ}$ dargestellt. Die dunkelblaue Linie stellt eine Statusinformation der Luftdatensondenelektronik dar. Die Peaks verweisen auf eine Selbstkalibrierung, die regelmäßig automatisch ausgeführt wird. Die Selbstkalibrierung verhindert das Driften aufgrund von Temperaturänderungen und zeitlichen Änderungen.

Die rote Linie zeigt den Geschwindigkeitswert an. Es ist gut zu erkennen, dass dieser mit zunehmendem Anstellwinkel vom eigentlichen Wert abweicht, was mit der Messmethode über das Pitotrohr zusammenhängt und nachträglich korrigiert werden kann. Die grüne und die pinkfarbene Linie zeigen jeweils die Messwerte der Anstellwinkel- und Schiebewinkelfahne. Wie bereits bei der Vermessung der Sonde im Laminarwindkanal können auch hier die Lee-Effekte beobachtet werden (100 s -120 s). Eine weitere Erkenntnis ist, dass weder die Windfahnen noch der Ausleger Schwingungstendenzen anzeigen. Im Bereich extremer Anstellwinkel kommt es zu einigen Messungenauigkeiten, wobei die Winkel außerhalb des normalen Flugbereiches liegen, in dem die Sonde eingesetzt werden soll.

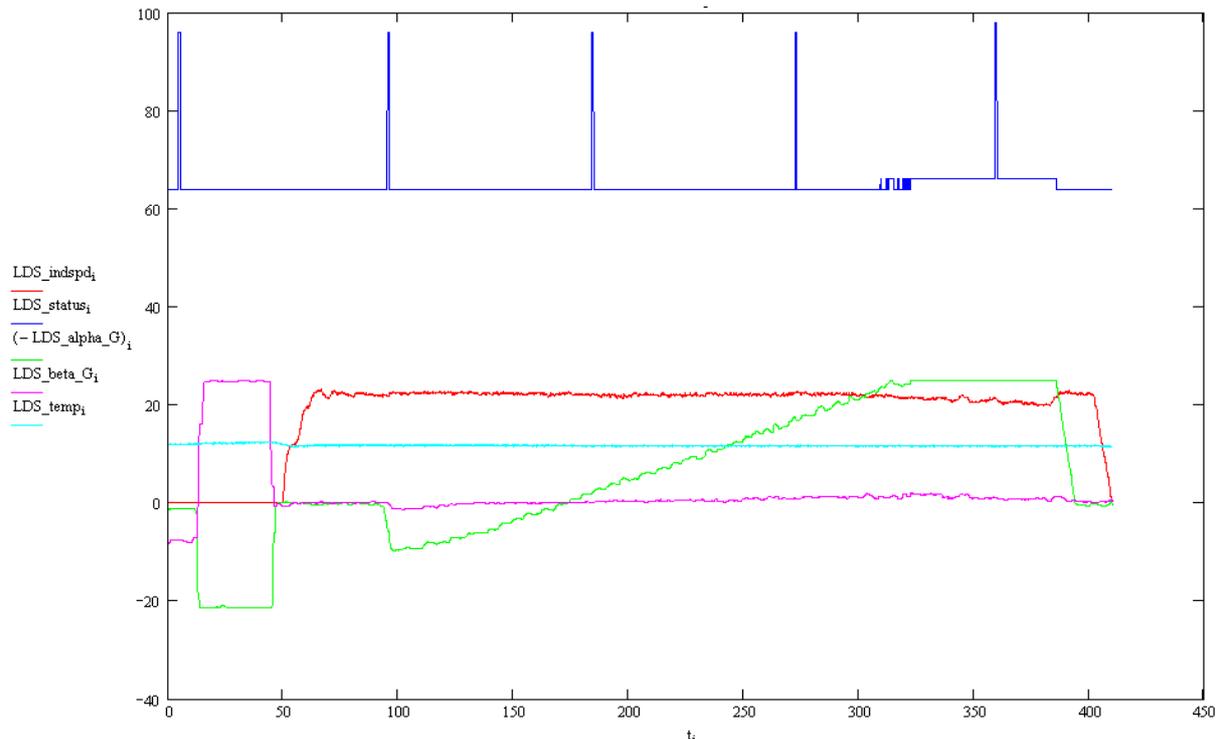


Abbildung 186 Luftdatensonde-Datenlog

A - 10.4.2 Steuerflächenvermessung

Die implementierten Sensoren im Fluggerät erlauben die Winkelmessung und Stromverbrauchsmessung aller Aktuatoren und somit für jede Steuerfläche im Fluggerät. Das gibt einen wichtigen Rückschluss auf das Design des Steuerflächenkonzeptes. Während der Windkanalversuche konnte gezeigt werden, dass zum einen die Servos nicht überlastet werden und zum anderen sich der Ansatz zur homogenen Lastverteilung bestätigt.

Landeklappen

Die Landeklappen stellen mit ihren Ausschlägen und Dimensionen die höchsten Anforderungen an das Aktuatorensystem. Speziell große Ausschläge bei hohen Geschwindigkeiten müssen genau untersucht werden. Es muss die Grenze definiert werden, bis wann eine sichere Benutzung der Landeklappen möglich ist. Wie auch bei bemannten Flugzeugen können die Landeklappen aus strukturellen Gründen nicht bei hohen Geschwindigkeiten voll ausgefahren werden.



Abbildung 187 Servokinematik der Landeklappen

Die folgenden Abbildungen stellen die Strommessungen der Landeklappen dar. Die Farbkodierung zur Interpretation dieser Grafiken ist in Abbildung 188 gegeben.

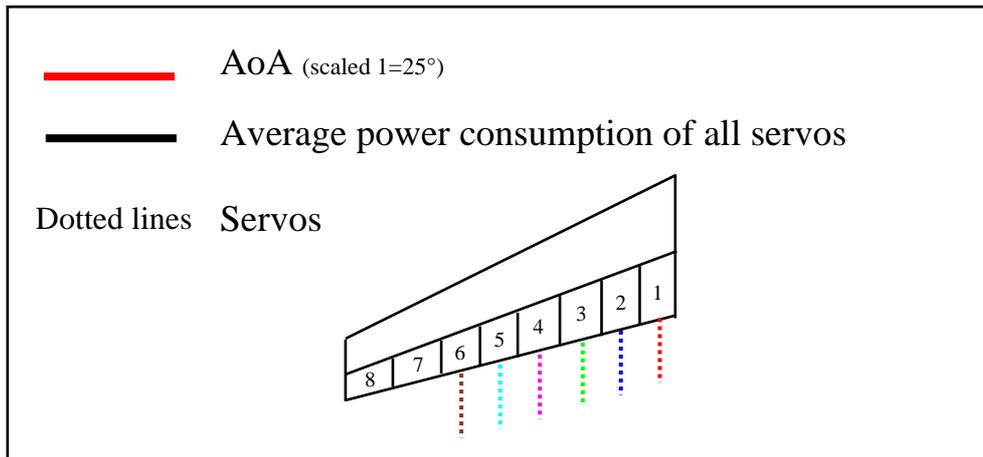


Abbildung 188 Farbcodierung Strommessung

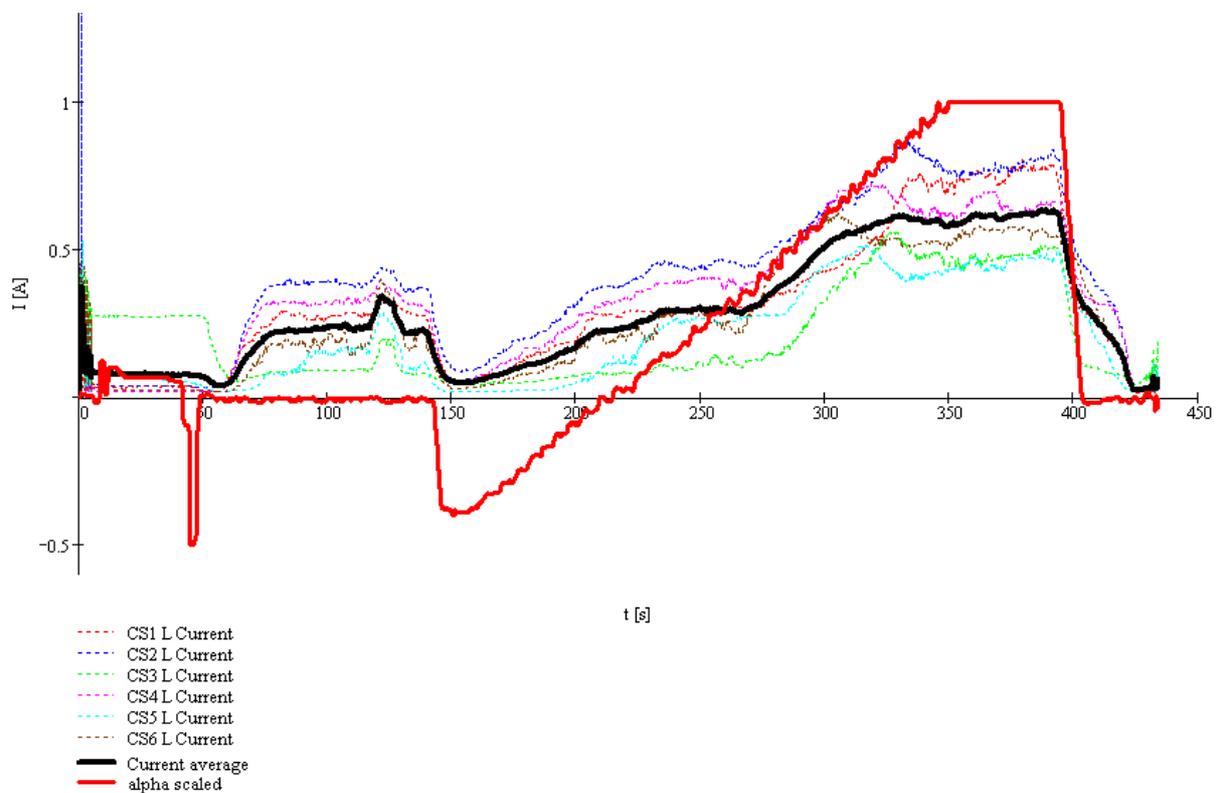


Abbildung 189 Strommessung Landeklappen links 45 m/s, flaps 0°

In Abbildung 189 ist ein Test mit einer Geschwindigkeit von 45 m/s und einer Anstellwinkeländerung von -10° bis $+25^\circ$ dargestellt. Eine sichere Grenze für die Servoströme, bei denen sie dauerhaft arbeiten können, liegt bei 1,5 A. Während der Tests wurde das Warnlimit auf 1 A gesetzt, um eine Sicherheitsreserve zu gewährleisten. Es ist gut zu erkennen, dass keine der Klappen dieses Limit erreicht.

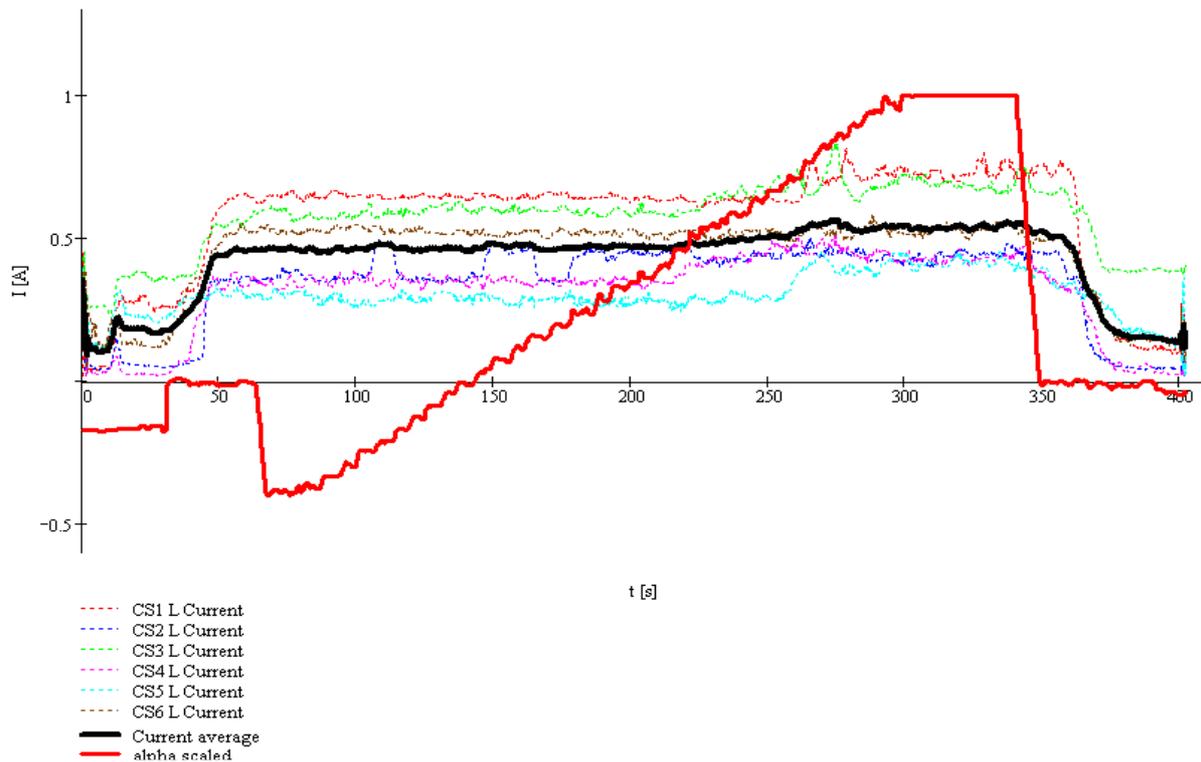


Abbildung 190 Strommessung linker Flügel 34 m/s, flap 40°

In Abbildung 190 ist ein Test mit einem Landeklappenwinkel von 40° bei 34 m/s Strömungsgeschwindigkeit und einem Anstellwinkelbereich von -10° bis +25° dargestellt. Dieser Test stellt eine kritische Situation dar. Die Landeklappen sind voll ausgefahren und das Fluggerät wird bei hohen Anstellwinkeln angeströmt. Es zeigt sich erneut, dass die Servobelastung bei unter 1 A liegt. Während der Tests wurden die Grenzwerte vorläufig definiert.

Bei einer Strömungsgeschwindigkeit von 34 m/s können die Landeklappen voll eingesetzt werden. Alle Winkel zwischen 0° und 40° sind anfahrbar.

Bei einer Geschwindigkeit von 45 m/s können die auftretenden Kräfte aller Klappenwinkel von den Servos gehalten werden, ohne zu überlasten. Es wurde jedoch beobachtet, dass das Anfahren hoher Winkel bei hohen Geschwindigkeiten begrenzt ist. Bei Überlastung während eines Verfahrenövers hat sich gezeigt, dass die Servoelektronik neu startet. Das führt zu einem kurzen Anfahren der Servo-Nullposition. Danach beginnt das Servo erneut, die Sollposition einzustellen, was wiederum zur Überlastung führen kann. Dieser Vorgang kann sich einige Male wiederholen. Aufgrund dieses Verhaltens müssen geschwindigkeitsbedingte Grenzen für die Landeklappen unter allen Umständen eingehalten werden. Für die Geschwindigkeit von 45 m/s liegt der letzte sicher anfahrbare Winkel bei 10°.

Das Flugverhalten wird durch eine Limitierung der Landeklappenwinkel bei hohen Geschwindigkeiten nur wenig beeinflusst. Aerodynamische Untersuchungen, die von Projektpartnern vorgenommen wurden, haben die jeweilige Wirkung der Landeklappen bei verschiedenen Geschwindigkeiten untersucht. Daraus geht hervor, dass ein sinnvoller Einsatzbereich der Landeklappen innerhalb der Beschränkungen liegt. Zudem werden hohe Ausschläge nur im Landeanflug – das heißt bei geringen Geschwindigkeiten - benötigt. Ab einem Winkel von circa 20° Klappenausschlag haben die Klappen nahezu keinen Effekt mehr auf die Erhöhung des Auftriebsbeiwertes c_l . Bei höheren Winkeln wirken die Klappen auf die Erhöhung des Widerstandsbeiwertes c_d , was für Landeanflüge benötigt wird, um mit höheren

Schubeinstellungen anfliegen zu können. Bei einem Durchstartmanöver verkürzt sich dadurch die Turbinenhochlaufzeit und erhöht den Sicherheitsgewinn.

Während der Windkanalmessungen wurde der durchschnittliche Stromverbrauch von Landeklappenaktuatoren für verschiedene Flugzustände abgeleitet. Die entsprechenden Werte sind in Tabelle 38 dargestellt.

Operations	Average current p. servo
Ground ops	0.25 A
Cruise idle 0°	0.25 A
Cruise activity (moving actuator)	0.5 - 1 A
Emergency ops	1.5 A

Tabelle 38 Stromverbrauch der Landeklappenaktuatoren

Ein wichtiger Untersuchungspunkt ist die Fähigkeit der Aktuatoren, bei hohen Lasten die Position der Klappen zu halten. Dazu wurde ein definierter Ausschlag für die Klappen ausgegeben, während die Last auf die Klappen durch Verfahren des Anstellwinkels erhöht wurde. Dieser Effekt ist in Abbildung 191 dargestellt.

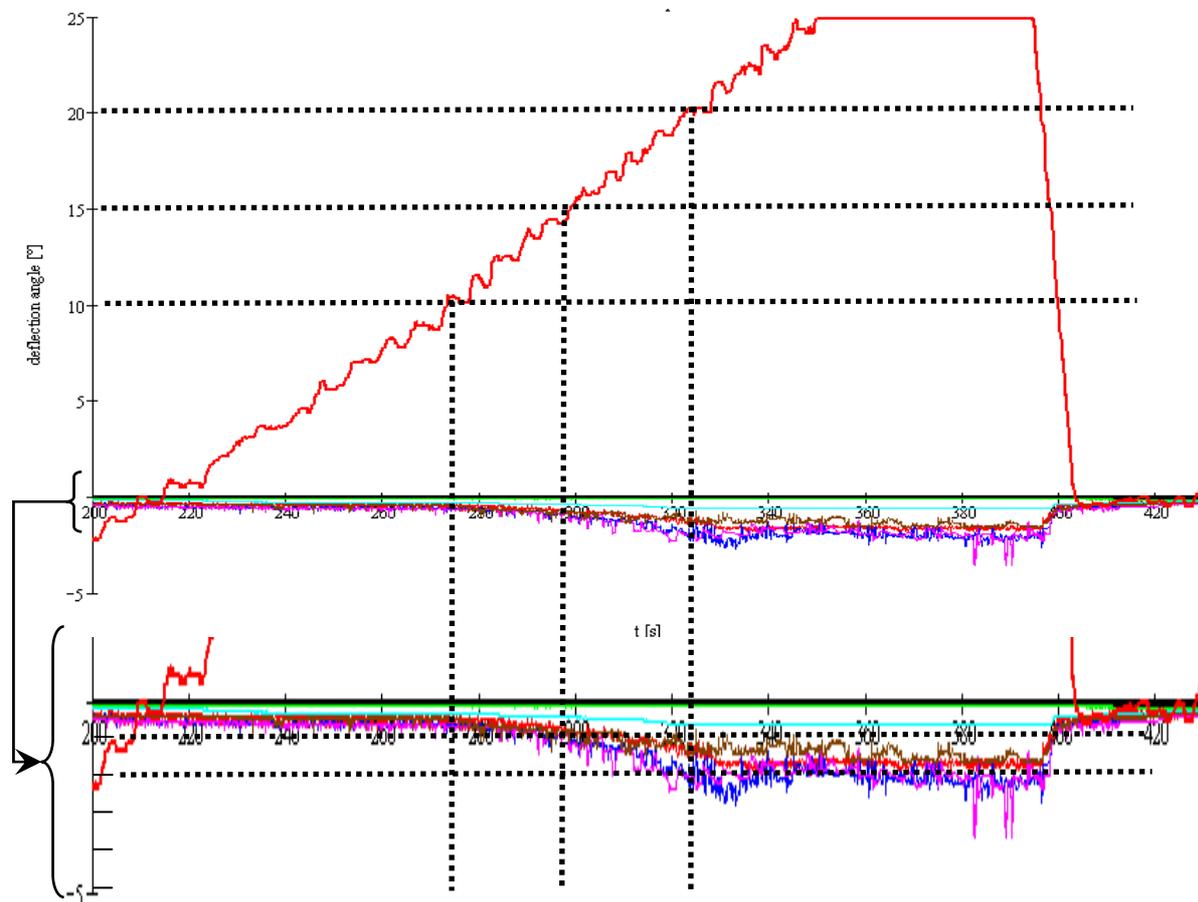


Abbildung 191 Soll- Istpositionsabweichung bei Lastzunahme der Landeklappen (45 m/s, 0° flap, Alpha -10° bis +25°)

In Situationen mit hohen Lasten ist eine Abweichung vom Klappen-Sollwinkel zum Klappen-Istwinkel messbar. Die in Abbildung 191 dargestellte Situation zeigt einen Datenlog für die Geschwindigkeit von 45 m/s. Alpha wird von -10° bis +25° variiert. Die Klappen stehen auf

0°. Die Abweichung der Klappen bei hohen Anstellwinkeln und demnach bei hohen Belastungen beläuft sich auf bis zu 2°. In dem Bereich, in dem das Fluggerät unter Normalbedingungen operiert, konnte eine Abweichung von unter 1° festgestellt werden. Es bleibt zu vermerken, dass hier keine Rückführung des Messwertes in den Aktuatorenregelkreis stattfand, um die Höhe der Abweichung vermessen zu können. Bei Messflügen, bei denen eine hochgenaue Positionierung der Steuerflächen gefordert ist, kann jedoch dieser Messwert dazu benutzt werden, um die Steuerflächenposition nachzuregeln.

Querruder

Die Querruder arbeiteten im Windkanal wie erwartet und ohne nennenswerte Besonderheiten. Sie funktionierten zuverlässig über den gesamten Geschwindigkeitsbereich, in allen Alpha- und Beta-Konfigurationen sowie über den vollen Ausschlagswinkelbereich. Die durchschnittliche Stromaufnahme der Querruderaktuatoren gestaltet sich wie folgt:

Operations	Average current p. servo
Ground operations	< 0.1 A
Cruise idle 0°	0.15 A
Cruise activity (moving actuator)	0.4 A
Emergency operations	0.5 A

Tabelle 39 Durchschnittliche Stromaufnahme Querruderaktuatoren



Abbildung 192 Linker Flügel mit Strömungsvisualisierung an der Hinterkante

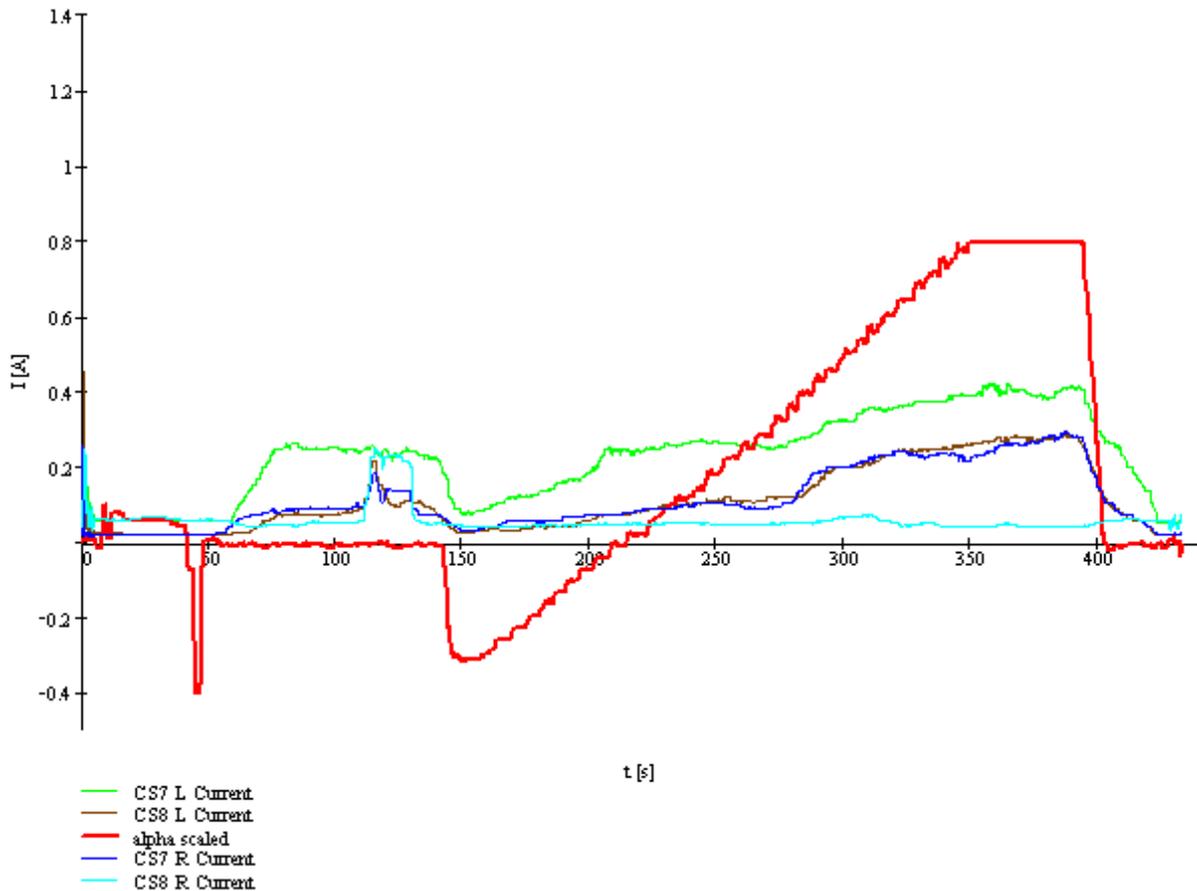


Abbildung 193 Querruder Strommessung (45 m/s, variables Alpha); (Test mit $\pm 20^\circ$ bei 50-150 s)

Auch bei den Querrudern ist gut zu erkennen, dass keines der Servos an der Grenze bezüglich der Haltekraft und Stromaufnahme liegt. Die unterschiedlichen Stromaufnahmen sind durch mechanische Einbaubedingungen stärker beeinflusst. Es ist weiterhin anzumerken, dass die Flügelspitzen aufgrund der Größe des Testobjektes und des Windkanals unter Umständen keine verlässlichen Daten liefern.

Höhenruder

Die Höhenruder arbeiteten im gesamten Ausschlagwinkelbereich, in allen Anstellwinkel- und Schiebewinkelkonfigurationen und allen Geschwindigkeitsbereichen normal. Die durchschnittliche Stromaufnahme der Aktuatoren ist in Tabelle 40 aufgelistet.

Operations	Average current p. servo
Ground ops	0.18 A
Cruise idle 0°	0.1 A
Cruise activity (moving actuator)	0.4 A
Emergency ops	0.6 A

Tabelle 40 Durchschnittliche Stromaufnahme der Höhenruder



Abbildung 194 U-Leitwerkskonfiguration

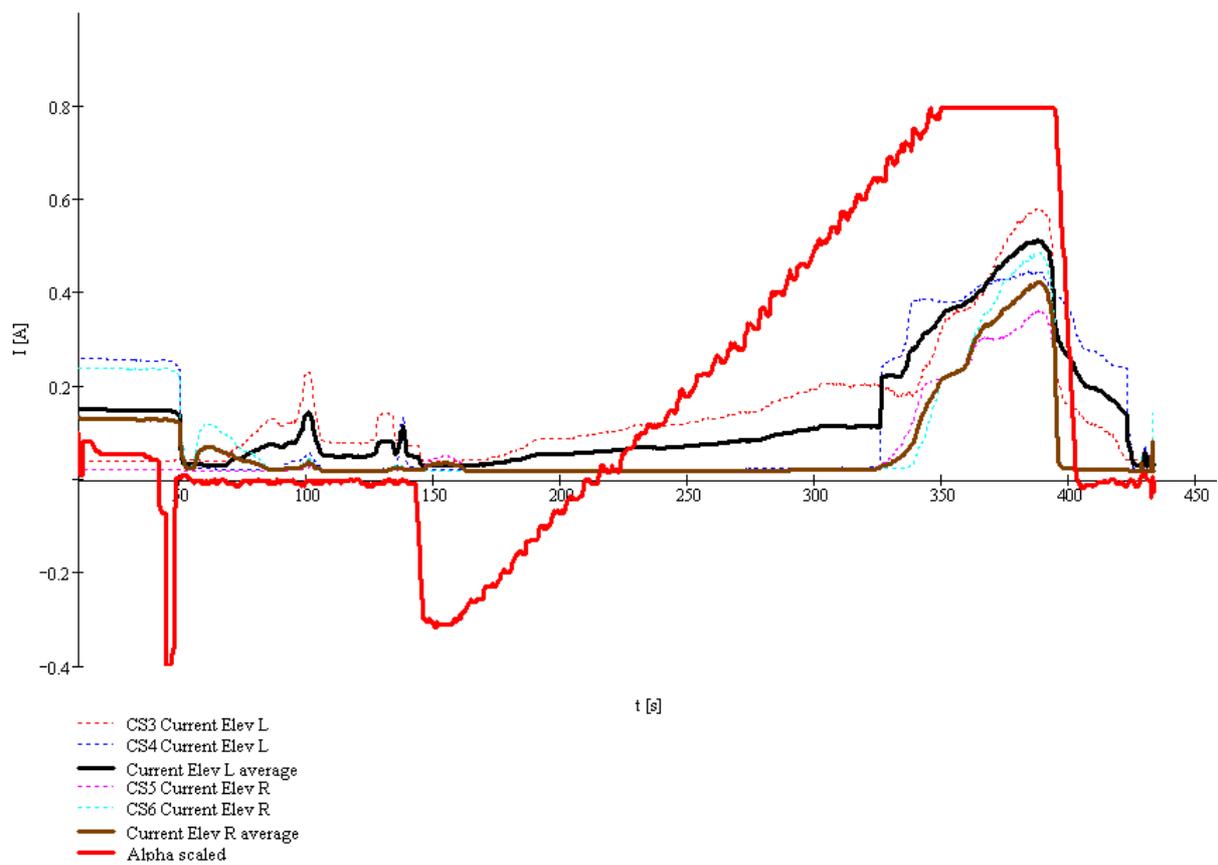


Abbildung 195 Strommessung Höhenruderaktuatoren (45 m/s, variables Alpha, Ausschlag 0°)

Sowohl die U-Leitwerkskonfiguration als auch die T-Leitwerkskonfiguration wurden erfolgreich und ohne nennenswerte Unterschiede getestet.

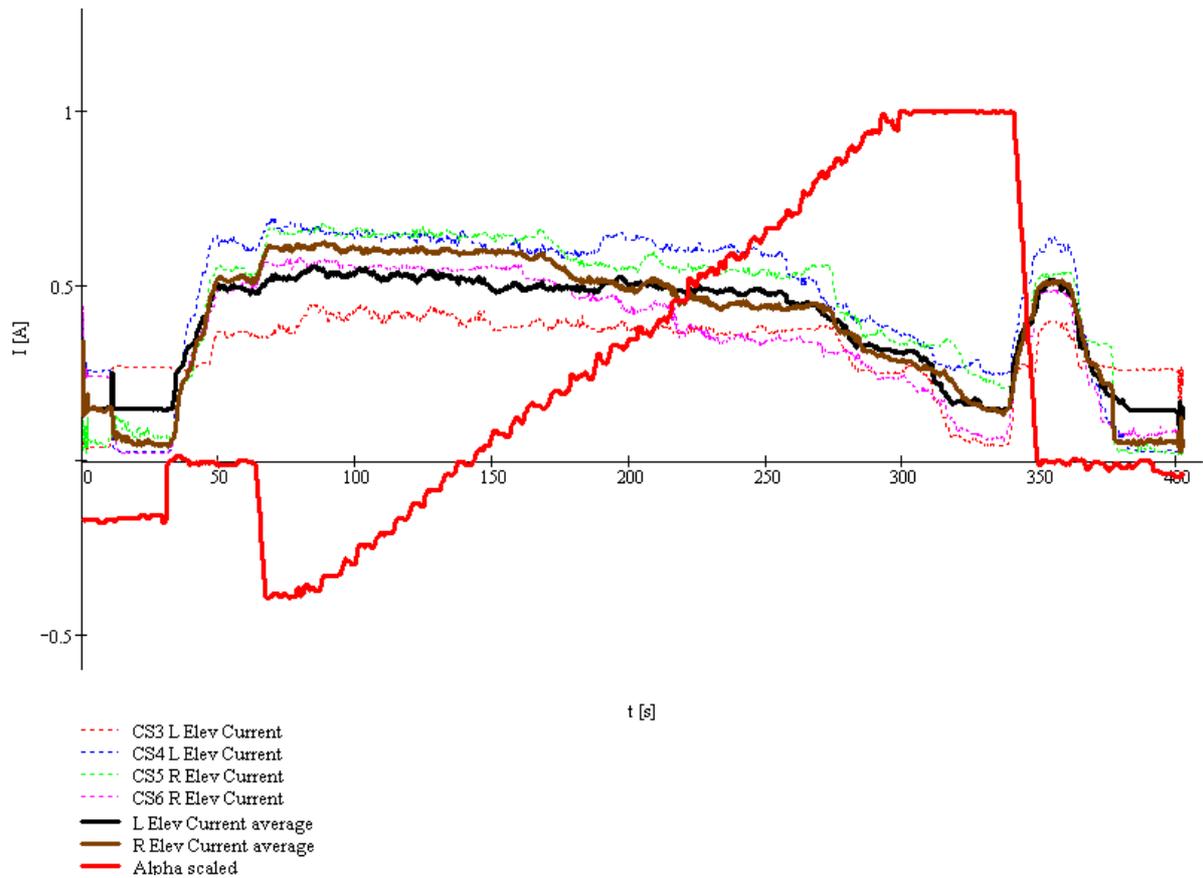


Abbildung 196 Strommessung Höhenrunderaktuatoren -20° Klappenausschlag, 34 m/s, Alpha variabel

Die obige Abbildung zeigt die Höhenrunderstromaufnahme bei Vollausschlag und variablem Alpha. Auch hier sind die Ströme der Servos unterhalb 1 A.

Seitenrunder

Die Seitenrunder arbeiten im gesamten Geschwindigkeitsspektrum, allen Alpha- und Betakonfigurationen und über den vollen Ausschlagsbereich optimal. Es liegen keine Unterschiede in der Performance des T-Leitwerkes und des U-Leitwerkes vor.

Operations	Average current p. servo
Ground ops	< 0.1 A
Cruise idle 0°	< 0.1 A
Cruise activity (moving actuator)	0.4 A
Emergency ops	0.65 A

Tabelle 41 Durchschnittliche Stromaufnahme der Seitenrunderaktuatoren



Abbildung 197 Ausgeschlagene Seitenrunder

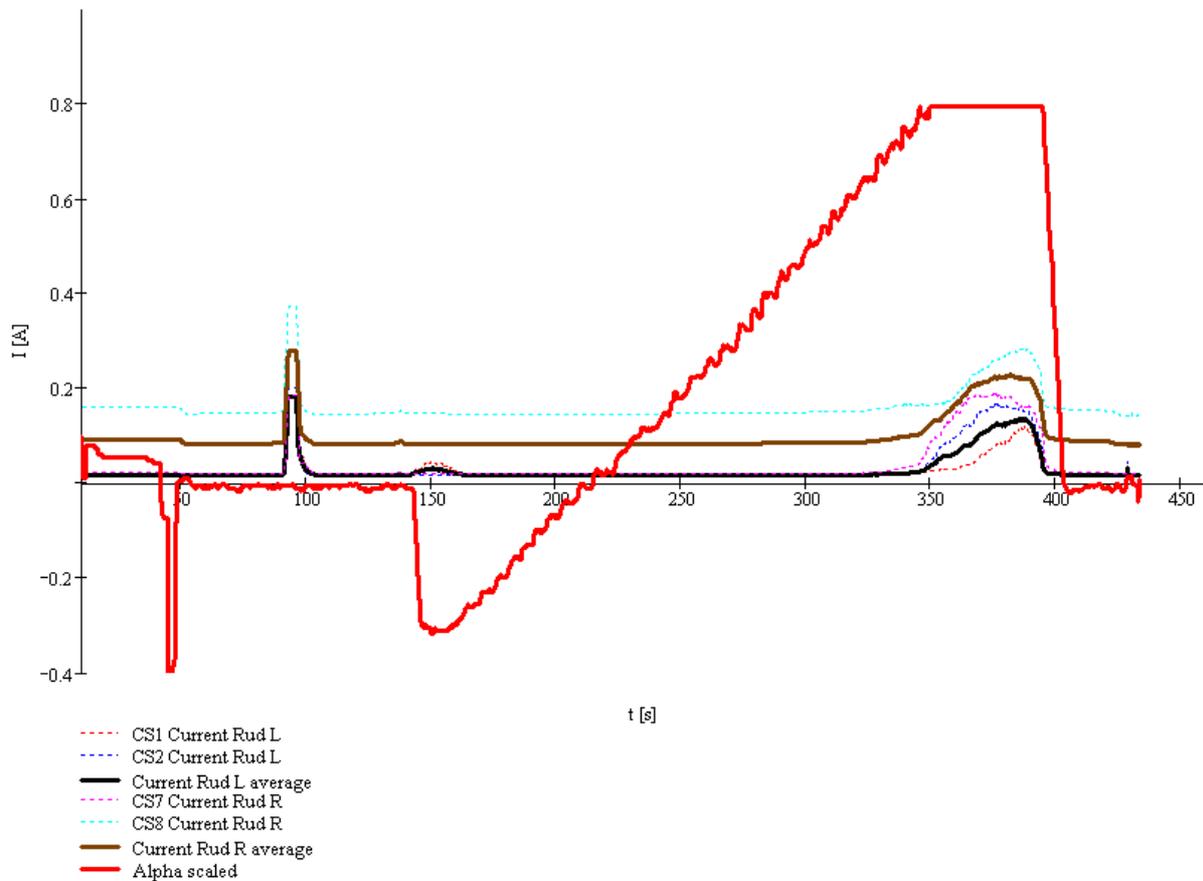


Abbildung 198 Strommessung Seitenrudderaktuatoren 45 m/s, variables Alpha, Beta =0°

Wie sich im oberen Datenlog zeigt, befinden sich auch die Servoströme der Seitenrudder innerhalb der sicheren Grenze.

A - 10.4.3 Elektronik

Die Elektronik konnte im Windkanalversuch erstmals unter Bedingungen eingesetzt und erprobt werden, die dem späteren Einsatzfall sehr nahe kamen. Die Module arbeiteten während der dreiwöchigen Windkanal-Testkampagne fehlerfrei. Das wurde unter anderem durch ausgiebige Tests in der Vorbereitungsphase der Windkanalversuche auf dem *Iron Bird* erreicht. Das System erreichte im Windkanal über 100 Stunden aktive Einsatzzeit. Das stellt einen exzellenten Teil der Validierung dar, da im Bereich Prototypenentwicklung die Bereiche Zuverlässigkeit und Ausfallsicherheit nur durch Langzeitversuche überprüft werden können.

A - 10.5 Schlussfolgerungen

Nach Auswertung der Windkanalversuche und deren Messdaten können folgende Schlussfolgerungen gezogen werden.

- Die richtige Auswahl der Komponenten und deren mechanische Integration konnte validiert werden.
- Die Luftdatensonde konnte am Fluggerät unter realitätsnahen Bedingungen validiert werden.
- Die Aktuatorenbelastung ist innerhalb ihres spezifizierten Limits.
- Der Nutzungsbereich der Landeklappen im Flug kann von diesen Windkanalmessungen abgeleitet werden.

- Das System absolvierte über 100 Stunden aktive Einsatzzeit ohne Fehler.
- Die Strommessung und die Positionsmessung funktioniert unter Realbedingungen.
- Die *Onboard*-Software und die Kontrollstation arbeiteten reibungslos. Die Anzeigen der Messdaten und die Ausgabe von Warnungen funktionierten.
- Die Datenlogfunktion arbeitet einwandfrei. 4,5 GB Daten wurden gesammelt. Die Daten wurden mit 100 Hz aufgezeichnet.
- Die Funktionen, vordefinierte *Settings* im Windkanal abzurufen sowie ad hoc auf Anforderungen der Aerodynamiker reagieren zu können, funktionierten ohne Probleme.
- Die Funktion, manuell einzelne Steuerflächen oder Gruppen zu Testzwecken ansprechen zu können, wurde ebenfalls erfolgreich eingesetzt.

Der Windkanalversuch hat eine Möglichkeit geboten, Teile des Avioniksystems zu testen, bevor die Flugerprobung beginnt. Die Testergebnisse entsprachen den gesetzten Erwartungen. Es konnten wichtige Daten und Erkenntnisse gesammelt werden, die in die weitere Entwicklung eingeflossen sind. Insgesamt wird der Windkanalversuch aus Sicht des Systemdesigns als sehr erfolgreich angesehen.

Anhang - B Datenblätter

B - 1 Einleitung

Anhang B enthält eine Liste von Datenblättern und Anleitungen, die während des Projektes NACRE entstanden ist und in ähnlicher Form schon in verschiedenen Dokumenten (zum Beispiel in [38] oder [38]) als Anhang aufgelistet wurde.

B - 2 Aktuatoren Datenblatt

Hitec RCD :: Servos :: digital servos :: HS-5955TG

<http://www.hitecrc.de/store/product.php?printable=Y&productid=212...>

US TOLL FREE: +49 7252 580930



Hitec RCD :: Servos :: digital servos :: HS-5955TG

HS-5955TG



#113955

The King of Torque. Hitec servo engineers take a giant leap forward with the creation of the powerhouse HS-5955TG servo. This digital, programmable servo has been designed for the most demanding hobby applications and features a titanic 333oz./in. of torque at 6.0 volts. All this power is harnessed by incorporating the Worlds first Titanium gears for incredible wear resistance and strong hardened steel gear pins and axial brass bushing in the servo case.

Details

SKU	113955
Lager/Bearing	2 Kugellager/Ball Bearing
Geschwindigkeit/Speed 4,8/6V (sec/60°)	0.19/0.15
Drehmoment/Torque 4,8/6V (Ncm)	180/240
Standing Torque 4,8/6V (Ncm)	234/312
Masse/Dimension (LxBxH)	40x20x37
Gewicht/Weight (g)	62.0
Motor	Glockenanker/Coreless
Sonstiges/Misc	
Getriebe/Gear	Titan
Control System	+PULSE WIDTH CONTROL 1500usec NEUTRAL
Operating Voltage Range	4.8V TO 6.0V
Idle Current mA	3 (AT STOPPED)
Running Current 4,8/6V (mA/60°)	220/300
Stall Current 4,8/6V (mA)	3400/4200
Dead Band Width	2usec
Operating Travel Direction	40 +/- 5° :CLOCK WISE/PULSE TRAVELING 1500 TO 1900usec
Potentiometer Type	6 SLIDER/Indirect Drive
Amplifier Type	DIGITAL AMPLIFIER With MOSFET DRIVE
Horn Gear Spline	:24 SEGMENTS/Ø5.76
Splined Horns	Heavy Duty/HD-LL,HD-IS,HD-O,HD-LL,HD-LS
Connector Wire Length	300mm
Connector Wire Strand Counter	60EA
Connector Wire Gauge	22AWG
Price:	€109.90

Options

HS-50

[Product comparison](#) ⇄

[Add to comparison list](#) ⇄

Copyright © 2004-2010 Hitec RCD

B - 3 Jet Cat ECU – Quick Reference

JetCat v5.0 ECU Quick Reference

Model # P- Serial # ECU Ver. Purchase Date

I/O Board LED Descriptions	
Color	LED On
Yellow	Standby/Man. Starter Motor engaged
Red	Ignition On. Glow Plug is on
Red	Pump Running. Fuel pump is on
Green	OK/Reset... Turbine running; throttle control active

Yellow & Green LED Blinking : Recharge battery

Turbine Shut Down States

Code	Value	Explanation
1	R/C Off	AUX switched to Off position or throttle stick and throttle trim moved to the minimum position.
2	OverTemp	Turbine running over temperature. Exceeded high temperature parameter and time out.
3	IgnTimOut	Turbine did not ignite within programmed time interval.
4	AccTimOut	Turbine achieved ignition, but did not accelerate within programmed time interval.
5	Acc.Slow	Turbine achieved ignition, but acceleration was less than the programmed value, during startup.
6	Over-RPM	Turbine exceeded the maximum RPM, by 5% and a delay of 0.5 seconds.
7	Low-RPM	Turbine running under the minimum RPM, by 10% and a delay of 3 seconds. Usually triggered by a flame out.
8	BatteryLow	Battery pack is dead. Cell voltage is < 1.0V.
9	Auto-Off	Turbine shut down via the AutoOff sequence, using the AUX channel.
10	LowTemp	EGT dropped below the minimum value. A dislodged EGT sensor can trigger this shut down.
11	HiTempOff	EGT exceeded the maximum range (1-650 °C).
12	GlowPlugI	Defective glow plug.
13	WatchDog	ECU processor was locked out usually from static discharge or voltage spike in power supply.
14	FailSafe	Turbine was shut down from a failsafe timeout condition.
15	ManualOff	Turbine was shut off by using the GSU.
16	PowerFail	The power failed to the ECU when the turbine was running. This will occur if the power was lost because of a defective battery, connection or if the switch is turned off before the engine is shut-down. Note: If this state is displayed the Info, Min/Max and Statistics menus retain information from the previous run.
17	TempSensor Fail	EGT sensor failed. Note: This could happen only during startup.

Tim. Time	R. RPM	S. RPM	EGT: Temp	Pmp. V	Stz. State	Th. pulse	Aux. pulse	Bat. volts	Air: Speed	Sa/S: Air Speed

To view last 4 seconds of flight:

- While pressing "+" key on GSU, switch on receiver.
- Use (+ or -) keys to scroll through data.
- Use (Info or Min/Max) keys to scroll through time.



W. Louie 2006

Fuel:
• Jet A1 or K-1 Kerosene with 5% oil (Aeroshell 500), 1 Quart of oil in 5 gallons of fuel.

MIN / MAX

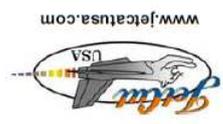
Value	Explanation
Upump-Max	Maximum pump voltage.
Upump-Min	Minimum pump voltage.
MinTemp	Minimum EGT.
MaxTemp	Maximum EGT.
AvgPump	Average pump voltage.
MaxRpm	Maximum turbine RPM.
MinRpm	Minimum turbine RPM.
AvgRpm	Average RPM.
MaxRTPmp	Average temperature at maximum RPM during the last run.

RC CHECK

Value	Explanation
StickPuls	Position of the throttle stick (by percentage, 0-100%). An 'F' signifies a failsafe condition.
Throttle%	Position units of the throttle stick.
AuxPulse	Position of the 3-position AUX channel (0-100%).
AuxPosition	Position units of the AUX channel.
FailSafe Count	Position of the AUX channel control (0-Off, 1=Start/Standby; 2= AutoOff).
FailSafeTime (Seconds)	Displays the number of times the receiver went into failsafe during the flight.
	Displays the time the receiver was in failsafe.

INFO

Value	Explanation
Rest Fuel	Remaining fuel in tank. Tank size can be entered using the LIMITS menu. Value is reset every time the ECU is switched on (or can be reset manually by pressing the Change Value/Item key on the GSU).
Fuel Flow ml/min	Actual fuel consumption in ml/min.
BattCnd	The condition of the battery is indicated in the upper line: 1. --OK-- 2. --WEAK-- 3. --EMPTY--
Ubattery	1. If the battery voltage is 1.1V/Cell or higher "--OK--" will be displayed. 2. If the battery voltage drops under 1.1V/Cell, the display will read "WEAK". Red Standby and green OK LEDs will blink simultaneously (at a rate of twice per second). Starting the turbine is not possible until the battery is recharged. If the turbine is already running and the battery warning function is enabled, the warning function will be activated. 3. If the battery voltage drops under 1.0V/Cell "--EMPTY--" is displayed. Starting the turbine is not possible until the battery is recharged. If the turbine is running, it will be immediately shut off, to avoid a malfunction of the ECU.
Last Run Time	Current voltage of the battery. Displayed on bottom line.
Last Fuel Count	Last turbine run time.
Last Off Pmp/Volt	Quantity of fuel consumed, during the last turbine run.
Last Off RPM	Volts applied to the pump when it was switched off.
Last Off TEMP	RPM of the turbine when it was switched off.
Last Off Cond	Temperature of the turbine, when it was switched off.
Last MaxTemp	Last stored Off condition.
Last AvgTemp	Maximum temperature during the last run.
Last MinTemp	Minimum temperature during the last run.
Last MaxR_AvgTmp	Average temperature during the last run at maximum RPM.
Last StartTemp	Maximum temperature during startup during the last run.
Last MaxRPM	Maximum RPM during the last run.
Last MinRPM	Minimum RPM during the last run.
Last AvgRPM	Average RPM during the last run.
Last MaxPump	Maximum pump voltage during the last run.
Last MinPump	Minimum pump voltage during the last run.
Last AvgPump	Average pump voltage during the last run.
Last FailSafeCnt	Number of failsafe conditions during the last flight.
Last FailSafeTim	Time in a failsafe condition.



W. Louie 2006

- To Change Pump Voltage:**
- While pressing "Change Value/Item" key on GSU, switch on receiver.
 - "Run" key: run pump, "+" key: increase voltage, "-" key: decrease voltage
 - Press "Manual" key to store new setting.

- To Change Glow Plug Voltage:**
- Change value in either 'Test Functions' or 'Limits' Menu.
 - McCoy MC-9: 2.45-2.5v, OS A3, A5: 2.25-2.3v

JetCat USA
4250 Aerotech Center Way, Building G
Paso Robles, CA 93446 (805) 226-8700

To Learn R/C: While pressing "Select Menu" key on GSU, switch on receiver.
CHECK FAILSAFE : Set failsafe to low throttle, low throttle trim, 100% servo travel. Teach ECU at low throttle, low throttle trim, 75% of servo travel.

B - 4 ELS-1100 Liquid Level Sensor Instruction Bulletin

Instruction Bulletin No. 138184 (Rev P)



ELS-1100 Series Electro-Optic Level Switch

Specifications

Materials	
Housing and Prism	Polysulfone or Nylon
Operating Pressure	0 to 150 psig, Max.
Operating Temperature	0°F to 176°F (-17.8°C to +80°C)
Current Consumption	18 mA, Approximately
Input Voltage	See Part Number Chart
Output	TTL/CMOS Compatible, Open Collector Output may Sink 40 mA up to 30 VDC
Repeatability	±1 mm
EMI Susceptibility	Meets Specification (MIL-STD-461B Part 2 Modified) of 10 V/M for Frequency Range 30 to 1000 MHz (Except 609 MHz = 9 V/M and 879 MHz = 7.5 V/M)
Approvals	C.E. EN 61326 Units Labeled UL File E 108913

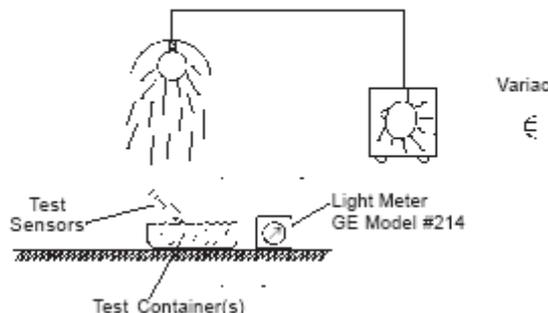
Input Power	Part Number	Probe Condition At Current Sink
5 VDC	138167	Wet
	144225	Wet
	144235	Wet
	166541	Wet
	175631	Wet
	187575	Wet
	187590	Dry
10-28 VDC	142700	Wet
	143570	Dry
	143575	Dry
	143577	Wet
	143580	Wet
	143585	Wet
	143590	Dry
	148973	Dry
	157750	Wet
	169555	Wet
	169558	Dry
	175632	Dry
	187580	Dry
	187585	Wet

Note: Not for use in freezing liquids

Installation

- For NPT threaded units:
 - Use Teflon (TFE) thread tape or Permatex #80725 plastic pipe sealant to seal thread. **Caution: Pipe sealant must not come in contact with prism surface.**
 - Thread sensor into tank wall and tighten by hand. Further tighten an additional one to two threads past hand-tightness. (Avoid overtightening, as this may damage threads.)
- For 1/2" and M12 straight threaded units:
 - Thread sensor into tank wall by hand until sensor housing contacts tank wall surface. (See below for mating o-ring gland design information.)
 - The sensor shall be torque tightened to 12 to 24 in-lb (1.4 to 2.7 N-m). This range is slightly more than "hand-tight" to insure sealing, and less than that which would cause housing or thread damage.
 - CAUTION:** Under no circumstances shall the sensor be tightened more than 1/8 turn beyond that required to seat the bottom of the sensor housing with the outside wall of the tank.
- Sensor may be installed in *horizontal or vertical* position only.
- Caution:** Do not install sensor close to infrared sources or incandescent light. (Note: Any optical sensor may be affected by reflective surfaces. Consult Gems if prism is to be less than 2 inches from any reflective surface.)

The test depicted below was performed to determine the sensor immunity level to ambient light. The recorded ambient is the maximum level at which the sensor performs/detects normally.



Sensor Type	Black Container	Opaque Container
ELS-1100 Polysulfone	300 Ft-Cd	45 Ft-Cd
ELS-1100 TFE	100 Ft-Cd	25 Ft-Cd
ELS-1100HT Isoplast	500 Ft-Cd	250 Ft-Cd
ELS-1200 RE	250 Ft-Cd	25 Ft-Cd
ELS-1200	>1000 Ft-Cd	700 Ft-Cd
ELS-1200CR	400 Ft-Cd	25 Ft-Cd
ELS-1100 Nylon	65 Ft-Cd	25 Ft-Cd

Note: 1 Ft-Cd = 10.7 Lux

Above testing is based on minimum readings of at least two (2) samples.

Installation (Contd.)

- Connect VDC ($\pm 10\%$) power to red lead; return (-) to black lead. **Caution: Do not connect output to VDC power without a load.**
- Output Configuration:** See Wiring Diagrams.

Maintenance

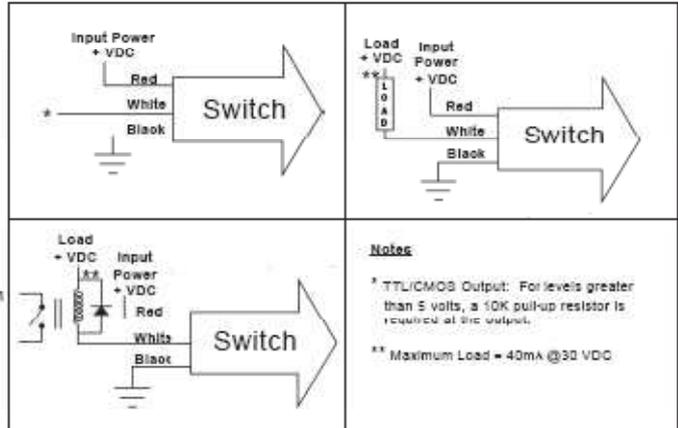
Sensor may require a periodic cleaning of prism surface. Chlorinated hydrocarbons must not be used for cleaning. A mild detergent may be used to clean prism surface.

Return Policy

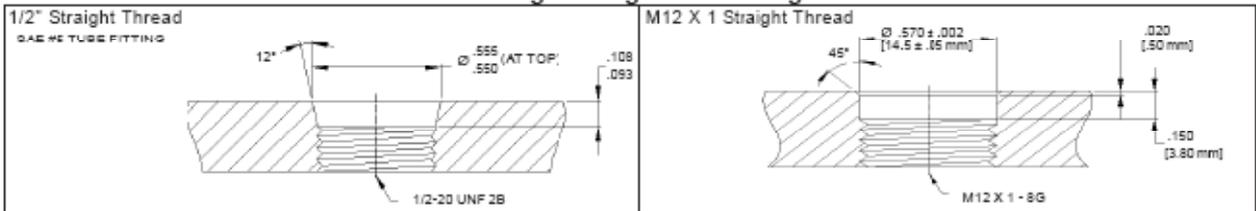
Returns are accepted on stock items up to 30 days from date of order. You must contact our Returns Department for a Return Authorization (RA) number. Return the goods - freight prepaid - in the original container and include original packing slip. C. O. D. returns are not accepted. Gems reserves the right to apply restocking charges.

Tel: 860-793-4357
Fax: 860-793-4563

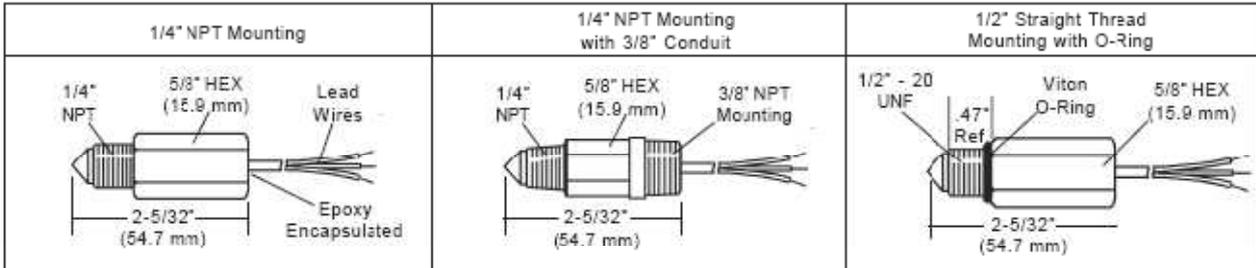
Typical Wiring Diagrams



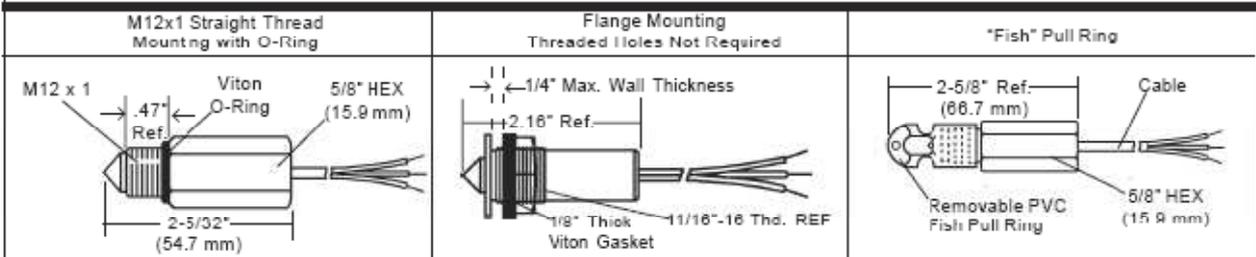
Mating O-Ring Gland Design



Dimensions



Electrical Termination: Lead Wires, 22 AWG, PVC Jacketed, 12" to 14" Extended



Electrical Termination: Lead Wires, 22 AWG, PVC Jacketed, 12" to 14" Extended

25' Cable, 22 AWG, PVC Jacketed

Important Points:

- Gems products must be maintained and installed in strict accordance with the National Electrical Code and the applicable Gems Product Instruction Bulletin that covers installation, operation and proper maintenance. Failure to observe this information may result in serious injury or damages.
- For hazardous area applications involving such things as, but not limited to, ignitable mixtures, combustible dust and flammable materials, use an appropriate explosion proof enclosure or intrinsically safe interface device.
- Please adhere to the pressure and temperature limitations shown throughout this catalog for our level and flow sensors. These limitations must not be exceeded. These pressures and temperatures take into consideration possible system surge pressures, temperatures and their frequencies.
- Selection of materials for compatibility with the media is critical to the life and operation of Gems products. Take care in the proper selection of materials of construction, testing is required.
- Stainless steel is generally regarded as safe by NSF and FDA.
- NSF-approved sensors are made of materials approved for potable water applications according to Standard 61.
- Life expectancy of switch contacts varies with application. Contact Gems 1 life cycle testing is required.
- Ambient temperature changes do affect switch set points, since the gravity of a liquid can vary with temperature.
- Our sensors have been designed to resist shock and vibration. However, shock and vibration should be minimized.
- Filter liquid media containing particulate and/or debris to ensure the proper operation of our products.
- Electrical entries and mounting points in an enclosed tank may require liquid/vaporsealing.
- Our sensors must not be field-repaired.



Gems Sensors Inc.
One Cowles Road
Plainville, CT 06062-1198
Toll-Free: 1-800-378-1600

B - 5 ELS-1100 Liquid Level Sensor Specifications

ELECTRO-OPTIC TYPE

General Purpose ELS -1100 Series Satisfies Most Applications

These polysulfone units are both compact and economical. They feature a variety of mountings, power requirements and electrical terminations to make it easy to find a perfect match for your application.

Specifications

Materials	
Housing and Prism	Polysulfone or Nylon
Operating Pressure	0 to 150 PSI, Maximum
Operating Temperature*	0°F to 176°F (-17.8°C +80°C)
Current Consumption	18 mA, Approximately
Output†	TTL/CMOS Compatible. Open Collector Output May Sink 40 mA UP TO 30 VDC.
Repeatability	±1 mm
EMI Susceptibility	Meets (MIL-STD-461B Part 2 Modified) Specification of 10 V/M for Frequency Range 30 to 1000 MHz (Except 609 MHz = 9 V/M and 679 MHz = 7.5 V/M).

* These switches are not for use in freezing liquid or steam/high condensation environments. Contact Gems for alternative solutions.



U.L. Listed
File No. E108913

LEVEL SWITCHES - SINGLE POINT

Dimensions

	1/4" NPT Mounting	1/4" NPT Mounting with 3/8" Conduit	1/2" Straight Thread Mounting with O-Ring	M12x1-8g Straight Thread with O-Ring	"Fish" Pull Ring
Electrical Termination	Lead Wires, 22 AWG, PVC Jacketed, 12" to 14" Extended				25' Cable, 22 AWG, PVC Jacketed

How To Order

Specify Part Number based on Mounting Type, Input Power and Output Condition required.

Input Power	Probe Condition at Current Sink	Mounting Type					
		1/4" NPT	1/4" NPT & 3/8" Conduit		1/2" Straight Thread	M12x1-8g Straight Thread	"Fish" Pull Ring
		Polysulfone	Polysulfone	Nylon	Polysulfone	Polysulfone	Polysulfone
5 VDC	Wet	138167	144225	175631	144235	166541	—
	Dry	142700	143585	157750	143580	169555	143577
10-28 VDC	Wet	143570	143590	175632	143575	169556	148973
	Dry	—	—	—	—	—	—

✂ - Stock Items.

Intrinsically-Safe Versions

GEMS ELS-1100 Switches may be rendered intrinsically-safe for Class I, Division 1, Group C & D when used with appropriate GEMS Zener Barriers. Call Gems Sensors for special ELS-1100-IS (Intrinsically-safe) part numbers and Installation Bulletins 148745 and 148744, File No. E44570.

Extended Power and Switching Capabilities of 12 VDC Models with Gems.

Converts TTL output signal to 5 Amp relay output. Available as open circuit board or mounted in a NEMA 4X enclosure (pictured). See Page A-31.



Visit www.GemsSensors.com for most current information.

A-27

B - 6 ELS-1100HT Liquid Level Sensor Instruction Bulletin

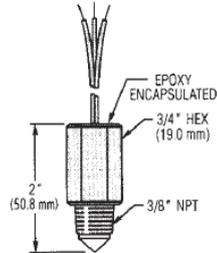


Electro-Optic Level Switch
 ELS-1100 HT Series
 Instruction Bulletin No. 152854



Electro-Optic Level Switch
 ELS-1100 HT Series
 Instruction Bulletin No. 152854

Dimensional Data . . .

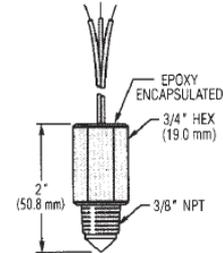


Specifications . . .

Materials	Isoplast®
Housing and Prism	Isoplast®
Operating Pressure	0 to 150 PSI, Maximum
Operating Temperature*	-40°F to +212°F (-40°C to +100°C)
Current Consumption	45 mA, Approximately
Output	TTL/CMOS Compatible. Transistor Output with 10K Pull-Up Resistor May Sink 18 mA. 12 VDC input power units switch a maximum 5 VDC on output.
Repeatability	±1 mm
Electrical Termination	Lead Wires, 22 AWG, Polymeric, 12" to 14" Extended
Approvals	C.E. EN61326 Units Labeled U.L. File E108913

*These switches are not for use in freezing liquids.

Dimensional Data . . .



Specifications . . .

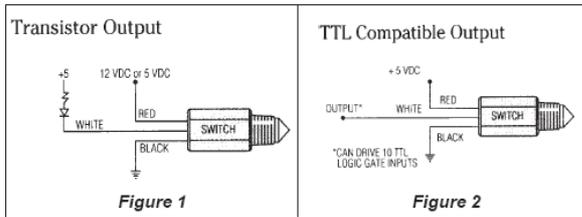
Materials	Isoplast®
Housing and Prism	Isoplast®
Operating Pressure	0 to 150 PSI, Maximum
Operating Temperature*	-40°F to +212°F (-40°C to +100°C)
Current Consumption	45 mA, Approximately
Output	TTL/CMOS Compatible. Transistor Output with 10K Pull-Up Resistor May Sink 18 mA. 12 VDC input power units switch a maximum 5 VDC on output.
Repeatability	±1 mm
Electrical Termination	Lead Wires, 22 AWG, Polymeric, 12" to 14" Extended
Approvals	C.E. EN61326 Units Labeled U.L. File E108913

*These switches are not for use in freezing liquids.

Installation . . .

1. Use Teflon (TFE) thread tape or Permatex #80725 plastic pipe sealant to seal thread. **Caution: Pipe sealant must not come in contact with prism surface.**
2. Thread sensor into tank wall and tighten by hand. Further tighten an additional one to two threads past hand-tightness. **(Avoid overtightening, as this may damage threads.)**
3. Sensor may be installed in **horizontal** or **vertical** positions, only.
4. Do not install sensor close to infrared sources.
5. Prism surface must be at least 2" from any reflective surfaces.
6. Connect appropriate voltage supply to red lead. For 12 VDC units (Part Numbers 153063 and 153064), connect to 12 VDC $\pm 5\%$ - For 5 VDC units (Part Numbers 153061 and 153062), connect to 5 VDC $\pm 5\%$.
7. Output Configuration: **See Fig. 1 and Fig. 2.**

Wiring Diagrams . . .



Maintenance . . .

Sensor may require a periodic cleaning of prism surface. **Chlorinated hydrocarbons must not be used for cleaning.** A mild detergent may be used to clean prism surface.

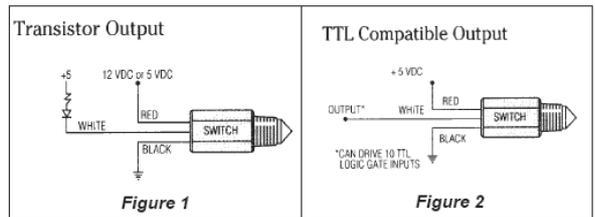
P/N 152854
Rev. E



Installation . . .

1. Use Teflon (TFE) thread tape or Permatex #80725 plastic pipe sealant to seal thread. **Caution: Pipe sealant must not come in contact with prism surface.**
2. Thread sensor into tank wall and tighten by hand. Further tighten an additional one to two threads past hand-tightness. **(Avoid overtightening, as this may damage threads.)**
3. Sensor may be installed in **horizontal** or **vertical** positions, only.
4. Do not install sensor close to infrared sources.
5. Prism surface must be at least 2" from any reflective surfaces.
6. Connect appropriate voltage supply to red lead. For 12 VDC units (Part Numbers 153063 and 153064), connect to 12 VDC $\pm 5\%$ - For 5 VDC units (Part Numbers 153061 and 153062), connect to 5 VDC $\pm 5\%$.
7. Output Configuration: **See Fig. 1 and Fig. 2.**

Wiring Diagrams . . .



Maintenance . . .

Sensor may require a periodic cleaning of prism surface. **Chlorinated hydrocarbons must not be used for cleaning.** A mild detergent may be used to clean prism surface.

P/N 152854
Rev. E



B - 7 ELS-1100HT Liquid Level Sensor Specifications



ELS -1100HT Handles Temperatures to 212°F

Slightly larger than the ELS-1100, the "HT" or High Temperature version is made from high performance Isoplast® plastic. While maintaining broad chemical compatibility, these units also handle fluid temperatures to 212°F. They feature 3/8" NPT mountings and the shortest of any of our plastic electric-optic switch bodies – HTS versions are a mere 1/2" long!

Typical Applications

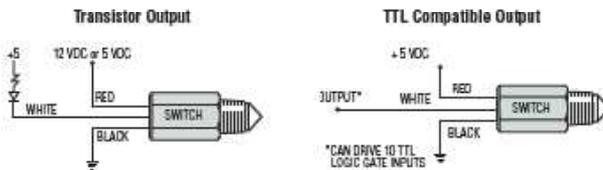
- Coolant reservoir monitoring
- Medical diagnostic and sterilizer equipment
- Low lubricant warning on machine tools
- Low level warning in hydraulic reservoirs

Specifications

Materials	
Housing and Prism	Isoplast®
Operating Pressure	0 to 150 PSI, Maximum
Operating Temperature*	-40°F to +212°F (-40°C +100°C)
Current Consumption	45 mA, Approximately
Output	TTL/CMOS Compatible. Transistor Output with 10K Pull Up Resistor May Sink 18 mA. 12 VDC Input power units switch a maximum 5 VDC on output
Repeatability	±1 mm

* These switches are not for use in freezing liquids or steam/high condensation environments. Contact Gems for alternative solutions.

Wiring Diagrams



How To Order

HT Series

Specify Part Number based on Input and Output Condition required.

Input Power	Probe Condition at Current Sink	
	Wet	Dry
5 VDC	153061	153062
12 VDC*	153063	153064

*12 VDC input power units switch a maximum 5 VDC on output.
Note: Extend the power and switching capabilities of 10-28 VDC models with Gems Opto-Pak Controllers.

⚡ - Stock Items.

HTS Series - 5 VDC Input Only

Specify Part Number based on Wet or Dry switch actuation and mounting type.

Mounting Type	Probe Condition at Current Sink	
	Wet	Dry
3/8" NPT	181674	181675
M16x2	181341	181342



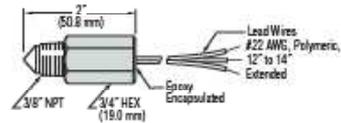
ELS-1100HT
UL
File No. E108813



ELS-1100HTS
UL
File No. E108813

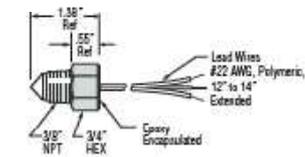
Dimensions

HT Series

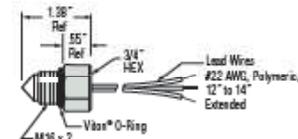


HTS Series

3/8" NPT Mounting



M16 x 2 Straight Thread Mounting with O-Ring



Extended Power and Switching Capabilities of 12 VDC Models with Gems.

Converts TTL output signal to 5 Amp relay output. Available as open circuit board or mounted in a NEMA 4X enclosure (pictured). See Page A-31.



B - 8 Parachute DO-DT 25mod. - Data Sheet

BRÜGGEMANN GmbH & Co. KG Am Kalkheck 2 58313 Herdecke	Bergesystem DO-DT 25mod. P/N 904155-26 a
--	---

Vorgaben:

Auslösegeschwindigkeit $V_0 = 83 \text{ m/s}$ (300 Km/h)

Masse (max.) $m = 144 \text{ kg}$

Masse (min.) $m = 55 \text{ kg}$

Pilotchute CF 0,81 DC-8 P/N 904100-304
 Durchmesser $D_0 = 0,81 \text{ m}$
 Widerstandsfläche $cd_0s_0 = 0,38 \text{ m}^2$
 Anzahl der Leinen = 8 Stück

Verbindungsleine 1,0 m lang P/N 904100-206

Hauptkappe 23 FT – Triconical P/N 903551-104
 Durchmesser $D_0 = 7,44 \text{ m}$
 Widerstandsfläche $cd_0s_0 = 32,2 \text{ m}^2$
 Anzahl der Leinen = 22 Stück
 Öffnungsstoß $F_0 = 1650 \text{ kp}$ (bei 1,5 s tr)
 Sinkgeschwindigkeit $V_0 = 6,8 \text{ m/s}$ bei 125 kg 4,7 m/s bei 55 kg
 Sinkgeschwindigkeit $V_0 = 7,6 \text{ m/s}$ bei 140 kg 7,9 m/s bei 150 kg

Tragegurt P/N 903716-102

Verbindungsleine 2475 daN L = 3,0 m P/N 904158-105

Packschlauch P/N 903042-101

Stand: Sept. 2009

G:\PRIVAT\OL\PROJEKTE\UNI STUTTGART\TECHNISCHE DATEN\904155-26_A.DOC

B - 9 AMBER Long Range Data Modem - Data Sheet

AMB8355



Long-Range Data Modem

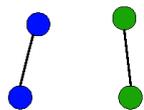
868 MHz Band

Key Features

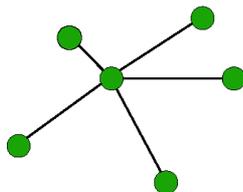
- Multi-channel, narrowband RF data modem
- Transmit power 500 mW
- Range up to 20km (line of sight)
- RF data rates up to 19.2 kbps
- Integrated microcontroller (8 kbyte data buffer)
- Flexible software stack to suit a wide range of applications
- Complies with R&TTE directive 1999/5/EC
- Licence-free within Europe



Network Topologies



Point-to-Point



Point-to-Multipoint

Description

The AMB8355 is a powerful OEM radio data modem enabling cable-free and reliable transmission of data over long distances. The embedded microprocessor controls the complete wireless data communication, thus handling packet and checksum formation, addressing, monitoring of channel access and resending of unacknowledged data packets. A buffer memory is provided to enable transmission and reception of data independently of the connected host controller. The radio modem can be used as a transparent cable replacement.

The AMB8355 features a command set of various transmission modes to meet the requirements of the respective application. It provides a broadcast operation mode and it enables the user to address up to 255 devices per channel.

The GUI for the freely available Windows application AMBER-ACC makes it easy to set the operating parameters. The configuration of the parameters can alternatively be realised by means of AT-commands.

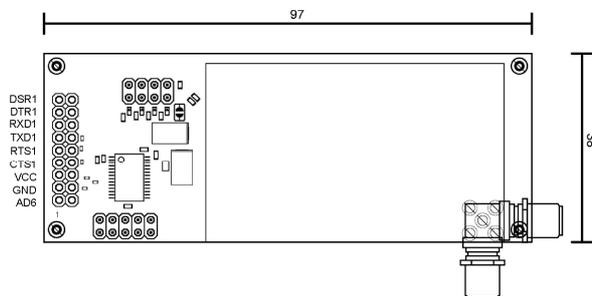
Interface

The AMB8355 is connected to a host system via RS-232 or 3.3V-TTL UART-interface with data rates of up to 115.2 kbaud. Alternative host interface options: RS-485 or USB.

Scope of Application

Telemetry, wide-ranging data collection, monitoring, surveying, remote control and sensor networks.

Dimensions



Pin Assignment ST1

Pin	Name	Description
1	AD6	Reserved
2	GND	Negative supply voltage
3	VCC	Positive supply voltage
4	CTS1	Clear to send
5	RTS1	Request to send
6	TXD1	Transmit data
7	RXD1	Receive data
8	DTR1	Data terminal ready
9	DSR1	Data set ready

Specifications

Performance	Range*	≥ 20 km (line of sight)
	RF data rate	2.4 / 4.8 / 9.6 and 19.2 kbaud
	Interface data rate	Up to 115.2 kbaud (UART)
	Output power	27dBm (@ 50 Ω, adjustable)
	RF sensitivity	-110 dBm (@ 50 Ω, 4.8 kbaud)
General	Power supply	7 to 30 Volt
	Current consumption	TX: 530 mA (7 V), 125mA (30 V) RX: 75 mA (7 V), 30mA (30 V)
	Dimensions	97 x 38 x 19 mm ³
	Operating temperature	-30 to +70 °C
	Weight	45 g
	Antenna connector	SMA female
	Status indication	4 LEDs (Power, Status, RX, TX)
	Microprocessor	ATMEL AT91SAM7S64
RF transceiver	500 mW transceiver AMB8315	
RF technology	Addressing	Up to 255 nodes
	Frequency range	869.40 to 869.65 MHz
	Channel spacing	25, 50 and 100 kHz (depending on RF data rate)
	Number of channels	Up to 8 (depending on RF data rate)
	Modulation	2-GFSK
	Supported topologies	Point-to-Point, Point-to-Multipoint

* Range stated is calculated assuming line-of-sight. Actual range will vary based upon specific board integration, antenna selection, and environment.

Related Products (868 MHz)

- **AMB8420** Low-Cost RF module
- **AMB8350** RF Data Modem
- **AMB8400** Low-Cost RF Transceiver
- **AMB8310** Medium-Range RF Transceiver
- **AMB8315** Long-Range RF Transceiver

Ordering Information

Item no.	Description
AMB8355	868 MHz Long Range Data Modem

Contact

AMBER wireless GmbH
 Albin-Köbis-Straße 18
 D-51147 Cologne
 Tel.: +49 (0) 2203-699195-0
 E-mail: info@amber-wireless.de
 Internet: www.amber-wireless.de

B - 10 ADXL321 Accelerometer - Data sheet – Extract



Small and Thin $\pm 18 g$ Accelerometer

ADXL321

FEATURES

Small and thin

4 mm \times 4 mm \times 1.45 mm LFCSP package

3 mg resolution at 50 Hz

Wide supply voltage range: 2.4 V to 6 V

Low power: 350 μ A at $V_S = 2.4$ V (typ)

Good zero g bias stability

Good sensitivity accuracy

X-axis and Y-axis aligned to within 0.1° (typ)

BW adjustment with a single capacitor

Single-supply operation

10,000 g shock survival

Compatible with Sn/Pb and Pb-free solder processes

APPLICATIONS

Vibration monitoring and compensation

Abuse event detection

Sports equipment

GENERAL DESCRIPTION

The ADXL321 is a small and thin, low power, complete dual-axis accelerometer with signal conditioned voltage outputs, which is all on a single monolithic IC. The product measures acceleration with a full-scale range of $\pm 18 g$ (typical). It can also measure both dynamic acceleration (vibration) and static acceleration (gravity).

The ADXL321's typical noise floor is 320 $\mu g/\sqrt{\text{Hz}}$, allowing signals below 3 mg to be resolved in tilt-sensing applications using narrow bandwidths (< 50 Hz).

The user selects the bandwidth of the accelerometer using capacitors C_x and C_y at the X_{OUT} and Y_{OUT} pins. Bandwidths of 0.5 Hz to 2.5 kHz may be selected to suit the application.

The ADXL321 is available in a very thin 4 mm \times 4 mm \times 1.45 mm, 16-lead, plastic LFCSP.

FUNCTIONAL BLOCK DIAGRAM

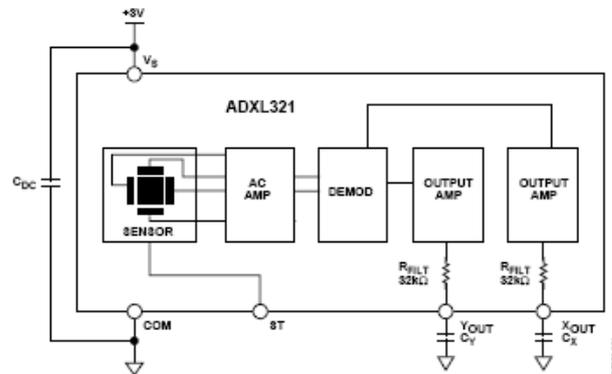


Figure 1.

Rev. 0

Information furnished by Analog Devices is believed to be accurate and reliable. However, no responsibility is assumed by Analog Devices for its use, nor for any infringements of patents or other rights of third parties that may result from its use. Specifications subject to change without notice. No license is granted by implication or otherwise under any patent or patent rights of Analog Devices. Trademarks and registered trademarks are the property of their respective owners.

One Technology Way, P.O. Box 9106, Norwood, MA 02062-9106, U.S.A.
Tel: 781.329.4700 www.analog.com
Fax: 781.326.8703 © 2007 Analog Devices, Inc. All rights reserved.

ADXL321

TABLE OF CONTENTS

Specifications.....	3	Setting the Bandwidth Using C_X and C_T	12
Absolute Maximum Ratings.....	4	Self-Test	12
ESD Caution.....	4	Design Trade-Offs for Selecting Filter Characteristics: The Noise/BW Trade-Off.....	12
Pin Configuration and Function Descriptions.....	5	Use with Operating Voltages Other than 3 V.....	13
Typical Performance Characteristics ($V_S = 3.0\text{ V}$)	7	Use as a Dual-Axis Tilt Sensor	13
Theory of Operation	11	Outline Dimensions	14
Performance.....	11	Ordering Guide	14
Applications.....	12		
Power Supply Decoupling	12		

REVISION HISTORY

12/04— Revision 0: Initial Version

SPECIFICATIONS¹

T_A = 25°C, V_S = 3 V, C_X = C_Y = 0.1 μF, Acceleration = 0 g, unless otherwise noted.

Table 1.

Parameter	Conditions	Min	Typ	Max	Unit
SENSOR INPUT					
	Each axis				
Measurement Range			±18		g
Nonlinearity	% of full scale		±0.2		%
Package Alignment Error			±1		Degrees
Alignment Error	X sensor to Y sensor		±0.1		Degrees
Cross Axis Sensitivity			±2		%
SENSITIVITY (RATIOMETRIC)²					
	Each axis				
Sensitivity at X _{out} , Y _{out}	V _S = 3 V	51	57	63	mV/g
Sensitivity Change due to Temperature ³	V _S = 3 V		0.01		%/°C
ZERO g BIAS LEVEL (RATIOMETRIC)					
	Each axis				
0 g Voltage at X _{out} , Y _{out}	V _S = 3 V	1.4	1.5	1.6	V
0 g Offset vs. Temperature			±2		mg/°C
NOISE PERFORMANCE					
Noise Density	@ 25°C		320		μg/√Hz rms
FREQUENCY RESPONSE⁴					
C _X , C _Y Range ⁵		0.002		10	μF
R _{FILT} Tolerance			32 ± 15%		kΩ
Sensor Resonant Frequency			5.5		kHz
SELF-TEST⁶					
Logic Input Low			0.6		V
Logic Input High			2.4		V
ST Input Resistance to Ground			50		kΩ
Output Change at X _{out} , Y _{out}	Self-test 0 to 1		18		mV
OUTPUT AMPLIFIER					
Output Swing Low	No load		0.3		V
Output Swing High	No load		2.6		V
POWER SUPPLY					
Operating Voltage Range		2.4		6	V
Quiescent Supply Current			0.49		mA
Turn-On Time ⁷			20		ms
TEMPERATURE					
Operating Temperature Range		-20		+70	°C

¹ All minimum and maximum specifications are guaranteed. Typical specifications are not guaranteed.

² Sensitivity is essentially ratiometric to V_S.

³ Defined as the change from ambient-to-maximum temperature or ambient-to-minimum temperature.

⁴ Actual frequency response controlled by user-supplied external capacitor (C_X, C_Y).

⁵ Bandwidth = 1/(2 × π × 32 kΩ × C). For C_X, C_Y = 0.002 μF, bandwidth = 2500 Hz. For C_X, C_Y = 10 μF, bandwidth = 0.5 Hz. Minimum/maximum values are not tested.

⁶ Self-test response changes cubically with V_S.

⁷ Larger values of C_X, C_Y increase turn-on time. Turn-on time is approximately 160 × C_X or C_Y + 4 ms, where C_X, C_Y are in μF.

ADXL321

ABSOLUTE MAXIMUM RATINGS

Table 2.

Parameter	Rating
Acceleration (Any Axis, Unpowered)	10,000 g
Acceleration (Any Axis, Powered)	10,000 g
V _S	-0.3 V to +7.0 V
All Other Pins	(COM - 0.3 V) to (V _S + 0.3 V)
Output Short-Circuit Duration (Any Pin to Common)	Indefinite
Operating Temperature Range	-55°C to +125°C
Storage Temperature	-65°C to +150°C

Stresses above those listed under Absolute Maximum Ratings may cause permanent damage to the device. This is a stress rating only; functional operation of the device at these or any other conditions above those indicated in the operational section of this specification is not implied. Exposure to absolute maximum rating conditions for extended periods may affect device reliability.

ESD CAUTION

ESD (electrostatic discharge) sensitive device. Electrostatic charges as high as 4000 V readily accumulate on the human body and test equipment and can discharge without detection. Although this product features proprietary ESD protection circuitry, permanent damage may occur on devices subjected to high energy electrostatic discharges. Therefore, proper ESD precautions are recommended to avoid performance degradation or loss of functionality.



PIN CONFIGURATION AND FUNCTION DESCRIPTIONS

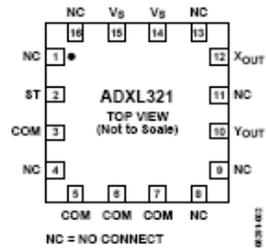


Figure 2. Pin Configuration

Table 3. Pin Function Descriptions

Pin No.	Mnemonic	Description
1, 4, 8, 9, 11, 13, 16	NC	Do Not Connect
2	ST	Self-Test
3, 5 to 7	COM	Common
10	Yout	Y Channel Output
12	Xout	X Channel Output
14, 15	Vs	2.4 V to 6 V

ADXL321

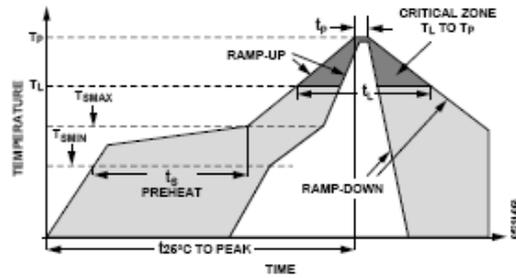


Figure 3. Recommended Soldering Profile

Table 4. Recommended Soldering Profile

Profile Feature	Sn63/Pb37	Pb-Free
Average Ramp Rate (T_L to T_P)	3°C/s max	3°C/s max
Preheat		
Minimum Temperature (T_{SMIN})	100°C	150°C
Maximum Temperature (T_{SMAX})	150°C	200°C
Time (T_{SMIN} to T_{SMAX}), ts	60 s – 120 s	60 s – 150 s
T_{SMAX} to T_L		
Ramp-Up Rate	3°C/s	3°C/s
Time Maintained Above Liquidous (T_L)		
Liquidous Temperature (T_L)	183°C	217°C
Time (t_L)	60 s – 150 s	60 s – 150 s
Peak Temperature (T_P)	240°C + 0°C/-5°C	260°C + 0°C/-5°C
Time within 5°C of Actual Peak Temperature (t_P)	10 s – 30 s	20 s – 40 s
Ramp-Down Rate	6°C/s max	6°C/s max
Time 25°C to Peak Temperature	6 min max	8 min max

TYPICAL PERFORMANCE CHARACTERISTICS ($V_s = 3.0\text{ V}$)

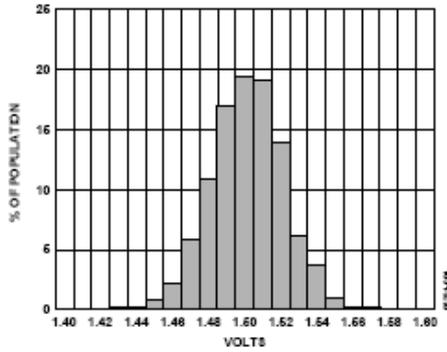


Figure 4. X-Axis Zero g Bias at 25°C

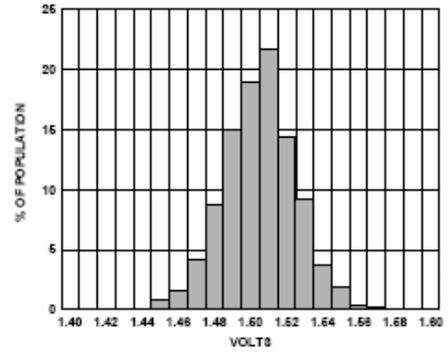


Figure 7. Y-Axis Zero g Bias at 25°C

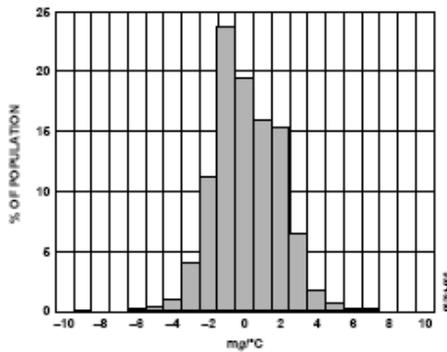


Figure 5. X-Axis Zero g Bias Temperature Coefficient

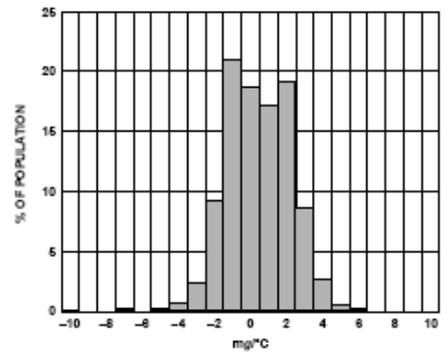


Figure 8. Y-Axis Zero g Bias Temperature Coefficient

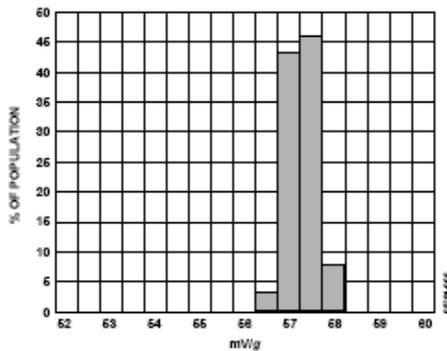


Figure 6. X-Axis Sensitivity at 25°C

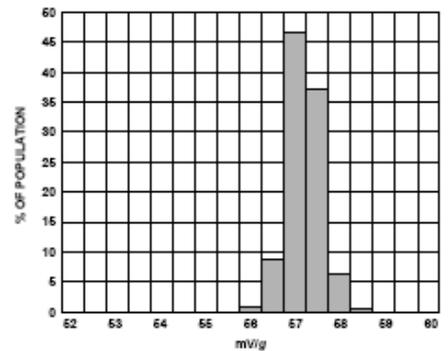


Figure 9. Y-Axis Sensitivity at 25°C

ADXL321

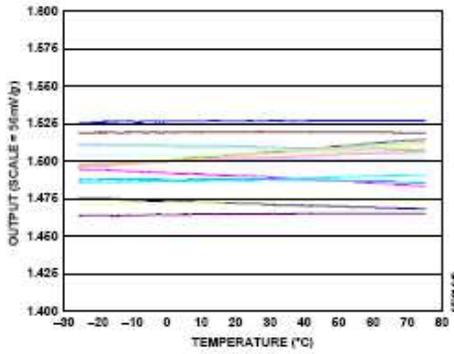


Figure 10. Zero g Bias vs. Temperature—Parts Soldered to PCB

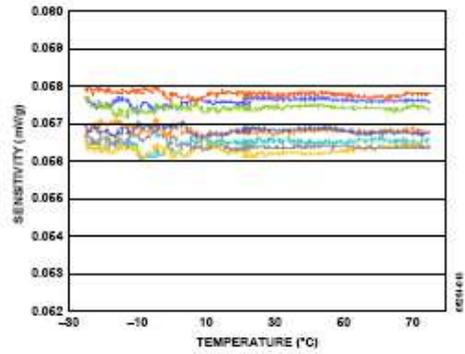


Figure 13. Sensitivity vs. Temperature—Parts Soldered to PCB

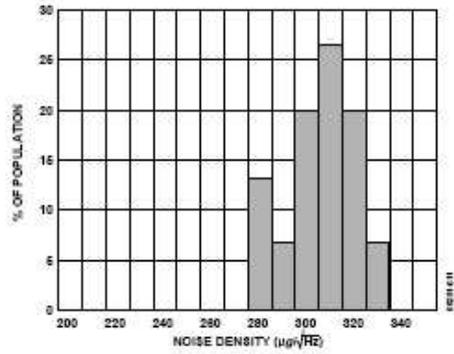


Figure 11. X-Axis Noise Density at 25°C

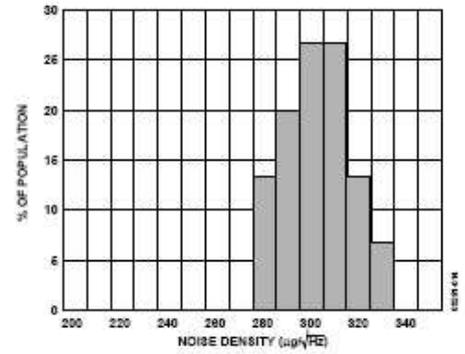


Figure 14. Y-Axis Noise Density at 25°C

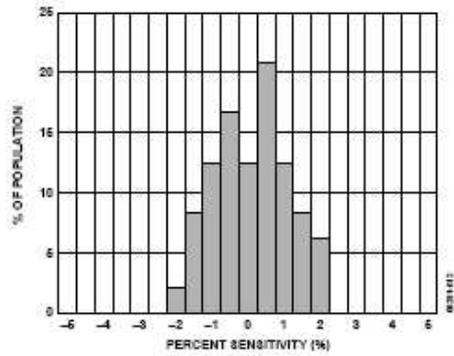


Figure 12. Z vs. X Cross-Axis Sensitivity

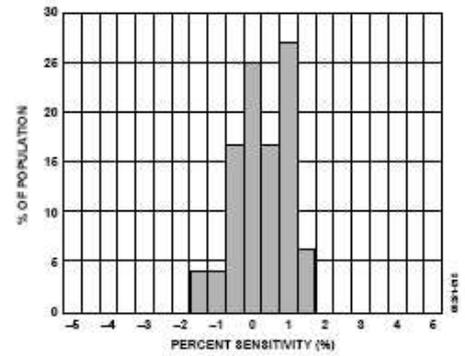


Figure 15. Z vs. Y Cross-Axis Sensitivity

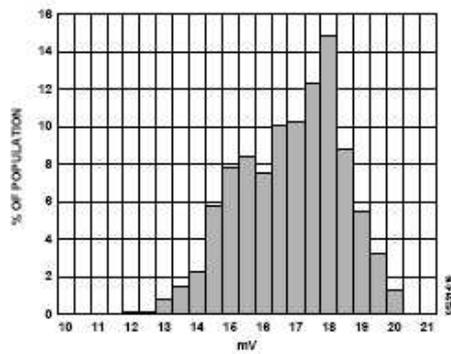


Figure 16. X-Axis Self-Test Response at 25°C

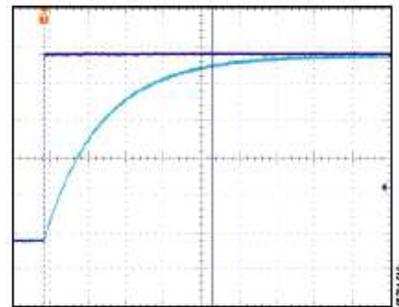


Figure 19. Turn-On Time— $C_x, C_y = 0.1 \mu F$, Time Scale = 2 ms/DIV

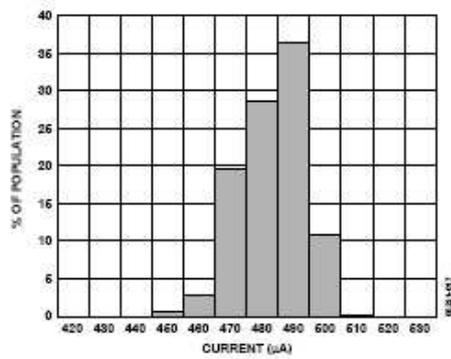


Figure 17. Supply Current at 25°C

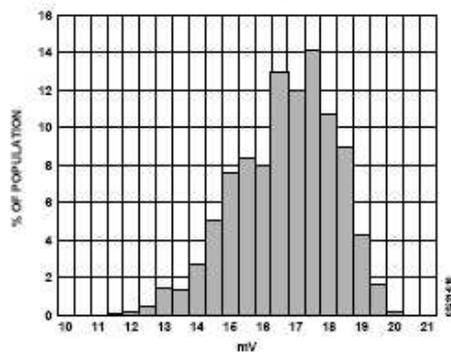


Figure 18. Y-Axis Self-Test Response at 25°C

ADXL321

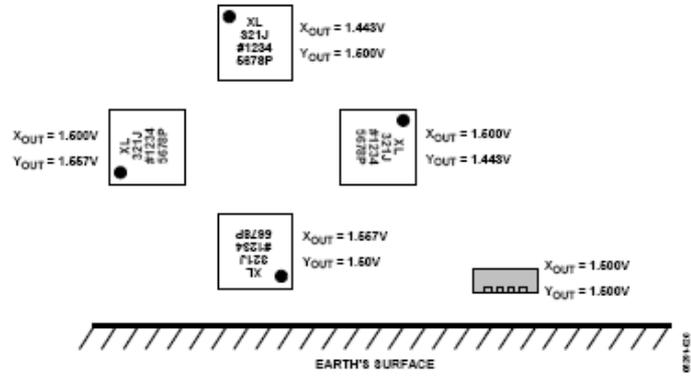


Figure 20. Output Response vs. Orientation (Top View)

THEORY OF OPERATION

The ADXL321 is a complete acceleration measurement system on a single monolithic IC. The ADXL321 has a measurement range of $\pm 18\text{ g}$. It contains a polysilicon surface-micromachined sensor and signal conditioning circuitry to implement an open-loop acceleration measurement architecture. The output signals are analog voltages that are proportional to acceleration. The accelerometer measures static acceleration forces, such as gravity, which allows it to be used as a tilt sensor.

The sensor is a polysilicon surface-micromachined structure built on top of a silicon wafer. Polysilicon springs suspend the structure over the surface of the wafer and provide a resistance against acceleration forces. Deflection of the structure is measured using a differential capacitor that consists of independent fixed plates and plates attached to the moving mass. The fixed plates are driven by 180° out-of-phase square waves. Acceleration deflects the beam and unbalances the differential capacitor, resulting in an output square wave whose amplitude is proportional to acceleration. Phase-sensitive demodulation techniques are then used to rectify the signal and determine the direction of the acceleration.

The demodulator's output is amplified and brought off-chip through a $32\text{ k}\Omega$ resistor. The user then sets the signal bandwidth of the device by adding a capacitor. This filtering improves measurement resolution and helps prevent aliasing.

PERFORMANCE

Rather than using additional temperature compensation circuitry, innovative design techniques have been used to ensure high performance is built-in. As a result, there is neither quantization error nor nonmonotonic behavior, and temperature hysteresis is very low (typically less than 10 mg over the -20°C to $+70^\circ\text{C}$ temperature range).

Figure 10 shows the zero g output performance of eight parts (X- and Y-axis) over a -20°C to $+70^\circ\text{C}$ temperature range.

Figure 13 demonstrates the typical sensitivity shift over temperature for supply voltages of 3 V . This is typically better than $\pm 1\%$ over the -20°C to $+70^\circ\text{C}$ temperature range.

ADXL321

APPLICATIONS

POWER SUPPLY DECOUPLING

For most applications, a single 0.1 μF capacitor, C_{DC} , adequately decouples the accelerometer from noise on the power supply. However, in some cases, particularly where noise is present at the 140 kHz internal clock frequency (or any harmonic thereof), noise on the supply may cause interference on the ADXL321 output. If additional decoupling is needed, a 100 Ω (or smaller) resistor or ferrite bead may be inserted in the supply line. Additionally, a larger bulk bypass capacitor (in the 1 μF to 4.7 μF range) may be added in parallel to C_{DC} .

SETTING THE BANDWIDTH USING C_X AND C_Y

The ADXL321 has provisions for band-limiting the X_{OUT} and Y_{OUT} pins. Capacitors must be added at these pins to implement low-pass filtering for antialiasing and noise reduction. The equation for the 3 dB bandwidth is

$$F_{-3\text{dB}} = 1/(2\pi(32\text{ k}\Omega) \times C_{X,Y})$$

or more simply,

$$F_{-3\text{dB}} = 5\ \mu\text{F}/C_{X,Y}$$

The tolerance of the internal resistor (R_{INT}) typically varies as much as $\pm 15\%$ of its nominal value (32 k Ω), and the bandwidth varies accordingly. A minimum capacitance of 2000 pF for C_X and C_Y is required in all cases.

Table 5. Filter Capacitor Selection, C_X and C_Y

Bandwidth (Hz)	Capacitor (μF)
1	4.7
10	0.47
50	0.10
100	0.05
200	0.027
500	0.01

SELF-TEST

The ST pin controls the self-test feature. When this pin is set to V_S , an electrostatic force is exerted on the accelerometer beam. The resulting movement of the beam allows the user to test if the accelerometer is functional. The typical change in output is 315 mg (corresponding to 18 mV). This pin may be left open-circuit or connected to common (COM) in normal use.

The ST pin should never be exposed to voltages greater than $V_S + 0.3\text{ V}$. If this cannot be guaranteed due to the system design (for instance, if there are multiple supply voltages), then a low V_F clamping diode between ST and V_S is recommended.

DESIGN TRADE-OFFS FOR SELECTING FILTER CHARACTERISTICS: THE NOISE/BW TRADE-OFF

The accelerometer bandwidth selected ultimately determines the measurement resolution (smallest detectable acceleration). Filtering can be used to lower the noise floor, which improves the resolution of the accelerometer. Resolution is dependent on the analog filter bandwidth at X_{OUT} and Y_{OUT} .

The output of the ADXL321 has a typical bandwidth of 2.5 kHz. The user must filter the signal at this point to limit aliasing errors. The analog bandwidth must be no more than half the A/D sampling frequency to minimize aliasing. The analog bandwidth may be further decreased to reduce noise and improve resolution.

The ADXL321 noise has the characteristics of white Gaussian noise, which contributes equally at all frequencies and is described in terms of $\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$ (the noise is proportional to the square root of the accelerometer's bandwidth). The user should limit bandwidth to the lowest frequency needed by the application in order to maximize the resolution and dynamic range of the accelerometer.

With the single-pole, roll-off characteristic, the typical noise of the ADXL321 is determined by

$$\text{rmsNoise} = (320\ \mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}) \times (\sqrt{\text{BW} \times 1.6})$$

At 100 Hz bandwidth the noise will be

$$\text{rmsNoise} = (320\ \mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}) \times (\sqrt{100 \times 1.6}) = 4\ \text{mg}$$

Often, the peak value of the noise is desired. Peak-to-peak noise can only be estimated by statistical methods. A factor of 6 is generally used to convert rms to peak-to-peak. Table 6 is useful for estimating the probabilities of exceeding various peak values, given the rms value.

Table 6. Estimation of Peak-to-Peak Noise

Peak-to-Peak Value	% of Time That Noise Exceeds Nominal Peak-to-Peak Value
2 \times rms	32
4 \times rms	4.6
6 \times rms	0.27
8 \times rms	0.006

Peak-to-peak noise values give the best estimate of the uncertainty in a single measurement. Table 7 gives the typical noise output of the ADXL321 for various C_x and C_r values.

Table 7. Filter Capacitor Selection (C_x , C_r)

Bandwidth (Hz)	C_x , C_r (μF)	RMS Noise (mg)	Peak-to-Peak Noise Estimate (mg)
10	0.47	1.3	7.8
50	0.1	2.9	17.4
100	0.047	4	24
500	0.01	9.1	54.6

USE WITH OPERATING VOLTAGES OTHER THAN 3 V

The ADXL321 is tested and specified at $V_S = 3\text{ V}$; however, it can be powered with V_S as low as 2.4 V or as high as 6 V. Note that some performance parameters change as the supply voltage is varied.

The ADXL321 output is ratiometric, so the sensitivity (or scale factor) varies proportionally to supply voltage. At $V_S = 5\text{ V}$, the sensitivity is typically 100 mV/g. At $V_S = 2.4\text{ V}$, the sensitivity is typically 45 mV/g.

The zero g bias output is also ratiometric, so the zero g output is nominally equal to $V_S/2$ at all supply voltages.

The output noise is not ratiometric but is absolute in volts; therefore, the noise density decreases as the supply voltage increases. This is because the scale factor (mV/g) increases while the noise voltage remains constant. At $V_S = 5\text{ V}$, the noise density is typically 190 $\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$, while at $V_S = 2.4\text{ V}$, the noise density is typically 400 $\mu\text{g}/\sqrt{\text{Hz}}$.

Self-test response in g is roughly proportional to the square of the supply voltage. However, when ratiometricity of sensitivity is factored in with supply voltage, the self-test response in volts is roughly proportional to the cube of the supply voltage. For example, at $V_S = 5\text{ V}$, the self-test response for the ADXL321 is approximately 80 mV. At $V_S = 2.4\text{ V}$, the self-test response is approximately 8 mV.

The supply current decreases as the supply voltage decreases. Typical current consumption at $V_S = 5\text{ V}$ is 750 μA , and typical current consumption at $V_S = 2.4\text{ V}$ is 350 μA .

USE AS A DUAL-AXIS TILT SENSOR

An accelerometer is most sensitive to tilt when its sensitive axis is perpendicular to the force of gravity (that is, when it is parallel to the earth's surface). At this orientation, its sensitivity to changes in tilt is highest. When the accelerometer is oriented on axis to gravity (near its +1 g or -1 g reading), the change in output acceleration per degree of tilt is negligible. When the accelerometer is perpendicular to gravity, its output changes nearly 17.5 mg per degree of tilt. At 45°, its output changes at only 12.2 mg per degree of tilt, and resolution declines.

Converting Acceleration to Tilt

When the accelerometer is oriented so both its X-axis and Y-axis are parallel to the earth's surface, it can be used as a 2-axis tilt sensor with both a roll axis and pitch axis. Once the output signal from the accelerometer has been converted to an acceleration that varies between -1 g and +1 g , the output tilt in degrees is calculated as

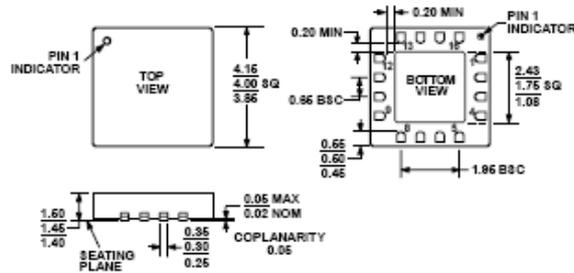
$$PITCH = \arcsine(Ax/1\text{ g})$$

$$ROLL = \arcsine(Ay/1\text{ g})$$

Be sure to account for overranges. It is possible for the accelerometers to output a signal greater than $\pm 1\text{ g}$ due to vibration, shock, or other accelerations.

ADXL321

OUTLINE DIMENSIONS



*STACKED DIE WITH GLASS SEAL.

Figure 21. 16-Lead Lead Frame Chip Scale Package [MQ_LFCSP_LQ]
 4 mm × 4 mm Body, Thick Quad
 (CP-16-5a*)
 Dimensions shown in millimeters
 (Drawing Not to Scale)

ORDERING GUIDE

Model	Measurement Range	Specified Voltage (V)	Temperature Range	Package Description	Package Option
ADXL321JCP ¹	±18 g	3	-20°C to +70°C	16-Lead LFCSP_LQ	CP-16-5a
ADXL321JCP-REEL	±18 g	3	-20°C to +70°C	16-Lead LFCSP_LQ	CP-16-5a
ADXL321EB				Evaluation Board	

¹ Lead finish—Matte tin.

B - 11 Digital Incident Flow Gauge DIFG-05 - Fact Sheet



STEINBEIS FLUGZEUG- UND LEICHTBAU GMBH

Fon: (07 11) 78 19 26 – 10
 Fax: (07 11) 78 19 26 – 19
 Internet: www.sfl-gmbh.de
 email: info@sfl-gmbh.de

Digital Incident Flow Gauge DIFG-05 Fact Sheet



Rev.	Changes	Date	Bearbeiter
-a-	General revision	27.08.2008	Bönisch
-b-	§3: additional differential pressure sensor §5.1: Baud Rate korrigiert. §4: pin for shielding is now used for RS232 output	07.11.2008	Bönisch

Geschäftsführer: Prof. Dipl.-Ing. Rudolf Voit-Nitschmann, Prokurist: Dipl.-Ing. Berthold Karais
 HRB 724531 Stuttgart
 Bank: Landesgirokasse Stuttgart, Kto.-Nr. 2097664, BLZ 600 501 01,
 BIC: SOLADEST IBAN: DE71600501010002097664

1 Description

The DIG-05 is a complete sensor and measurement unit for all relevant data of the air flowing around aircraft. The unit measures dynamic and static pressure, air temperature, angle of attack, yaw angle and supply voltage and provides digital values for altitude, indicated and true airspeed, angle of attack and yaw angle either via RS232 or via CAN bus.

It is an ideal tool for all Aircraft and UAV, where altitude and airspeed are processed in a computer or integrated avionic system, i.e. for EFIS or UAV-Avionics or for flight test purposes.

It can be installed on a nose boom or on the wingtip of an aircraft or directly in the vertical tail. Only a thin cable with 5 wires and no hoses lead to the board computer.

2 Measuring system

2.1 Altitude

The absolute pressure is taken a few cm behind the front end of the Prandtl probe on the whole circumference. So the error due to incidence angles up to 10° is less than 1%. A temperature compensated and calibrated silicone pressure sensor together with an 24-Bit precision AD-Converter measure and calculate the actual pressure altitude.

2.2 Airspeed

The dynamic pressure is taken at the front end. It is also not sensible to incidence angles that practically occur in flight. The differential pressure sensor measures only the difference between dynamic and static pressure, so airspeed has a high resolution and precision. An automatic self calibration system does an offset calibration all 3 minutes. This offset calibration takes about 1,5 seconds. During that time the current airspeed indication is not updated.

The Indicated airspeed IAS (dynamic pressure) is calculated for standard atmosphere at altitude zero. The true airspeed TAS is calculated from the ratio of measured absolute pressure to standard atmosphere pressure corrected with the difference of measured air temperature to standard atmosphere temperature at that altitude.

2.3 Angle of attack and Yaw Angle

Two analog inductive angle gauges installed with axis perpendicular to the boom and to each other measure the angles of two wind flags, that are fine balanced.

2.4 Temperature

The air temperature is measured using a digital calibrated precision silicon temperature sensor near the boom.

2.5 Supply Voltage

The Supply Voltage is measured by a 10-Bit AD-Converter. To keep the amount of data as low as possible, the resolution is recalculated to 8 Bit.

3 Measuring Range and Accuracy

Description	Range	Resolution	max. Tolerance
IAS	0 ... 47 m/s	0,1 m/s	<0,2 m/s for IAS<10 m/s
IAS	(0 .. 1250 Pa) or 0 .. 225 m/s 0 .. 35000 Pa		<1% for higher speeds —not tested jet—
Altitude	-1 000 ... 10 000m	0,1 m	<20 m at sea level <2% above 1 500 m ¹
Temperature	-45 ... 130°C	0,1 °C	1,2 °C
Angle of Attack	-25 ... +25°	0,1 °	0,5°
Yaw Angle	-25 ... +25°	0,1 °	0,5°
Supply Voltage	7 - 40 V	0,2 V	0,2 V

4 Connections

There is a 5 pol. 90°Connector from Binder Series 712 male socket

Pinning: 1=RS 232 TXD 2= +U_{supply} 3= GND 4= CAN-H 5= CAN-L

5 Data format

Most of the output data is buffered. Therefore, the results are rising from 0 to the actual value in about 5 measuring cycles.

5.1 RS232

57000 Dd 0 data bits no parity 1 stop bit No Flow control

All the data is written in readable ASCII:

After connecting to the supply voltage the column definition is transmitted like this:

```
Ind. Airspeed<TAB>True Airspeed<TAB>Altitude<TAB>Alpha<TAB>
Beta<TAB>Temperature<TAB>Voltage<TAB>Status<CR><LF>
```

After that, there is a break of a few seconds to give the sensors time to get to operating temperature. After that all the data is put out with no further command. One frame every 20 ms:

```
3,1 <TAB> 3,0 <TAB> 340,4 <TAB> 2,5 <TAB> -3,6 <TAB> 15,3 <TAB> 12,5 <TAB> 0 <CR><LF>
3,2 <TAB> 3,1 <TAB> 340,7 <TAB> 2,6 <TAB> -3,1 <TAB> 15,3 <TAB> 12,5 <TAB> 0 <CR><LF>
```

...

The units and the resolution are as follows:

¹ At temperatures far below -30°C tolerances increase beyond the given values

Item	Unit	Resolution
IAS	m/s	0,1
TAS	m/s	0,1
Altitude (QNH)	m	0,1
Angle of Attack	° (degrees)	0,1
Yaw Angle	° (degrees)	0,1
Temperature	°C	0,1
Voltage	V	0,2

5.2 CAN-port

The CAN Baud rate is set to 125 kBaud. The values are written Least Significant Byte first.
The Baud rate, the CAN IDs and the data formats can easily be changed by the manufacturer

CAN ID	Bytes	designation	unit	measurement range	data range	Step
1024	1..2	IAS	m/s*10	0 ... 47 m/s	0 ... 470	1
	3..6	Altitude	(m+1000m)*10	-1000 ... +10 000 m	0 ... 110000	1
	7	Voltage	V*0,2	0 ... 40 V	0 ... 255	1
	8	Error Status	-	-	0 ... 255	-
1025	1..2	Angle of Attack	(°+25°)*10	+/-25,0°	0 ... 250	1
	3..4	Yaw angle	(°+25°)*10	+/-25,0°	0 ... 250	1
	5..6	Temperature	(°C+45)*10	-45,0 to 130,0°C	0 ... 1750	2
	7..8	TAS	m/s*10	0 ... 47 m/s	0 ... 470	1

5.3 Error Status

The meaning of each bit in the status byte is as follows:

- Bit7: Watchdog Reset
- Bit6: The Input Voltage is out of range (< 10 V or > 30V)
- Bit5: Recalibration active. Airspeed is not processed
- Bit4: Dynamic pressure gauge or AD-Converter defect
- Bit3: absolute pressure gauge or AD-Converter defect
- Bit2: no signal from yaw angle gauge
- Bit1: no signal from angle of attack gauge
- Bit0: no signal from the temperature gauge

6 Abbreviations

Abbreviation	Name
IAS	Indicated Airspeed
TAS	True Airspeed
QNH	Altitude with reference to 1013,25 mbar at MSL and 15°C

SFL

7 Technical Data

Supply Voltage	10 .. 30 V	Max. 100 mA 0,5 W continuous
Operating Temperature Range	-40°C...+50 °C	
Dimensions	85 x 45 x 45 mm	Electronic evaluation box
	150 x 30 mm	Wind flags

B - 12 Rotary Transducer - Data Sheet

	Rotary Transducer Subminiature Potentiometer	VP 10851 BE
		02 / 2005

- Conductive plastic potentiometer with infinite resolution
- **12 mm diameter**
- Life expectancy up to 5 million cycles
- Linearity tolerance 2%
- **Low cost item for large production runs**



Construction

Plastic housing - stainless steel shaft - conductive plastic element with precious metal wiper - central mounting thread M6 x 0.75 in aluminium - potted rear solder pins.

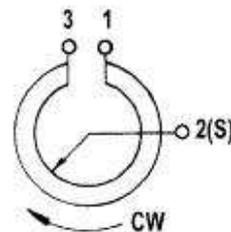
Electrical data

- Resistance values: 1 - 5 - 10 KΩ
- Resistance tolerance: ± 20 %
- Electrical function angle: 324° ± 5°
- Independent linearity: 2 %
- Max. dissipation: 0,2 W at 55° C
- Max. wiper current: 1 mA
- Temperature coefficient: ± 400 ppm
- Insulation resistance: > 1000 MΩ at 500 VDC
- Dielectric strength: 500 V_{eff} - 1 min
- Life expectancy: > 5 x 10⁶ cycles

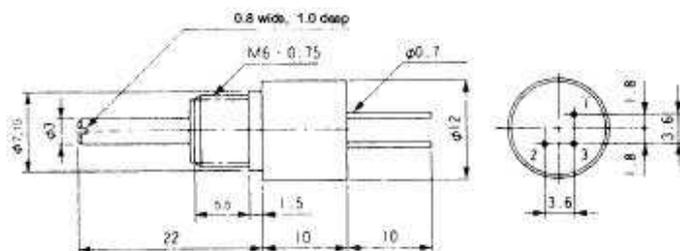
Mechanical data

- Mechanical function angle: 360° (no stops)
- Torque requirement: ≤ 20 cNm
- Operating temperature range: - 55° to + 105° C
- Mass: 5 g

Connections



Dimensions in mm



B - 13 SmartGPS5 - Data Sheet

SmartGPS5 Datenblatt

Compact GPS receiver with integrated patch antenna



SmartGPS5 komplett mit Anschlusskabel

Features

SmartGPS5 is a complete GPS receiver with an integrated patch antenna and RS-232 communication port with selectable protocols. Due to its compact outline it is very versatile.

On a serial port the bit rate and protocol can be configured. The LEA-4H module from u-blox is the heart of the SmartAntenna. It is a 16-channel positioning engine with low power consumption and small size.

If fewer position fixes are needed, the receiver can run in a low power mode which further reduces power consumption.

In continuous tracking mode, 3 modes for receiver sensitivity can be selected: Fast acquisition mode for high update rates, high sensitivity mode or the normal mode for average use.

For configuring and testing of the SmartGPS5, a Windows® compatible software is available.

Connectors

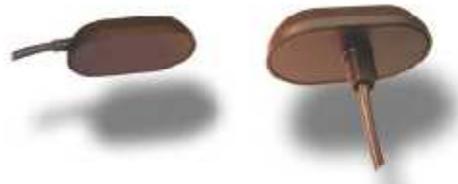
Connectors of the SmartGPS-2LP can be assembled according to customer requirements, e.g. a DSUB-9 socket with wire pigtails for the power supply and backup voltage, or no connector at all. Further types include RJ-45, miniDIN and others.

Enclosure

Two case versions are available:

- Adhesive tape or hook & loop fastener mounting version S

Screw mounting version B



Case version S

Case version B

Assembly view



Specification

Absolute Maximum Ratings

Storage Temperature:	-40..105°C
Input Voltage: (+Bat, +On)	-75..+40 V _{DC} -75..+50 V _{DC} (HV-Version) 0 ..+40V _{DC} (LV-Version)
ESD (Human Body Model)	15kV

Operating Conditions

Operating Temperature:	-40 .. 85 °C
Input Voltage:	7..34 V _{DC} (Standard) 7..50 V _{DC} (HV-Version) 5..34 V _{DC} (LV-Version) ⁶

Receiver Type: 16-Channel,
L1-Frequency
(1575 MHz)

Current Consumption¹
(Operating, typical): 28 mA @ 12V_{DC}
16.5 mA @ 24V_{DC}

Current Consumption¹
(Standby, maximum): 1 mA

Accuracy
(SA² off): 2.5 m CEP³

Accuracy
(DGPS, SA off): <2 m CEP^{3,4}

Maximum Update
Rate: 4 Hz

Acquisition Time (typ.)
Cold Start: 34.0 sec
Warm Start (2..4h): 33.0 sec
Hot Start (< 2h): < 3.5 sec

Interfaces: 1 x RS-232
No Hardware
Handshake

Serial Bit Rates
(independent): 4800, 9600, 19200,
38400, 57600, 115200
bit/s

Protocol: NMEA⁵, ubx binary,
RTCM (DGPS Input)

Dimensions:
Case Version S: 80 x 50 x 18.5mm
Case Version B: 80 x 50 x 35.5mm

Mounting Screw
(Case Version B): M14 x 0.8mm

Weight: ca 45g (without cable)

¹ Continuous Mode. In the FixNOW Mode a lower supply current can be achieved.

² SA = Selective Availability. On May 1, 2000 the US president decided to discontinue SA with immediate effect.

³ CEP = Circular Error Probability: The radius of a horizontal circle, centered at the antenna's true position, containing 50% of the fixes.

⁴ Depends on accuracy of DGPS system

⁵ The strings GGA, GLL, GGA, GSV, MSG, RMC, VTG, ZDA may be configured independently.

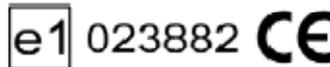
⁶ Notebook and PalmTop version (no wrong polarity protection)



Interface wires

Signal	Color
Tx B	No
GND	red
Rx B	No
Reset	No
+ Batt	Green (optional)
Tx A	blue
Rx A	white
+On	black

Certificate



Contact

For further information please contact us:
Cabtronix AG
Hohstrasse 1, 8302 Kloten, Switzerland
Tel +41 44 804 74 74, Fax +41 44 804 74 70
info@cabtronix.ch
<http://www.cabtronix.ch>

B - 14 3DM-GX2 & 3DM-GX3 - Pin-Outs

Technical Note

3DM-GX2[®] Inertia-Link[®] 3DM-GX3[™] -25 Orientation Sensors

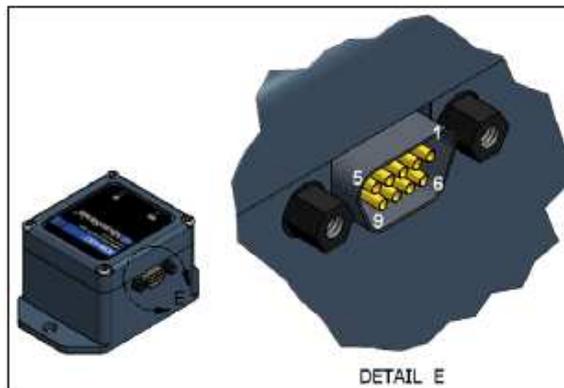


Connector and Pin-Outs



Overview

The 3DM-GX2[®], Inertia-Link[®] and 3DM-GX3[™] -25 have a 9-pin female “Micro-D” connector mounted on their enclosure sidewall for power and communications. Mating connectors are available from Ultra-Mate Connector Inc. (www.umi-c.com). Any “A” Series or “P” Series 9-pin male Micro-D connector will mate with the 3DM-GX2[®], Inertia-Link[®] and 3DM-GX3[™] -25. These connectors are available with various termination options to suit a wide range of requirements.



Electrical Connections

Pin #	USB ¹	RS232 ²	RS422 ⁴	Wireless ⁴
1	D-	-	-	-
2	D+	-	-	-
3	+5V ¹	+5V ¹	+5V ¹	-
4	-	RxD ³	RxD+ ³	Do not connect
5	-	TxD ³	RxD- ³	Do not connect
6	+6V/+9V/+12V ¹	+6V/+9V/+12V ¹	+6V/+9V/+12V ¹	+6V/+9V/+12V ²
7	-	-	TxD+ ³	-
8	GND	GND	GND	GND
9	-	-	TxD- ³	-

Connector and Pin-Outs

Notes

- ¹ Connect *either* pin 3 *or* pin 6 (no need to connect both).
Pin 3 voltage allowable range is +4.5V to +5.5V (see **Note** below).
Pin 6 voltage allowable range is +5.2V to +16V (see **Note** below).
Use whichever is more convenient. Leave the unused one unconnected.
- ² Wireless products require power on pin 6.
Pin 6 voltage allowable range is +5.2V to +16V (see **Note** below).
- ³ RxD is the node's receive pin, and should be connected to the host's transmit pin.
TxD is the node's transmit pin, and should be connected to the host's receive pin.
- ⁴ Electrical Connections for several communication interface types are shown. Use the connection that is appropriate to the interface on your specific orientation sensor model.

Note: The allowable ranges are stated generally. Please refer to the datasheet of the specific orientation sensor for the exact range of the particular sensor.

Standard Cables

MicroStrain offers the following standard cables for use in interfacing to 3DM-GX2[®], Inertia-Link[®] and 3DM-GX3[™]-25 products:

Part Number	Interface
6212-1040	USB Cable
6212-1000	RS-232 Cable
6212-1070	RS-422 Cable
6212-0000	Battery Box (for wireless)

Custom Cables

If you prefer to build your own cables, these parts from Ulti-Mate will aid you:

Part Number	Description
PR09N05	Male connector, solder cup, plastic housing
PR09P05-26E5-4.0	Male connector, 4" 26AWG leads, plastic housing



MicroStrain, Inc.
459 Hurricane Lane, Suite 102 ph: 800-449-3878
Williston, VT 05495 USA fax: 802-863-4093
www.microstrain.com support@microstrain.com

Copyright © 2009 MicroStrain, Inc.

B - 15 3DM-GX3-25 - Data Sheet

Technical Product Overview

3DM-GX3-25™

Miniature Attitude Heading Reference System



Introduction

3DM-GX3-25™ is a high-performance, miniature Attitude Heading Reference System (AHRS), utilizing MEMS sensor technology. It combines a triaxial accelerometer, triaxial gyro, triaxial magnetometer, temperature sensors, and an on-board processor running a sophisticated sensor fusion algorithm to provide static and dynamic orientation, and inertial measurements.

The system offers a range of output data quantities, including fully calibrated inertial measurements: acceleration, angular rate, and magnetic field; or deltaAngle & deltaVelocity vectors. It can also output computed orientation estimates: pitch, roll, and heading (yaw) or rotation matrix. All quantities are fully temperature compensated and are mathematically aligned to an orthogonal coordinate system. The angular rate quantities are further corrected for G-sensitivity and scale factor non-linearity to third order.

The 3DM-GX3-25™ AHRS is available with RS-232, USB 2.0 and TTL serial communication interfaces and is a member of the 3DM-GX3™ family of inertial sensors.

Features & Benefits

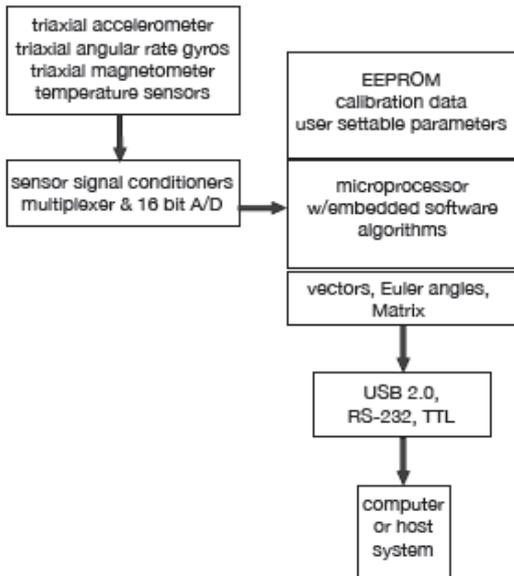
- smallest and lightest AHRS available on the market, with versions weighing only 11.5 grams
- fully temperature compensated over entire -40°C to 75°C operational range
- calibrated for sensor misalignment, gyro G-sensitivity, and gyro scale factor non-linearity
- improved navigation under vibration, as sensors are sampled at 30 kHz and digitally filtered and scaled into physical units; coning and sculling integrals are computed at 1 kHz
- available with RS-232, USB 2.0 and TTL serial communication interfaces
- user adjustable data rate, 1 to 1,000 Hz
- outputs Euler angles, rotation matrix, deltaAngle & deltaVelocity, acceleration angular rate and magnetic field

Applications

- inertial aiding of GPS
- location tracking of personnel
- unmanned vehicles, navigation, artificial horizon
- computer science, biomedical animation, linkage free tracking/control
- platform stabilization
- antenna and camera pointing
- robotics

3DM-GX3-25™ Miniature Attitude Heading Reference Sensor

The system architecture has been carefully designed to substantially eliminate common sources of error such as hysteresis induced by temperature changes and sensitivity to supply voltage variations. On-board coning and sculling compensation allows for use of lower data output rates while maintaining performance of a fast internal sampling rate.



Specifications

Orientation range	360° about all axes
Accelerometer range	± 5 g standard ± 2 g, ± 18 g, and ± 50 g also available
Accelerometer bias stability	± 0.005 g for ± 5 g range ± 0.003 g for ± 2 g range ± 0.010 g for ± 18 g range ± 0.050 g for ± 50 g range
Accelerometer nonlinearity	0.2 %
Gyro range	± 300°/sec standard, ± 1200°/sec, ± 600°/sec, ± 150°/sec, ± 75°/sec also available
Gyro bias stability	± 0.2°/sec for ± 300°/sec
Gyro nonlinearity	0.2 %
Magnetometer range	± 2.5 Gauss
Magnetometer nonlinearity	0.4 %
Magnetometer bias stability	0.01 Gauss
A/D resolution	16 bits (SAR) (oversampled to 17 bits)
Orientation Accuracy	± 0.5° typical for static test conditions ± 2.0° typical for dynamic (cyclic) test conditions & for arbitrary orientation angles
Orientation resolution	<0.1°
Repeatability	0.2°
Output modes	acceleration, angular rate and magnetic field deltaAngle and deltaVelocity Euler angles rotation matrix
Interface options	standard: USB 2.0 or RS232 OEM: USB 2.0 / TTL serial (3.3 volts)
Data rate	1 Hz to 1,000 Hz
Filtering	sensors sampled at 30 kHz, digitally filtered (user adjustable) and scaled into physical units; coning and sculling integrals computed at 1 kHz.
Baud rate	115,200 baud to 921,600 baud
Supply voltage	standard: 4.4 to 6 volts [up to 15 volts operation possible at limited temp range or low duty cycle] OEM: 3.2 to 5.5 volts
Power consumption	80 mA @ 5 volts with USB
Connectors	micro-DB9, OEM: Samtec FTSH-105-01-F-D-K
Operating temp.	-40 °C to +75 °C (consult factory for higher temperature operation)
Dimensions	44 mm x 25 mm x 11 mm - excluding mounting tabs, width across tabs 37 mm, OEM: 38 mm x 24 mm x 12 mm
Weight	18 grams RS-232 and USB, 11.5 grams OEM
Shock limit	1000 g (unpowered), 500g (powered)

*Accuracy and stability specifications obtained over operating temperatures of -40 to 70°C with known sine and step inputs, including angular rates of ± 300° per second.

Copyright © 2009 MicroStrain Inc.
MicroStrain, 3DM-GX3-25 and 3DM-GX3 are trademarks of MicroStrain Inc.
Specifications are subject to change without notice.
Version # 1.00



**ZSE ELECTRONIC MESS-SYSTEME &
SENSORTECHNIK GmbH**
Postfach 1830 • 74308 Bietigheim-Bissingen
Telefon: 0 71 42 68 45 • Fax: 0 71 42 69 97
e-mail: instruments@zse.de • www.zse.de

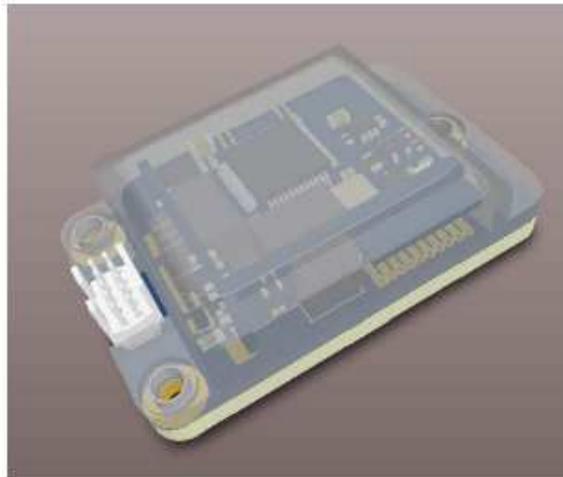
Patent Pending

B - 16 3DM-GX3-25 - Footprint and Connector



3DM-GX3-25 OEM Mounting Information

Preliminary 4/20/2009



Connector:

The connector used on the 3DM-GX3-25 OEM module is a Samtec fine pitch (0.050") 5 x 2 (10 pin) keyed header connector. Cables are IDC ribbon cables. Connectors and cables in any length can be ordered directly from Samtec. Refer to the Samtec website for specific order information.

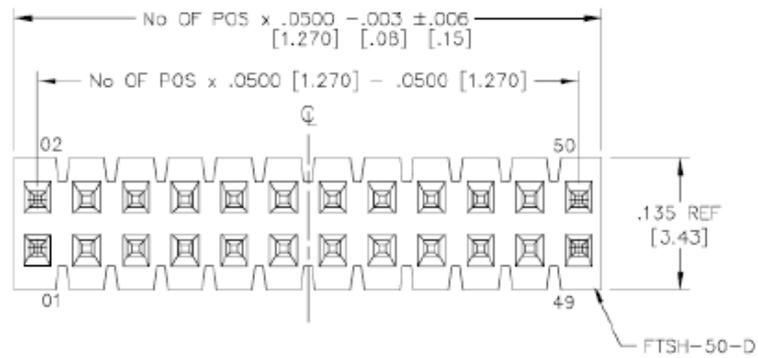
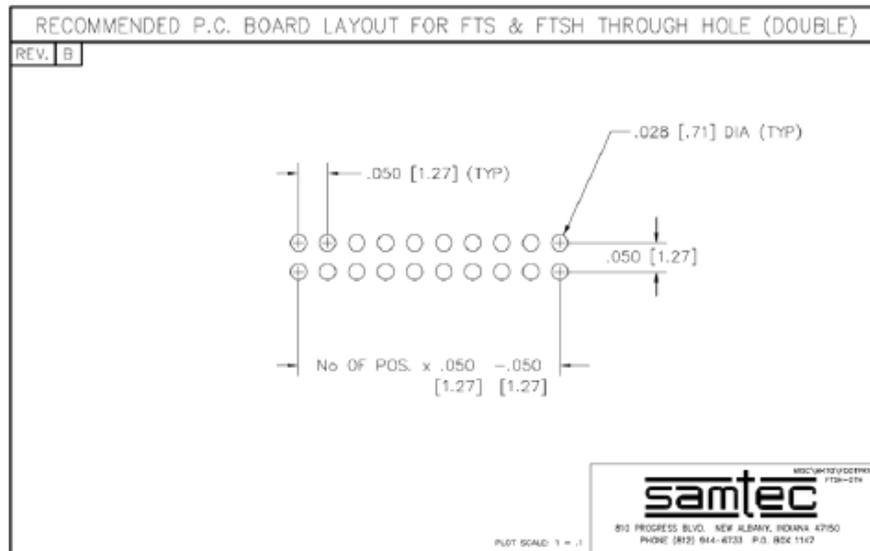
Connector: Samtec FTSH-105-01-F-D-K
Mates with Samtec FFSD-05-D-xx.xx-01-N (where xx.xx is length of cable in inches)

Pinout:

Pin	Name	Type	Description
1	USBDM	BiDir	USB D- Signal
2	USBDP	BiDir	USB D+ Signal
3	VBUS	Power	Power – Minimum 3.1 volts, Maximum 5.5 volts DC
4	UARTRX	Input	LVTTTL (5V Tolerant) Serial UART receive (connect to host Transmit)
5	UARTTX	Output	LVTTTL (5V Tolerant) Serial UART transmit (connect to host Receive)
6	NC		not connected
7	GPIO1	I/O	General purpose I/O
8	GND	Ground	Power and signal ground
9	GPIO2	I/O	General purpose I/O
10	nENABLE	Input	Module enable. LVTTTL low enables. LVTTTL high disables

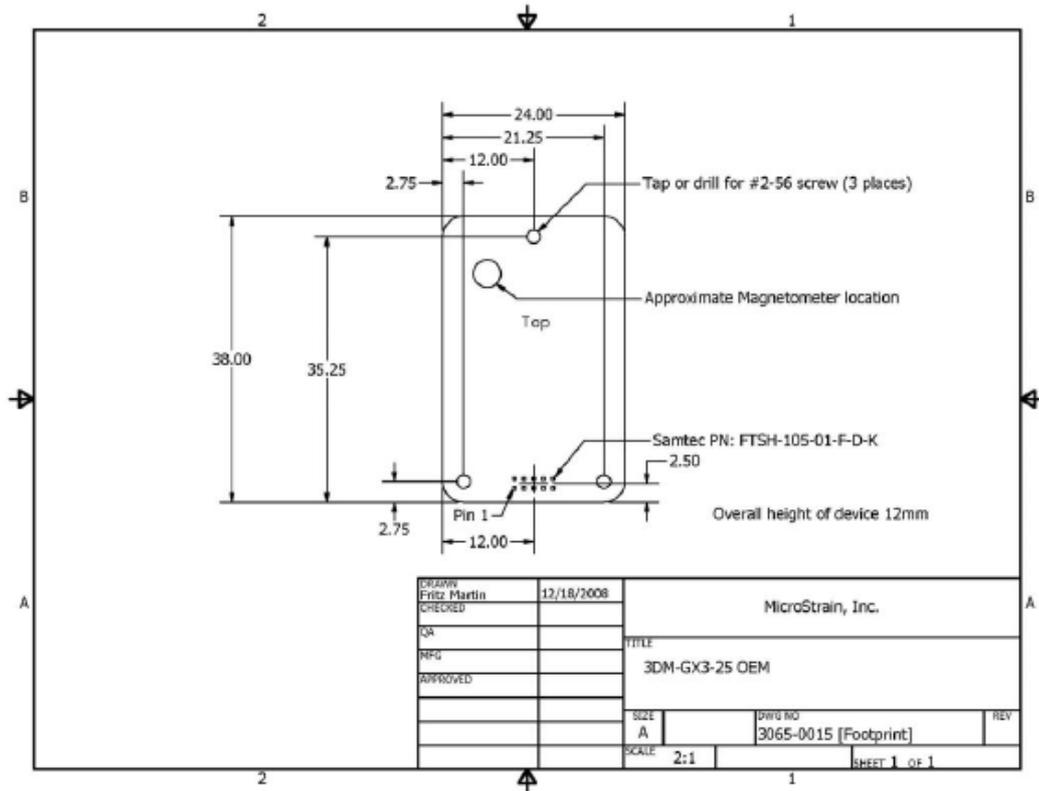
FTSH Connector Footprint:

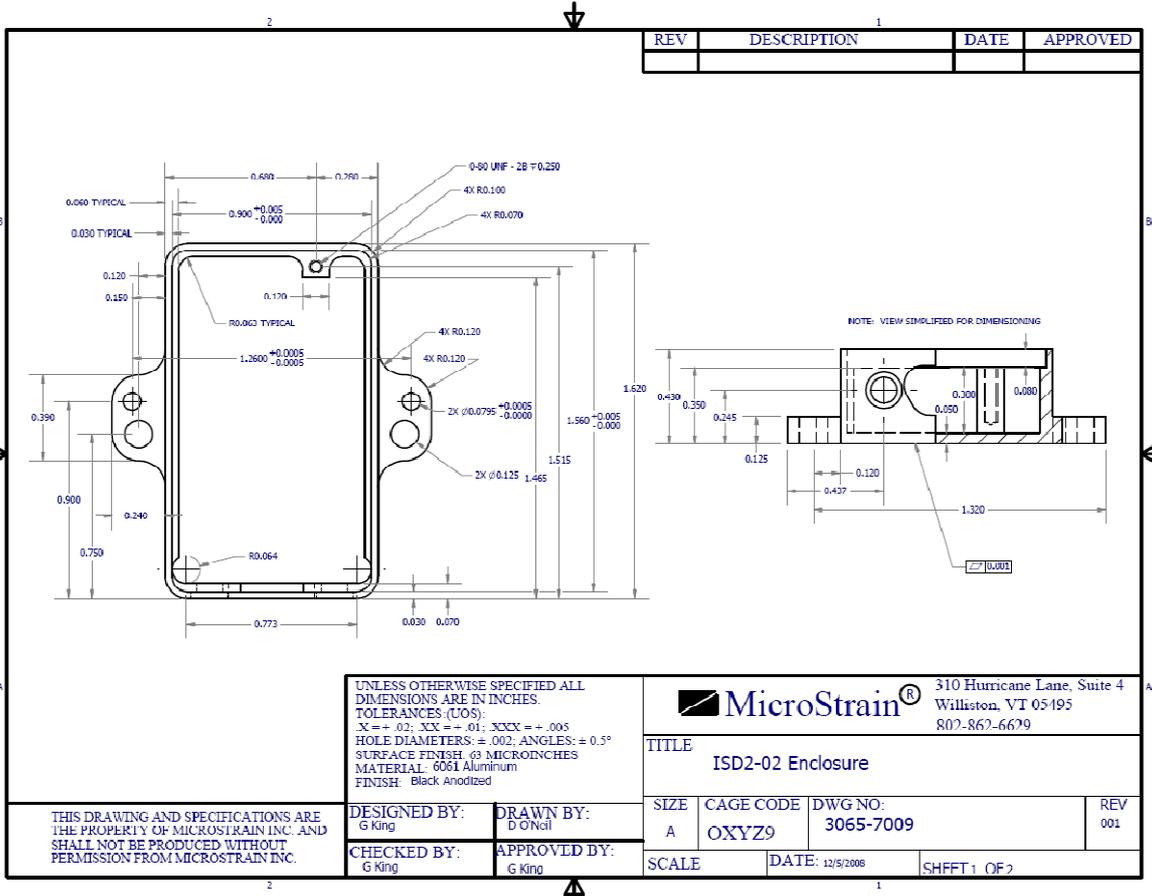
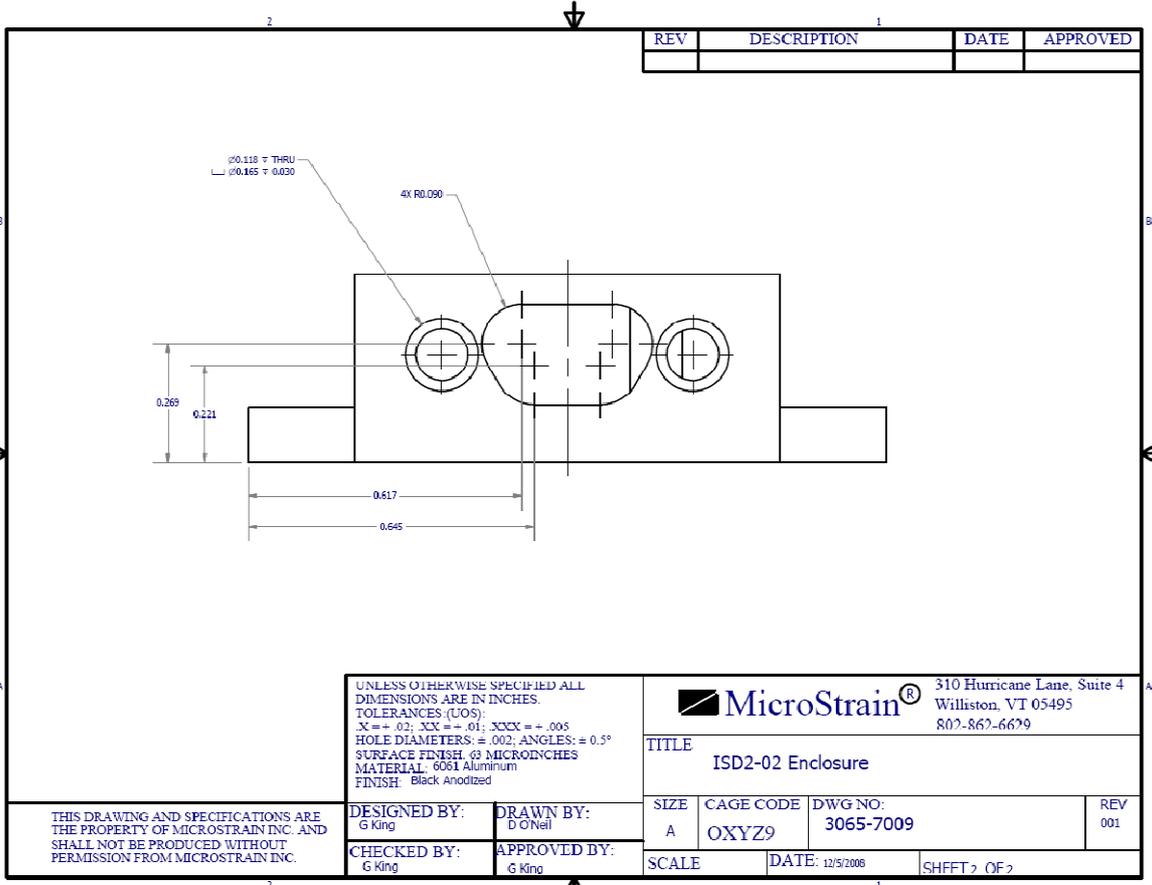
This information is provided to assist layout of an interface connector on the host printed circuit board.



Module Mounting information:

The overall dimensions of the module will not exceed 24mm x 38mm x 12mm +/-0.20. Three mounting holes are required. These should be drilled and tapped for #2-56 screws or drilled for #2-56 screws and nuts. Brass, aluminum, nylon, or 300 series stainless should be used for all mounting hardware to avoid magnetic field interference. Magnetometer is located in the upper left corner – opposite the connector end.





B - 17 optoNCDT ILR 1191 - Data Sheet

More Precision



Time of flight sensors optoNCDT ILR 1191-300

Sensors in the optoNCDT ILR 1191 series are optoelectronic sensors for non-contact distance and displacement measurement for industrial use. The sensor is designed for very large measuring ranges, with and without reflector. Due to the very high measuring rate of the sensor, moving objects can be measured easily. The sensor operates according to the laser pulse runtime principle and is therefore particularly well suited to applications with large distances.

Commissioning of the sensor is straightforward due to a variety of interfaces and easy mounting options. The optoNCDT ILR 1191 is fitted with an integrated heater for outdoor use. A sighting device is also integrated for alignment.



Model	ILR1191-300
Measuring ranges ¹	0.5 ... 300m for diffuse reflecting surfaces, up to a max. 3000m with target board ⁴
Linearity ²	±20mm (at measurement output 100Hz) ±60mm (at measurement output 2kHz)
Resolution	1mm
Repeatability	±5mm
Response time	0.5ms
Laser class	905nm, laser class 1
IEC 825-1 / EN 60825-1	measuring laser sighting laser
	635nm, laser class 2, ≤1mW
Laserdivergence	1.7mrad
Light spot geometry	45 x 41mm at 10m
Ambient temperature	-40°C ... + 60°C
Storage temperature	-40°C ... + 70°C
Limit outputs	2 x limit outputs HIGH = U _V - 2V / LOW <2V (max 200mA)
Switching points	free adjustable
Switching hysteresis	
Trigger IN/OUT	trigger edge and delay selectable, trigger pulse 3...30VDC
Serial interface ³	RS232 and RS422 with 1.2kBaud ... 460.8kBaud SSI interface (TQ422), 24Bit, Gray-encoded, Transfer rate: 50k Hz ... 1MHz, 25µs pause
Speed of measurement output ³	Profibus (RS485) DP-V0 slave according to IEC 61158/ IEC 61784; Transfer rates: 9.6kBaud ... 12MBaud
Operating modes	single / continuous measurement, external triggering (adjustable near field elimination), speed measurement 0m/s ... 100m/s
Analog output	4mA ... 20mA
Digital signal output	distance, temperature, intensity and velocity
Supply	10 ... 30V DC
Max. power consumption	<5W without heating, 11.5W (with heating, 24V)
Connection	1 x 12-pin (series 723 Binder) M16, 2 x 5-pin (series 766 Binder) M12 B-encoded
Protection class	IP 67
Vibration/shock	500g, 0.5ms, 1 shock / direction (DIN ISO 9022-30-08-1) 10g, 6ms, 1000 shocks / direction (DIN ISO 9022-3-31-01-1)
Material (housing)	aluminium strangeness profile, powder-coated
Weight	800g (depends on equipment)
EMC	EN 61000-6-2, EN 55011

¹ depending on target reflectivity, stray light effects and atmospheric conditions

² with statistical spread of 95%

³ Sensor adjustment have to be carried out via these interfaces

⁴ Reflector film from 3M, Scotchlite Engineer Grade Typ I, series 8250

optoNCDT ILR 1191-300 Dimensions, Benefits and Applications

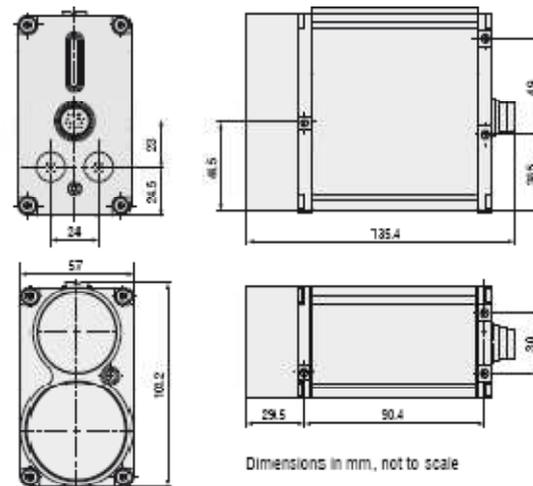
Benefits:

- Measurement with large distance. Measuring range up to 300m on diffuse reflective surfaces, up to 3000m with reflector plate
- High measuring rate for fast applications and speed measurement
- Simple installation and commissioning
- Expansions possible using accessories and special designs

Applications:

- Process monitoring in steelworks and rolling mills
- Filling level measurements
- Positioning of cranes and loading systems
- Measurement of inaccessible measuring points, for example in hollow spaces, tubes or containers
- Position monitoring of vehicles and ships

Dimensions optoNCDT ILR 1191-300



Accessories

Supply and output cable

FC110Q/90-3	length 3m, 90°-connector
FC110Q/90-5	length 5m, 90°-connector
FC110Q/10	length 10m
FC110Q/90-10	length 10m, 90°-connector
FC110Q/20	length 20m
FC110Q/90-20	length 20m, 90°-connector
FC110Q/30	length 30m
FC110Q/90-30	length 30m, 90°-connector
FC110Q/90-3/RS232	length 3m, SUB-D connector

Profibus cable and connector

FBC1100-I/O-5	Profibus In-Out-cable, length 5m
FBC1100-I-5	Profibus In-cable, length 5m
FBC1100-I-10	Profibus In-cable, length 10m
FBC1100-O-5	Profibus Out-cable, length 5m
FBC1100-O-10	Profibus Out-cable, length 10m
PRFC1100	Profibus female connector
PBMC1100	Profibus male connector
PDLN1100	Profibus load resistance
ILR-M-PB/USB	Profibus/USB-Modul + service software

Accessories

ILR-MP1191	Mounting plate for ILR1191
ILR-AA1191	Aligning aid for ILR1191
ILR-PT1191	Protection tube for ILR1191



Micro-Epsilon

info@micro-epsilon.com
www.micro-epsilon.com

info@micro-epsilon.co.uk
www.micro-epsilon.co.uk

info@micro-epsilon.us
www.micro-epsilon.us

certified DIN EN ISO 9001 : 2000
modifications reserved / Y9761226-A030069JKR



Anhang C Zusätzliche Abbildungen

A. Abbildungen der Boden-Kontrollstation

Nacre Telemetry Module Version 1.0.0.31 built 01111

Clients

Connected Clients

- 127.0.0.1:1049
- 127.0.0.1:1050
- 127.0.0.1:1052

Tx Rx

MSG#47

Exit

Debug Info #3 Last:127.0.0.1:1052 Response Time ms 0 Tx 51 Rx 0 Bad Checksum 0 Simulate Checksum error Go

Uplink: fe ed 01 80 2f 00 33 d2 00 de Lost Packages

Downlink

Testmode On/Off

Testmode

Once Transmit

Cycle

Uplink Data

GCS Address Msg-Counter Servo Mixer

FMCS Address Chute Command Data Logger

Requested Dataset FC Mode Experiment Address

Requester Dataset Data Logger

Flightcontroller Mode

Servo Mixer Parachute Deploy

Downlink Data

FMCS Address <input type="text"/>	Volt Batt 1 <input type="text"/>	IMU Roll <input type="text"/>	System Status <input type="checkbox"/> rescue system deployed	LCU Status <input type="checkbox"/> operating	Fuel Level <input type="checkbox"/> lowest
GCS Address <input type="text"/>	Volt Batt 2 <input type="text"/>	IMU Pitch <input type="text"/>	<input type="checkbox"/> logging activated	<input type="checkbox"/> failsafe rc-pwm#1	<input type="checkbox"/> above lowest
Data Set <input type="text"/>	Volt Batt 3 <input type="text"/>	IMU Yaw <input type="text"/>	<input type="checkbox"/> gear out	<input type="checkbox"/> failsafe rc-pwm#2	<input type="checkbox"/> middle
Msg-Counter <input type="text"/>	Volt Batt 4 <input type="text"/>	GCU Status <input type="text"/>	<input type="checkbox"/> GCU activated safety pin	<input type="checkbox"/> resc sys value of rc-pwm1	<input type="checkbox"/> below top
GPS Fix Type <input type="text"/>	GPS Sats <input type="text"/>		<input type="checkbox"/> LCU activated safety pin	<input type="checkbox"/> resc sys value of rc-pwm#2	<input type="checkbox"/> on top
GPS Longitude <input type="text"/>	GPS Latitude <input type="text"/>		<input type="checkbox"/> LCU deployed resc system	<input type="checkbox"/> resc sys missing tm	<input type="checkbox"/> N.N
GPS Altitude <input type="text"/>	GPS Velocity <input type="text"/>		<input type="checkbox"/> flight controller activated	<input type="checkbox"/> resc sys value of tm	<input type="checkbox"/> N.N
			<input type="checkbox"/> resume after reboot	<input type="checkbox"/> resc sys missing	<input type="checkbox"/> N.N

Abbildung 199 Telemetriemodul



Abbildung 200 Navigationsbildschirm



Abbildung 201 Kartendarstellung und Flugbereiche als Markierungen für Maßnahmen bei deren Überschreitung

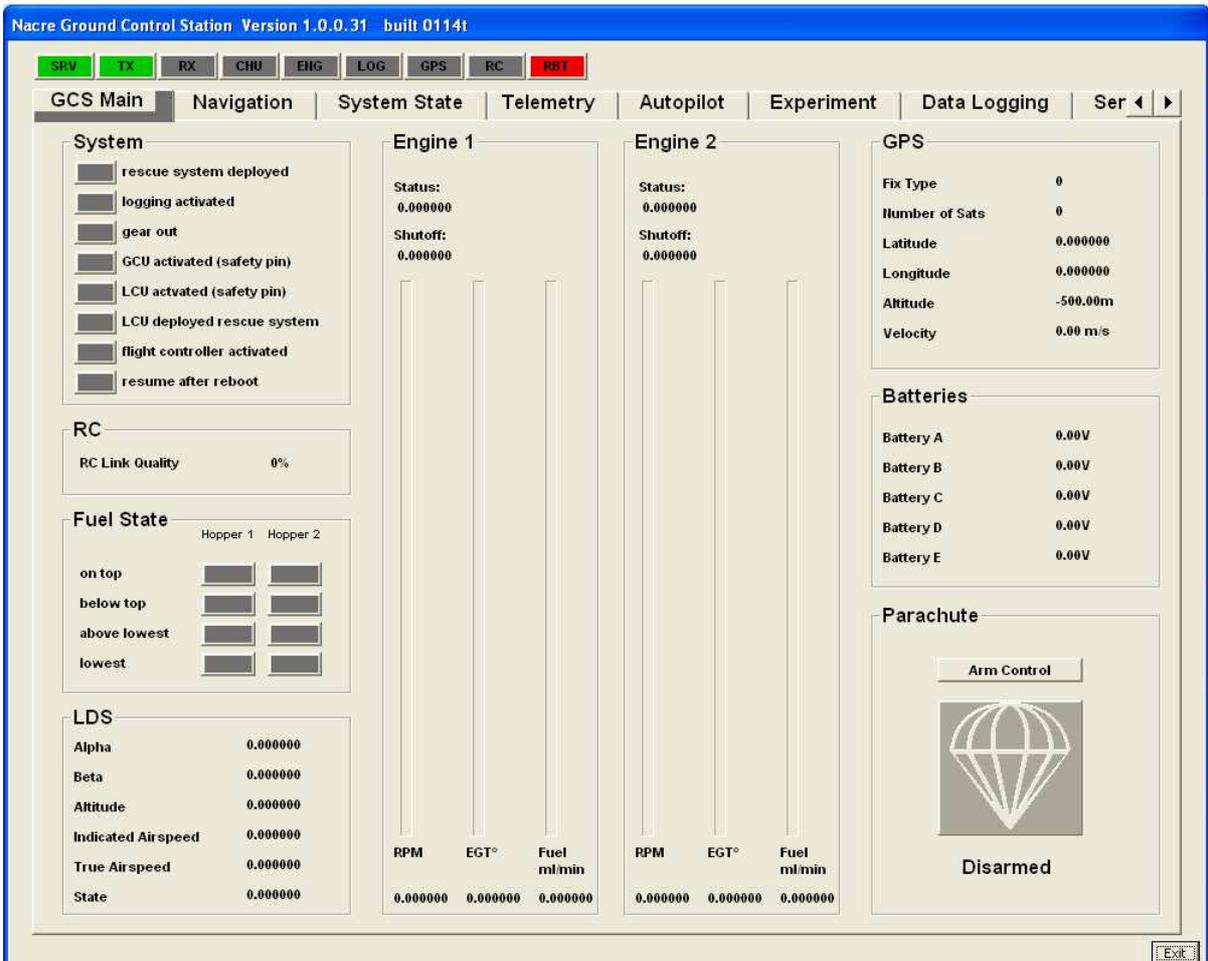


Abbildung 202 Bodenstations-Hauptbildschirm

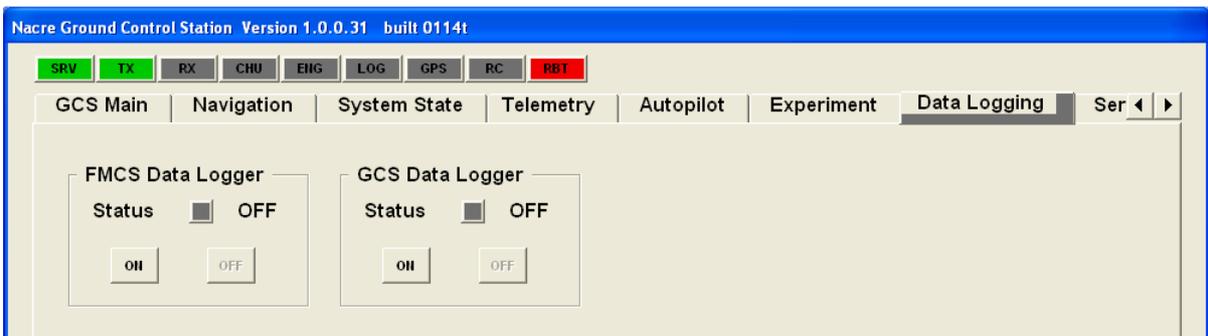


Abbildung 203 Datenlogkontrolle

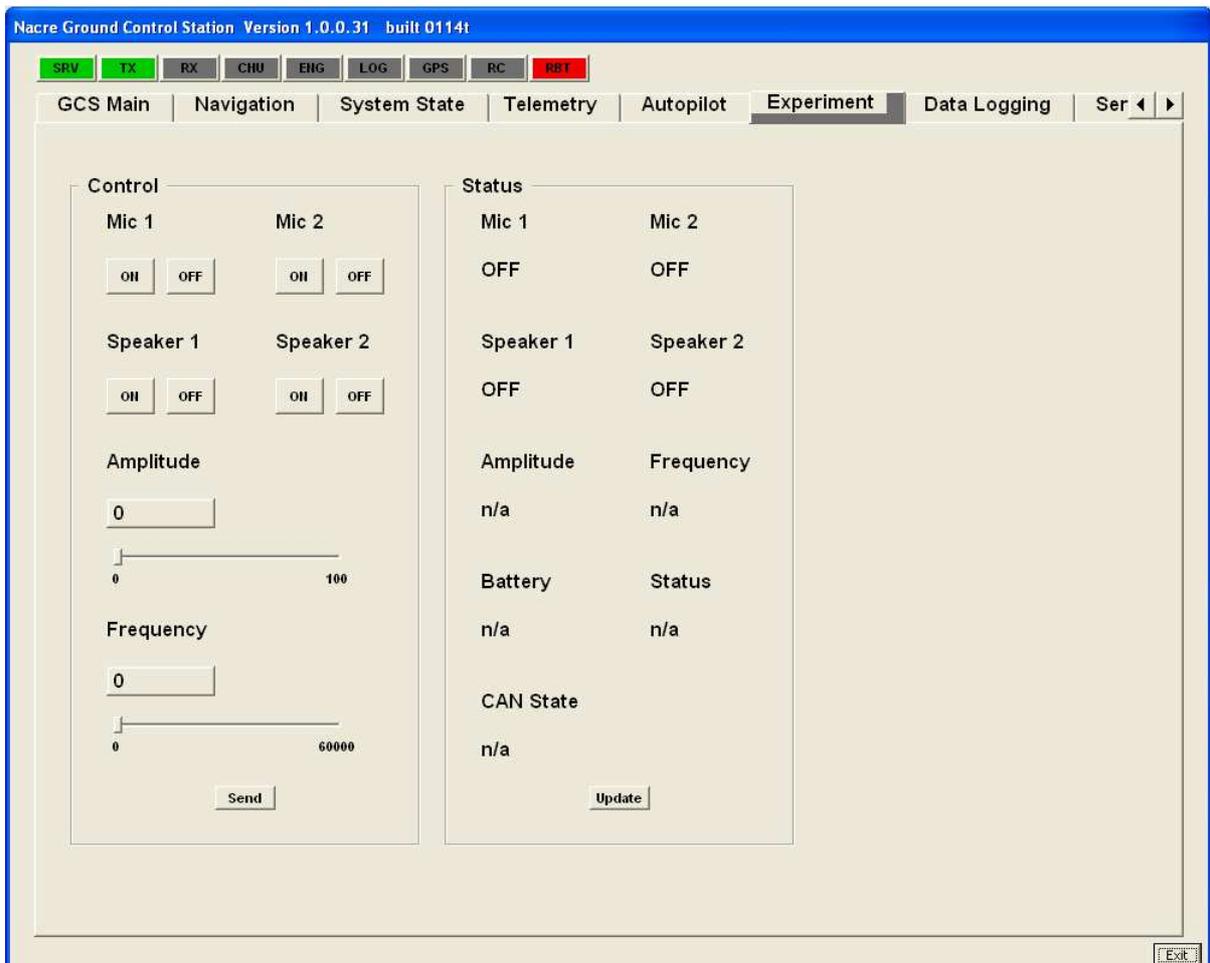


Abbildung 204 Beispiel Nutzlaststeuerung in der Bodenstation

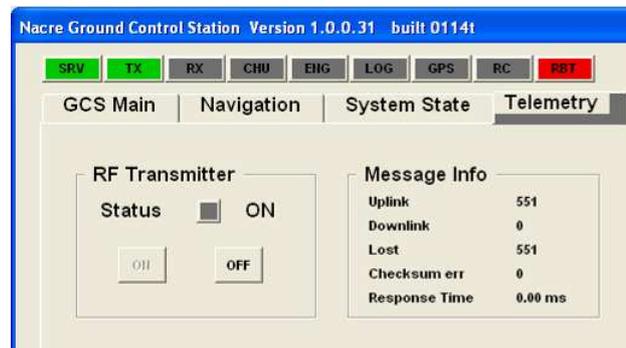


Abbildung 205 Telemetriedarstellung

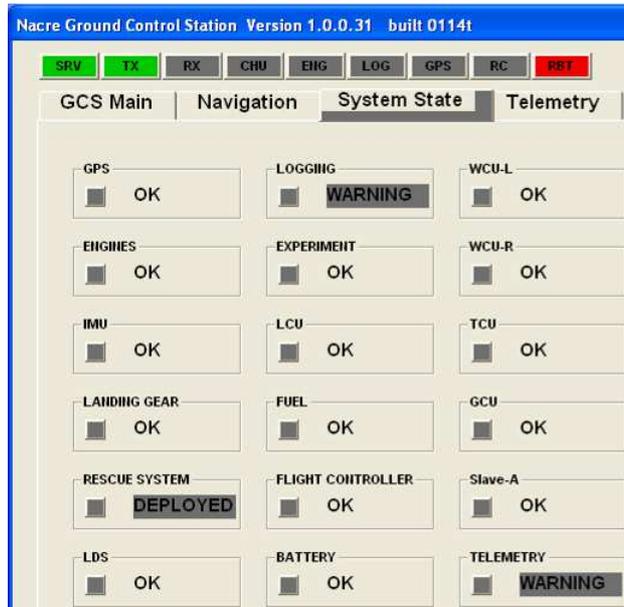


Abbildung 206 Systemstatus



Abbildung 207 Servoströme

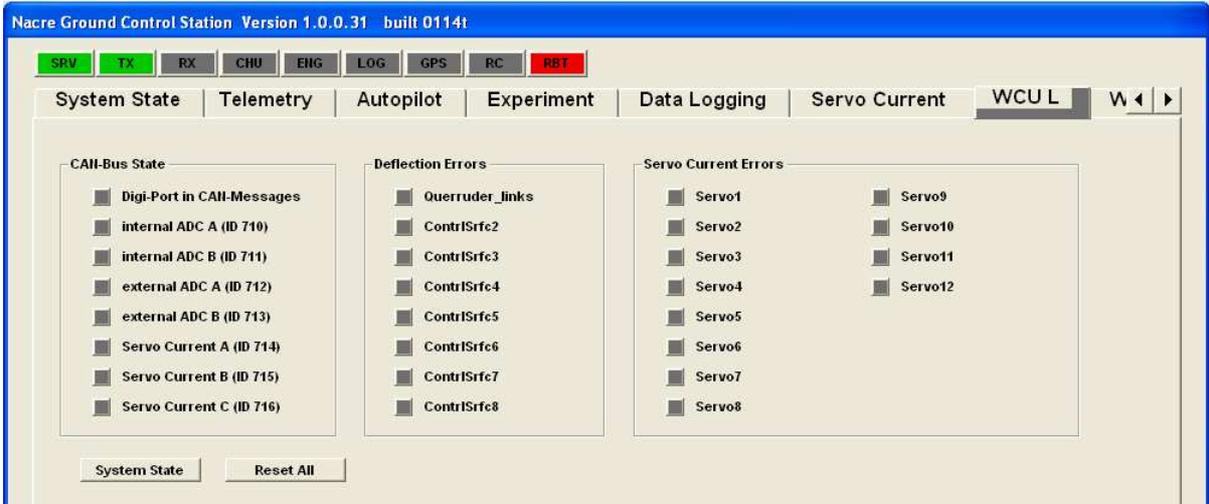


Abbildung 208 Wing Control Unit Status

12 Literaturverzeichnis

- [1] Arning, R.: "Untersuchung flugmechanischer Eigenschaften eines Raumflugzeugs mit Hilfe frei fliegender Modelle"; Shaker Verlag; Aachen; 2002.
- [2] Croom, M. A., Kenney, H. M., Murri, D. G.; NASA Langley Research Center; Lawson, K. P.; Naval Air Systems Command: "RESEARCH ON THE F/A-18E/F USING A 22%-DYNAMICALLY-SCALED DROP MODEL"; AIAA-2000-3913; AOO-39688; 2000.
- [3] Cunningham, K., Foster, J. V., Morelli, E. A., Murch, A. M.: "Practical Application of Subscale Transport Aircraft for Flight Research in Control Upset and Failure Conditions"; AIAA paper; 2009.
- [4] Cunningham, K., Foster, J. V., Shah, G. H., Stewart, E. C., Rivers, R. A., Wilborn, J. E., and Gato, W.: "Simulation Study of a Commercial Transport Airplane During Stall and Post – Stall Flight"; Proceedings of 2004 SAE World Aviation Congress; SAE 2004-01-3100; 2 - 4 November; 2004.
- [5] de Bruin, A. C. and Schrauf, G.; Airbus; "Wake vortex results from the AWIATOR project"; CEAS Symposium; Berlin (Germany); 10-13 September; 2007.
- [6] Etkin, B., Reid, L. D.: "Dynamics of Flight – Stability and Control"; Toronto; 1996.
- [7] Foster, J. V., Cunningham, K., Fremaux, C. M., Shah, G. H., Stewart, E. C.; NASA Langley Research Center; Hampton; VA, 23681-2199; Rivers, R. A.; NASA Johnson Space Center; Houston; TX, 77058; Wilborn, J. E., Gato, W.; The Boeing Company; Seattle; WA 98124: "Dynamics Modeling and Simulation of Large Transport Airplanes in Upset Conditions"; AIAA 2005-5933; AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit; San Francisco; California; 15 - 18 August 2005.
- [8] Fremaux, C. M.; Lockheed Martin Engineering & Sciences Company; Hampton; Virginia: "Spin-Tunnel Investigation of a 1/28-Scale Model of the NASA F-18 High Alpha Research Vehicle (HARV) With and Without Vertical Tails"; NASA Contractor Report 201687; April 1997.
- [9] Garrison, P. L.: "NASA Flight Research Center Scale F-15 Remotely Piloted Research vehicle program"; NASA-H-826; 1974.
- [10] Holleman, E.: "Summary of Flight Test to Determine the Spin and Controllability Characteristics of a Remotely Piloted Large Scale (3/8) Fighter Airplane Model"; NASA TN-D-8052; 1974.
- [11] Jackson, E. B. and Buttrill, C. W.; Langley Research Center; Hampton; Virginia: "Control Laws for a Wind Tunnel Free-Flight Study of a Blended-Wing-Body Aircraft"; NASA/TM-2006-214501; August 2006.
- [12] Jordan, T. L., Langford, W. M. and Hill, J. S.: "Airborne Subscale Transport Aircraft Research Testbed - Aircraft Model Development"; NASA Langley Research Center; Hampton; VA 23681; 2005.
- [13] Kirschstein, S.: "Identifizierung flugdynamischer Kenngrößen eines künstlich stabilisierten Raumflugzeugs"; Aachen; Januar 2005.
- [14] Kittmann, K.; Universität Stuttgart: "Integration und Erprobung eines Autopilotensystems in den Versuchsträger TAXI III - Entwicklung einer Simulationsumgebung zur Parametrisierung der Regelkreise des Autopiloten"; Stuttgart; September 2005.
- [15] Kittmann, K.; University of Stuttgart; Germany; Breeman, J.; NLR; Nederlands; Schmollgruber, P., Onera; France: "The NACRE Innovative Evaluation Platform and its Navigation Control Strategies"; SAE Technical Paper 2011-01-2632; Toulouse; France; 18 - 21 October 2011.
- [16] Kittmann, K. et al.; University Stuttgart; NACRE Integrated Project; Deliverable 1.4-7 Part D: "Model Acceptance Report - Part D"; Stuttgart; 2010.
- [17] Kittmann, K.; University of Stuttgart; Schmollgruber, P.; Onera et al; NACRE Integrated Project; Deliverable 1.4-3: "Model Design Report"; 2008.
- [18] Klein, V. and Noderer, K. D.: "Modeling of Aircraft Unsteady Aerodynamic Characteristics Part 3 - Parameters Estimated From Flight Data"; NASA Technical Memorandum 110259; The George Washington University Joint Institute for the Advancement of Flight Sciences (JIAFS) NASA Langley Research Center Hampton; Virginia; May 1996.
- [19] Kurfiss, F.; Universität Stuttgart: "Weiterentwicklung und Integration eines Flugkontrollsystems mit Datenerfassung zur Durchführung von Messflügen für die Untersuchung von Skalierungseffekten mit UAVs"; Stuttgart; Juli 2011.
- [20] Manna, S.: "System Integration, Tests and Flight Test Preparation of an Unmanned Aerial Vehicle for Measurement Tasks"; Institut für Flugzeugbau; Universität Stuttgart; 2009.
- [21] Milne, G. W.; University of Stellenbosch; South Africa.; Mulder, J.A., Soijer M.W., Juliana, S. Hermansyah; Delft University of Technology; Netherlands: "Maximum Likelihood Stability & Control Derivative Identification of a Cessna Citation II"; AIAA 2001-4013; GNC, AFM, and MST Conferences Montreal; Canada; August 6-9; 2001.
- [22] Mönig, R.; Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.: "Sparsame, leise und emissionsarme Flugzeuge - Wunschtraum oder bald Realität?" 15. Kolloquium Luftverkehr "Nachhaltiges Wachstum im Luftverkehr – leise, sauber, energieeffizient"; TU Darmstadt; 2007.

- [23] Morelli, E. A.; NASA Langley Research Center; Hampton; Virginia 23681-2199; Klein, V.; George Washington University; Hampton; Virginia 23681-2199: "Application of System Identification to Aircraft at NASA Langley Research Center" JOURNAL OF AIRCRAFT Vol. 42, No. 1; January–February 2005.
- [24] Nguewo, D.: "Erstellung und Optimierung der Skalierungsgesetze zur Abschätzung der Aerodynamik und der Eigendynamik eines Flugzeugs auf der Basis von frei fliegenden Modellen"; Stuttgart; 2006.
- [25] Nowack, J.: "Windkanal-Freiflugmessungen zur Bestimmung flugmechanischer Kenngrößen"; Aachen; 2010.
- [26] NTV - Berichterstattung; "Kunstflug-Pilot-stirbt-am-Boden"; <http://www.n-tv.de/panorama/Kunstflug-Pilot-stirbt-am-Boden-article4721796.html>; Zugriff am 08. November 2011.
- [27] Owens, D. B., Cox, D. E., Morelli, E. A.: "Development of a low-cost sub-scale aircraft for flight research: the FASER project"; 25th AIAA Aerodynamic Measurement Technology and Ground Testing Conference; AIAA 2006-3306; June 2006.
- [28] Raney, D. L. and Batterson, J. G.: "Lateral Stability Analysis for X-29A Drop Model Using System Identification Methodology"; NASA Technical Memorandum 4 108; Langley Research Center Hampton; Virginia; 1989.
- [29] Rawlins, T. D.: "High-Incidence Stabilator as an Out-of-Control Recovery Device for a Fixed-Wing Subscale Transport Unmanned Air Vehicle"; AIAA 2005-1022; 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit; Reno; Nevada; 10 - 13 January 2005.
- [30] Risch, T.: "X-48B Flight Research Progress Overview"; Fundamental Aeronautics Program 2nd Annual Meeting; Atlanta GA; 7 - 9 October; 2008.
- [31] Schlichting, H. und Truckenbrodt, E. A.: "Aerodynamik des Flugzeuges – Zweiter Band Aerodynamik des Tragflügels"; Springer Verlag Berlin; 2000.
- [32] Schmollgruber, P. et al; ONERA; NACRE Integrated Project; Deliverable 1.4-2: "Innovative Evaluation Platform Assessment and Feasibility"; 2006.
- [33] Schueler, C. J., Ward, L. K., Hodapp, A. E.: "Techniques for Measurement of Dynamic Stability Derivatives in Ground Test Facilities"; AGARDograph 121; 1967.
- [34] Trittler, M., Fichter, W., Voit-Nitschmann, R., Schmoltdt, R., Kittmann, K.; University of Stuttgart; "Preliminary System Identification of the Blended Wing Body Flight Demonstrator VELA 2 from Flight Data"; AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit; AIAA 2008-6896; Hawaii; 2008.
- [35] Villeta, J. R.: "Lateral-Directional Static and Dynamic Stability Analysis, at High Angles of Attack for the X-31 Configuration"; Massachusetts Institute of Technology; August 1990.
- [36] Voit-Nitschmann, R., Well, K., Karrais, B., Fach, M., Nguewo, D.; Institut für Flugzeugbau, Bereich Flugzeugentwurf; Universität Stuttgart: "Entwicklung und Bau eines Demonstratormodells für eine Blended Wing-Body Konfiguration und Durchführung von Flugversuchen"; Stuttgart; 2008.
- [37] Warner, E. P. and Norton, F. H.: "Preliminary Report on Free Flight Tests" NACA Rept. 70; 1919.
- [38] Weppler, J.; Universität Stuttgart: "Synthesis of a UAV documentation – Innovative Evaluation Platform – Designed in the Frame of the European Research Project NACRE (New Aircraft Concept Research)"; Stuttgart; November 2010.
- [39] Whiting, M. R.: "Differential Canard Deflection for Generation of Yawing Moment on the X-31 With and Without the Vertical Tail"; NASA-TM-111357; The School of Engineering and Applied Science of The George Washington University; 1996.

LEBENS LAUF

Persönliche Daten

Name: Klaus Kittmann
Geburtsdatum: 12.07.1979
Geburtsort: Berlin, Deutschland
Staatsangehörigkeit: Deutsch
Familienstand: verheiratet

Ausbildungsdaten

Schulbildung:
09/1986 - 09/1988: Hans-Otto-Oberschule, Berlin
09/1988 - 06/1999: Abitur, Johann-Gottfried-Herder-Gymnasium, Berlin

09/1999 - 07/2000: Zivildienst

Studium:
10/2000 – 09/2005: Studium der Technischen Kybernetik, Universität Stuttgart

Abschluss:
09/2005: Diplom-Ingenieur der Technischen Kybernetik

Berufliche Tätigkeiten

Seit 10/2005 wissenschaftlicher Mitarbeiter im Bereich „Flugzeugentwurf“ am Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart/ Deutschland;
Forschungsschwerpunkt: Unbemannte Fluggeräte

Stuttgart, den 30. Januar 2012

Klaus Kittmann