

VALIDIERUNG DES ENTWURFS EINES UNBEMANNTEN, MODULAREN VERSUCHSTRÄGERS

S. Speck, C. Rößler, J. Schömann, D. Paulus, M. Hornung

Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme
Fakultät Maschinenwesen
Technische Universität München
85747 Garching, Deutschland

Zusammenfassung

Im Rahmen einer Kooperation des Lehrstuhls für Luftfahrtsysteme und des Lehrstuhls für Flugsystemdynamik der Technischen Universität München zusammen mit Cassidian Air Systems (vormals EADS DS) wurde ein unbemannter, fliegender Versuchsträger entwickelt und gebaut. Das Flugzeug ist mit einem Autopiloten ausgerüstet und hat eine maximale Abflugmasse von 30 kg. Es wird sowohl zum Testen von Sensorik und Avionik, als auch in den Forschungsbereichen alternativer Antriebslösungen und neuartiger Flugreglerkonzepte eingesetzt. In dieser Veröffentlichung werden ausgewählte konstruktive Umsetzungen des Anforderungskatalogs vorgestellt und deren Validierung anhand von Boden- und Flugversuchen beschrieben. Es zeigt sich, dass der realisierte Entwurf alle wesentlichen Merkmale eines effizienten Forschungsflugzeugs aufweist. So wird der hohe Grad an Modularität des Nutzlastbereichs und das auf den intensiven Versuchsalldag ausgelegte Bedien- und Sicherheitskonzept durch eine hohe aerodynamische Effizienz des Flugzeugs ergänzt. Aufgrund der konsequenten räumlichen Trennung des ergonomisch gestalteten Nutzlastbereichs von der essentiellen Avionik und dem Antriebsstrang sind zudem Testvorhaben mit elektromagnetisch sensibler Messausrüstung denkbar. Die wesentlichen Anforderungen an die Struktur, die Flugleistungen und die Elektromagnetische Verträglichkeit (EMV) konnten im Rahmen der Erprobungsphase, die Gegenstand dieser Veröffentlichung ist, zum größten Teil bestätigt werden.

1. EINLEITUNG

Bei der Entwicklung von Avionik und Sensorik sowie ganzer Luftfahrzeuge als integrierte Systeme ist es von großem Vorteil, die essentiellen Subkomponenten bereits in einem sehr frühen Stadium des Entwurfsprozesses unter realen Bedingungen zu testen. Auf diese Weise können bereits vor der Integrationsphase Defizite und Inkompatibilitäten identifiziert werden. Bei fliegenden Systemen bietet sich in vielen Fällen der Flugversuch als probates Mittel an, da hiermit ein Großteil der erforderlichen Randbedingungen der späteren Einsatzumgebung von sich aus gegeben ist. Da Flugversuchskampagnen in der Regel mit einem großen Aufwand und hohen Kosten verbunden sind, von denen die Flugstundenpreise einen nicht unerheblichen Teil ausmachen, sind für Tests elektrischer Subsysteme, wie Flugrechner, Navigationslösungen oder optischer Systeme günstig zu betreibende Kleinflugzeuge als Trägerplattformen äußerst effizient.

Der Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme und der Lehrstuhl für Flugsystemdynamik der Technischen Universität München haben aus dieser Motivation heraus in Zusammenarbeit mit Cassidian Air Systems (ehemals EADS DS) einen solchen unbemannten Versuchsträger entwickelt und gebaut (BILD 1).

Besondere Schwerpunkte der Konstruktion liegen auf der aerodynamischen Effizienz, kurzen Standzeiten zwischen den Messflügen, einer hohen Ausfallsicherheit sowie der konsequenten räumlichen Trennung des Nutzlastbereichs von den sicherheitsrelevanten Systemen, wie dem Autopiloten und der Backup-Steuerung. Nach etwas mehr als einem Jahr seit Projektbeginn hat das Flugzeug seinen

Erstflug erfolgreich absolviert. In den folgenden Abschnitten werden die Haupttreiber und deren technische Umsetzung für den Entwurf des Versuchsträgers beschrieben und anhand der Erfahrungen aus den Bodentests und dem daraufhin erfolgten Erstflug bewertet.



BILD 1. Der unbemannte Versuchsträger IMPULLS (Innovative Modular Payload UAV – Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme)

2. ANFORDERUNGEN AN DAS FLUGZEUG

Die Motivation dafür, einen neuen Versuchsträger an der Technischen Universität München zu entwickeln, ist aus einer konkreten Anwendung heraus entstanden, bei der ein Verbund aus Avioniksystemen, optischen Sensoren und einem Breitbanddatenlink im Flugversuch getestet

werden sollten. Eine Neuentwicklung eines Flugzeugs ist jedoch erst bei größeren Stückzahlen oder bei vorliegen eines breiteren Anwendungsspektrums wirtschaftlich. Dem bezüglich der Leistungen restriktiven Anforderungskatalog stand somit der Gedanke zur Entwicklung eines später multivariabel einsetzbaren und ausrüstbaren Flugzeugs entgegen. Das Flugzeug soll zudem am Boden und in der Luft leicht zu handhaben sein, so dass stets das aktuelle Forschungsvorhaben und nicht der Betrieb des Versuchsträgers selbst im Mittelpunkt stehen. Ebenso sollen Fehlmontagen und Bedienungsfehler auch durch nicht eingewiesenes Personal durch konstruktive Maßnahmen oder Farbkodierungen auf ein Minimum reduziert werden. Die Flugzeugzelle soll zum Transport zerlegbar und mit wenigen Handgriffen einsatzbereit gemacht werden können, wobei die Transportanforderungen die maximalen Abmessungen des Rumpfes auf 3 Meter limitieren. Der Flügel soll aus Transportgründen und wegen der Handhabbarkeit in den Laborräumen eine Spannweite von 5 Metern nicht überschreiten. Eine der großen Herausforderungen stellt sich durch die geforderte Höchstflugdauer in Kombination mit der Vorgabe des Einsatzes eines zukunftsweisenden elektrischen Antriebs. Gekoppelt mit der Forderung, bei reduzierter Nutzlast auch unter 25 kg fliegen zu können, kann dies konstruktiv nur durch einen äußerst effizienten aerodynamischen Entwurf gelöst werden. Da die Nutzlasten zum Teil störepfindliche elektronische Schaltkreise und Sensoren enthalten und die Flugsteuerung als sicherheitskritische Baugruppe jederzeit einen kontrollierten Flug gewährleisten muss, soll das Flugzeug nach Grundsätzen elektromagnetischer Verträglichkeit ausgelegt werden. Das bedeutet speziell, dass die elektrischen Einzelkomponenten im Systemverbund aus Nutzlast und Flugzeugavionik stets fehlerfrei nebeneinander arbeiten und nur auf entstörten Datenwegen miteinander kommunizieren. Ebenso zählt die Möglichkeit, die Nutzlasten schnell austauschen zu können und einen komfortablen Zugang für Wartungszwecke bereitzustellen zu den Entwurfsvorgaben.

Als Optimierungsziel für die Flugleistungen wurde folgende Designmission zugrunde gelegt. Der Versuchsträger soll auf einer gemähten Wiese mit oder ohne Unterstützung (Winde/Katapult) starten, auf eine Druckhöhe von 800 Metern steigen (Steigrate: 0,7 m/s) und einen automatischen Luftarbeitsflug von 75 Minuten Dauer bei einer Fluggeschwindigkeit von 19 m/s durchführen. Die anschließende Landung auf demselben Landefeld soll, genau wie der Start, bei manueller Steuerung erfolgen (vgl. BILD 2).

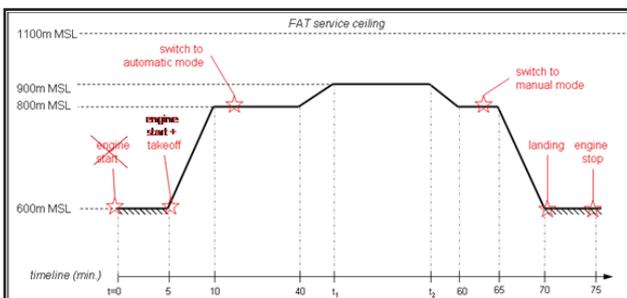


BILD 2. Vertikalprofil der Designmission

3. METHODEN DES ENTWURFSPROZESSES

Die Gesamtheit der Anforderungen ist die Grundlage für einen sechs Monate währenden Entwicklungsprozess. In

dieser vergleichsweise kurzen Zeitspanne wurde das Ziel verfolgt, einen sehr leichten und leistungsfähigen unbemannten Versuchsträger zu entwickeln. Lange elektrische Flugzeiten bedingen den Einsatz von Hochleistungs-Batterien als Energiequelle, den beanspruchungsgerechten Einsatz neuer Werkstoffe zur Gewichtsersparnis, eine aerodynamisch effiziente Konfiguration sowie ein innovatives Antriebskonzept.

Nahezu jeder Neuentwicklung gehen Konfigurationsstudien voraus. Diese dienen der Findung einer möglichst optimalen Konfiguration mit dem Ziel, unter Berücksichtigung der Randbedingungen alle Anforderungen an Flugzeug und Mission zu erfüllen. So wird zumeist ein Auslegungspunkt aus Fluggeschwindigkeit, Abfluggewicht, und Flughöhe vorgegeben, der als Grundlage für die Entwurfsziele wie Reichweite oder maximale Flugdauer herangezogen wird. Für den Detailentwurf musste eine Fluggeschwindigkeit definiert werden, die es ermöglicht, die Versuchsaufgaben der Designmission zu erfüllen. Der hier vorgestellte Versuchsträger wird vornehmlich für die Erprobung neuer Missionsavionik, Redundanzkonzepten und zum Aufzeichnen und Übertragen visueller Informationen eingesetzt. Daher ist die Optimierung und damit die Verlängerung der Flugzeit ein wesentliches Ziel. Da die Fluggeschwindigkeit eine direkte Auswirkung auf die Flächengröße und damit die äußere Form des Flügels hat, muss hier ein Optimum aus, Gestalt und Gewicht gefunden werden. Entsprechende Versteifungen der Struktur zum Einleiten der auftretenden Kräfte, die sich wiederum auf das Gesamtgewicht und damit auf die Flugzeit auswirken, müssen bereits zu diesem frühen Zeitpunkt berücksichtigt werden. Um die gegenseitige Interaktion einer Vielzahl voneinander abhängenden Parameter zu erfassen, wurde am Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme im Vorfeld bereits eine Software entwickelt. Sie vereint die Berechnung der Aerodynamik, der Festigkeit und Masse sowie der Stabilität in einem iterativen Entwurfsprozess. Zur Betrachtung der Flugleistungen wurde das elektrische Antriebssystem inklusive dem Wirkungsgrad des Propellers modelliert. Auf einige wesentliche Inhalte dieser Entwurfssoftware wird im Folgenden eingegangen.

Im sogenannten Entwurfspunkt kommen die Randbedingungen der Entwicklung aus den Anforderungen zusammen. Darin enthalten sind im Wesentlichen die Fluggeschwindigkeit, die Flügel- und Leitwerksgeometrie und Hebelarme und damit die Aerodynamik beeinflussenden Parameter. Hinzu kommen das Antriebsvermögen sowie das Struktur- und Batteriegewicht für die Mission.

Für die Aerodynamik bei kleinen Reynoldszahlen im Vergleich zu manntragenden Flugzeugen haben Reibungseffekte und somit der Zustand der Grenzschicht einen großen Einfluss auf die aerodynamische Effizienz. Zweidimensionale reibungsbehaftete Berechnungsmethoden auf Profilbasis konnten mit einer erweiterten Traglinientheorie kombiniert werden, um Ergebnisse für Flügelauftrieb und Widerstand zu erhalten. Die Kennwerte für den Rumpf wurden mit empirischen Berechnungsmethoden gewonnen und mit Realdaten aus vorherigen Entwicklungen am Lehrstuhl konsolidiert. Die Gewichte der für den Entwurfspunkt geplanten Nutzlastsysteme wie Missionsrechner, Autopilot und Kamerasysteme sind als konstante Größen in den iterativen Entwurfsprozess eingegangen. Das Strukturgewicht als ein wichtiges Optimierungskriterium wird aus der parametrischen Skalierung der Einzelteile wie dem Rumpf, dem Leitwerk und dem Flügel sowie deren

Verstärkungs- und Versteifungselemente integral zusammengesetzt. Als globales Optimierungskriterium wurde die Minimierung des Leistungsbedarfs im Reiseflug gewählt. Dabei wurden sinnvolle Limitierungen wie z.B. eine maximale Spannweite von 5 Metern und ein Zielwert für die Fluggeschwindigkeit gewählt. Nachdem der Entwurf eine Vielzahl von Iterationen durchlaufen hat und zahlreiche Detaillösungen gefunden werden mussten, ist der Versuchsträger IMPULLS (Innovative Modular Payload UAV – Lehrstuhl für Luftfahrtssysteme) innerhalb von 15 Monaten entstanden. Weitere Aspekte des Entwurfsprozesses können in [1] nachgelesen werden.

4. BESCHREIBUNG DES REALISIERTEN ENTWURFS

Die Konzeptstudien ergaben die in [1] gezeigte Flugzeugkonfiguration. Es handelt bei dem elektrisch angetriebenen Flugzeug um eine Drachenkonfiguration mit Flügelhochlage und V-Leitwerk. Bei einer Spannweite von 5 und einer Rumpflänge von 3 Metern, kann das Flugzeug mit einem maximalen Abfluggewicht von 30 kg eine Nutzlast von 10 kg mitführen. Diese ist in einem modularen, ergonomisch gestalteten Nutzlastbereich untergebracht. Durch die Heckanordnung bleibt die Strömung über die gesamte Rumpflänge störungsarm, was den Gesamtwiderstand senkt und die Verwendbarkeit des Nutzlastbereichs für atmosphärische Messungen erhöht. Die angewendete Leichtbauweise mit Kohlefaser-Sandwichstrukturen ermöglicht bei Zugrundelegung der heutigen Akkutechnologie Flugzeiten von mehr als 75 Minuten bei maximaler Zuladung.

Bereits sehr früh zeigten sich die Vorteile einer Einrumpfkonfiguration mit Druckpropellerantrieb hinsichtlich der aerodynamischen Güte und Trimmbarkeit bei dem Transport unterschiedlicher Nutzlasten. Auf der anderen Seite wurde in Kombination mit dem ebenfalls effizienzsteigerndem Einbeinfahrwerk auf eine Selbststartfähigkeit verzichtet. Um Propeller-Boden-Kollisionen während des Startlaufs zu vermeiden, wird stattdessen ein Klapppropeller verwendet, der während des gesamten Rollvorgangs angeklappt bleibt. Der Startvorgang wird aus diesem Grund mithilfe einer Schleppwinde durchgeführt, wobei neben der installierten Leistung des Antriebs auch die der Winde eine sicherheitskritische Größe darstellt, die sorgfältig dimensioniert worden ist. Die nachstehende Übersicht (TAB 1) enthält die wichtigsten Kenndaten des Entwurfs.

Parameter	Wert	Parameter	Wert
Rumpflänge [m]	3,0	Spannweite [m]	5,0
V_{Reise} [m/s]	19	Flügelfläche [m ²]	1,6
Entwurfsflughöhe ISA [m]	900	Gleitzahl im Reiseflug [-]	17,2
Flugzeit [min]	75	Flügelprofil	SD 7032
MTOW [kg]	30	Nutzlastverhältnis [%]	>33
Stabilitätsmaß [%]	25	Flügelstreckung [-]	16

TAB 1. Übersicht der wesentlichen Entwurfsgrößen

Im Folgenden werden die Baugruppen des Flugzeugs, die

in der Erprobungsphase eine besondere Beachtung gefunden haben, illustriert anhand einer CAD-Seitenansicht vorgestellt (BILD 3):

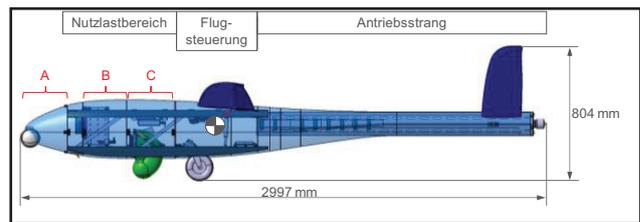


BILD 3. CAD-Seitenansicht (transparent) des Versuchsträgers IMPULLS

4.1. Nutzlastbereich

Die Abschnitte A-C (BILD 3) des Rumpfes dienen der Nutzlastunterbringung und unterscheiden sich strukturell vom Heckabschnitt der Zelle. Während letzterer als tragende Schalenbauweise gestaltet ist, ist die Struktur des Nutzlastbereichs aus einem Kragträgersystem bestehend aus 4 Winkelprofilen (Zwei an der Rumpfunter- und zwei an der Oberseite), die mit Spannten und Querverstrebungen versteift sind, aufgebaut. Die zu erprobenden Systeme werden darin wannenartig eingehängt und fixiert. Aus BILD 4 ist weiterhin zu entnehmen, dass das Trägersystem zudem die Rollen eines Kabelschachtes und der einer gemeinsamen elektrischen Masse-Leitung übernimmt. Hierfür ist die Auflagefläche an der Oberseite der Kohlefaser U-Profile mit leitendem Aluminium beschichtet. Komponenten, die mit ihrem Metallgehäuse daran fixiert werden, sind automatisch an die gemeinsame Masse aller Nutzlasten angeschlossen und können galvanisch miteinander kommunizieren.

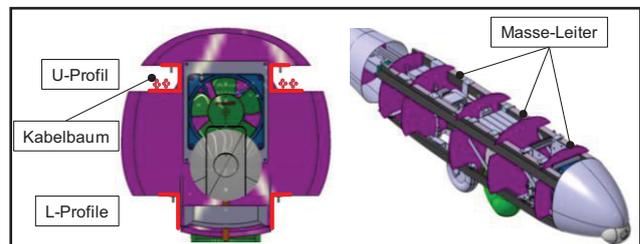


BILD 4. Front- und Isometrische Ansicht des vorderen Rumpfabschnitts

Die Flugzeugaußenhaut in diesem Rumpfabschnitt dient ausschließlich der aerodynamischen Verkleidung und ist segmentweise vollständig abnehmbar. Dadurch wird die Montage der Komponenten wesentlich erleichtert, während die Außenhaut optional ohne strukturelle Einbußen auf die Anforderungen der Nutzlasten angepasst werden kann. Im Nutzlastbereich befinden sich keine elektrischen Systeme der Flugsteuerung oder des Antriebs mit der Intention, bereits bei der Raumgestaltung des Rumpfes existierende elektromagnetische Störpotentiale weitestgehend zu dämpfen.

4.2. Flugsteuerung

Der Mittelbereich des Rumpfes unter dem Flügel ist ausschließlich für das sicherheitskritische Flugsteuerungssystem reserviert. Da in diesem Teil des Rumpfes bis hin zum Heckausleger ausschließlich Stammkomponenten untergebracht sind, die keinen regelmäßigen mechanischen Zugang erfordern, ist die Struktur als gewichtsoptimierte, tragende Sandwichschalenbauweise gestaltet. Die Flug-

steuerung besteht aus dem Autopilotenzweig und dem manuellen Steuerzweig für die Backup-Steuerung. Beide Zweige verfügen über eigene Stromversorgungen und kommunizieren über galvanisch entkoppelnde optische Elemente miteinander. Die Signale des Autopiloten als auch die der Backupsteuerung werden mit einem Monitor-Verfahren konsolidiert, bevor sie an die Aktuatoren weitergegeben werden. Sowohl der Sicherheitspilot, als auch der Autopilot haben volle Autorität über die Steuerflächen und den Elektromotor. Da der Antrieb selbst ein starkes elektrisches Wechselfeld erzeugt, ist dieser als potentielle Störquelle galvanisch von der Signalerzeugung entkoppelt und durch die Heckanbringung räumlich separiert. Durch die doppelte Ausführung der Steuerflächen an Flügel und Leitwerk sind die gesamten Systeme zur Roll-, Nick- und Giersteuerung zweifach vorhanden. Dies ist im Hinblick auf die zukünftige Zulassung automatisch operierender Fluggeräte ein logischer Schritt und trägt zudem der zum Teil wertvollen Nutzlast Rechnung.

4.3. Antrieb und Startunterstützung

Eine zentrale Bedeutung kommt der Auswahl des elektrischen Antriebssystems zu. Es besteht aus einem bürstenlosen Außenläufermotor, dem Motorregler, einem angepassten Propeller und den Energiespeichern in Form von Lithium-Polymer-Akkumulatoren. Es muss ausfallsicher und auf die jeweilige Konfiguration hinsichtlich des Schubs und der Leistungsdichte abgestimmt sein. Insbesondere die Energiespeicher müssen für kurze Bodenstandzeiten schnell auswechselbar sein. Dies wurde mittels eines modularen Schienensystems, auf dem der gesamte Antriebsstrang samt Akkumulatoren sitzt, verwirklicht. Weniger als 5 Minuten vergehen, bis das Flugzeug mit neuen Batterien wieder abflugbereit ist. Dank des windenunterstützten Startvorgangs konnte die installierte Leistung an den Reiseflug angepasst und somit im Vergleich zu einer eigenstartfähigen Konfiguration deutlich reduziert werden. Durch den somit leichteren Antrieb ergibt sich ein besserer Wirkungsgrad im Reiseflug. Der ausgewählte Motor liefert 800 W Dauerleistung und kann kurzzeitig bis zu 2500 W zur Verfügung stellen. Die Antriebsenergie wird bei einer Nennspannung von 37 V in Zellen mit einer Energiedichte von 150 Wh/kg gespeichert.

5. BODENTESTS UND FLUGERPROBUNG

Die praktische Erprobung einzelner Baugruppen spielte sowohl entwicklungsbegleitend als auch nach der Fertigstellung der Flugzeugzelle eine zentrale Rolle, da sie die Berechnungsergebnisse verifizierten und an anderer Stelle belastbare Aussagen über analytisch schwer abzubildende Zusammenhänge lieferten. Die zweite Erprobungsphase umfasste die Systemintegrationstests und erreichte im Frühjahr dieses Jahres mit dem Erstflug einen wichtigen Meilenstein. Die folgende Übersicht zeigt die wesentlichen Baugruppen, deren Auslegungen und Berechnungen zusätzlich durch experimentelle Nachweise bestätigt worden sind. Die Nachweisführung lässt sich dabei gemäß TAB 2 in die drei Bereiche Verformung/Festigkeit, Leistungsrechnung sowie EMV- und Reichweitentest einteilen.

Nachweisführung	Baugruppe	Berechnungsverfahren	Experimenteller Nachweis
5.1 Verformung / Festigkeit	Flügel	Analytisch/Empirisch	Belastungstest
	Rumpf	Analytisch/FEM	Belastungstest
	Fahrwerk	Analytisch	Flugversuch
5.2 Leistungsrechnung	Startwinde	Numerische Lösung der Differentialgleichung für das Rollen am Boden	Flugversuch
	Antriebsstrang	Schubbedarf aus Widerstandsbeziehung (Tragflächentheorie, Handbuchmethoden für Rumpf + Anbauten)	Testlauf auf dem Motorprüfstand
5.3 EMV- und Reichweitentest	Alle Elektrische Systeme	keine Berechnung, Grundregeln der EMV wurden berücksichtigt	Funktionstest der Gesamtheit aller elektrischen Systeme

TAB 2. Übersicht der durchgeführten experimentellen Nachweise

Kritische Bereiche der Flugzeugstruktur wurden auf Basis von CAD-Modelldaten mit Finiten Elementen Methoden (FEM) auf ausreichende Festigkeits- und Deformationsmargen untersucht.

5.1. Verformung/Festigkeit

5.1.1. Flügel

BILD 5 zeigt einen schematischen Profilschnitt des Tragflügels, um den Lagenaufbau zu illustrieren. Die Flügelholmgurte sind so dimensioniert, dass diese sämtliche Biegemomente aufnehmen und bei der maximalen Abflugmasse von 30 kg Lastvielfache von 5 g schadensfrei überstehen.

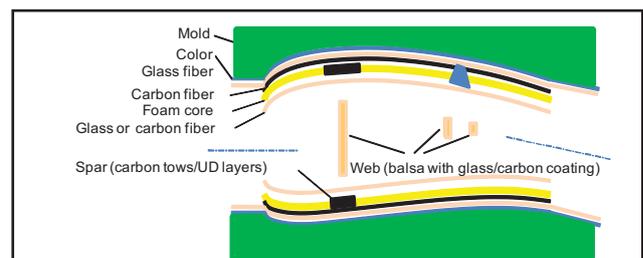


BILD 5. Schematischer Aufbau des Tragflügels

Die Auslegung erfolgte nach dem Kriterium der statischen Bruchfestigkeit. Da große Flügeldeformationen sich negativ auf die Flugeigenschaften auswirken und ein Hinweis auf eine Flatterneigung der Tragfläche sein können, wurde zudem die Biegelinie als Steifigkeitsmaß analytisch mit der Theorie schubstarrer Balken bestimmt. BILD 6 zeigt die Berechnungsskizze des Flügelholms bestehend aus den beiden Gurten, dem Steg und dem Kernmaterial im Querschnitt.

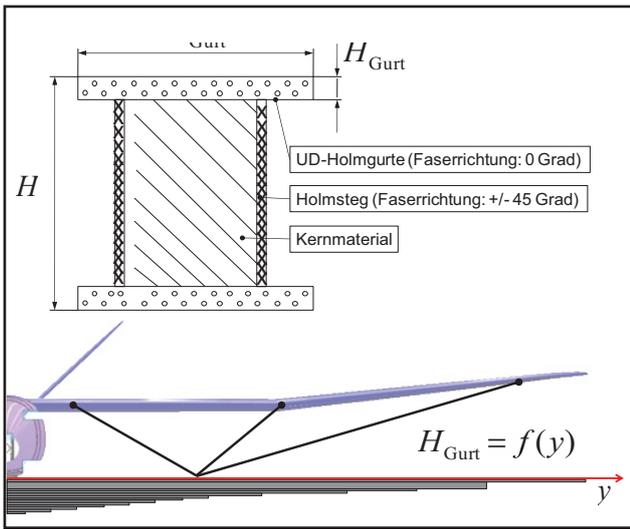


BILD 6. Berechnungsskizze des Flügelholms und des Holmgurt-Lagenaufbaus

Der obere und der untere Holmgurt bestehen aus Hochmodul-UD-Fasern aus CFK mit einer in Spannweitenrichtung y abnehmenden Lagendicke H_{Gurt} (BILD 6 unten). Die Breite des Holms B_{Gurt} bleibt in y -Richtung konstant, während die Gesamthöhe des Holms H zur Flügelspitze hin gemäß dem Profildickenverlauf abnimmt. Um anhand der bekannten Auftriebsverteilung auf die resultierende Durchsenkung des Tragflügels schließen zu können, muss eine abschnittsweise Bestimmung der Biegelinie durchgeführt werden. Die Integration der Biegeliniendifferentialgleichung

$$(1) \quad w''(y) = -\frac{M}{EI}$$

ergibt unter Auswertung der Randbedingungen für jeden Abschnitt eine infinitesimal kleine Durchsenkung

$$(2) \quad w_{Abschnitt,k} = \frac{1}{2} \cdot \frac{M_k}{E \cdot I_k} \cdot (y_{k+1} - y_k)^2 + \sum_{l=k=2}^i \frac{M_k}{E \cdot I_k} (y_{k+1} - y_k)^2.$$

Der zweite Term in Gleichung (2) beinhaltet die Übergangsbedingung zwischen zwei aufeinanderfolgenden Abschnitten des Holmgurtes. Er berücksichtigt, dass der Winkel $w'(y_k)$ am Ende eines Abschnitts a an der Stelle y_k derselbe ist wie der Startwinkel des folgenden Abschnitts b. Da der Winkel in der Einspannung (Flügelwurzel) definitionsgemäß Null ist, beginnt die Summation erst bei $k = 2$.

Das Flächenträgheitsmoment für einen Holmgurtquerschnitt an der Stelle k lautet nach BILD 6:

$$(3) \quad I_k = \frac{B_{Gurt}}{12} \left[H(y_k)^3 - \frac{\text{Subtraktion des Holmstegs}}{(H(y_k) - 2 \cdot H_{Gurt}(y_k))^3} \right]$$

Wie Gleichung zu entnehmen ist, findet der Holmsteg in der Biegelinienbestimmung keine direkte Berücksichtigung. Er unterbindet zusammen mit dem Stützmaterial in der Modellvorstellung jedoch eine Relativbewegung des oberen und des unteren Holmgurtes. Die Gleichung für die Biegelinie bzw. Durchsenkung w_{gesamt} an der Stelle i ergibt sich numerisch aus der Aufsummierung der abschnittswisen Durchsenkungen und lautet:

$$(4) \quad w_{gesamt,i} = \sum_{k=1}^i w_{Abschnitt,k}$$

Da es sich bei dem Versuchsträger um einen Prototypenbau handelt, deren Herstellungsgenauigkeiten erfahrungsgemäß größeren Schwankungen unterliegen, wurde für den Flügel als Verifizierung der Berechnungen ein Belastungstest durchgeführt. Hiermit sollte sowohl die Bruchfestigkeit unter Höchstbelastung nachgewiesen, als auch die prognostizierten Deformationen bestätigt werden. Gemäß der zu erwartenden Auftriebsverteilung bei maximalem Anstellwinkel und vorliegender Manövergeschwindigkeit wurden Gewichte auf dem umgekehrt montierten Flügel entlang des Holms verteilt. Um nicht zu dicht an die Belastungsgrenze heranzugehen, beschränkte sich der experimentelle Nachweis auf ein Lastvielfaches von 4,2 g.

Die Berechnungsergebnisse der Biegelinie sind in BILD 7 dem Belastungstest vergleichend gegenübergestellt. Dabei sind jeweils die Auslenkungen ausgehend vom nicht-belasteten Flügel dargestellt.

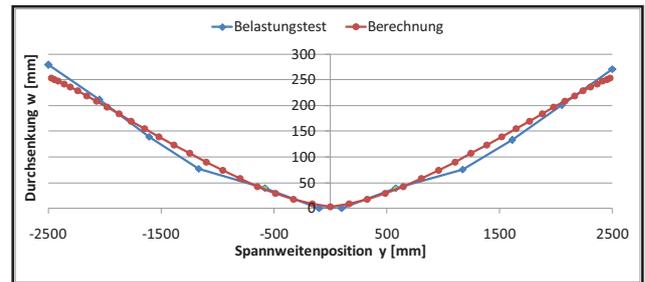


BILD 7. Berechnete (rot) und gemessene (blau) Durchbiegung des Tragflügels bei einem Lastvielfachen von 4,2 g

Die berechnete Gesamtdurchsenkung $w_{gesamt,MAX}$ an der Flügelspitze ist mit 254 mm bezogen auf die rechte Flügelhälfte um 17 mm und bezogen auf die linke um 25 mm kleiner. Die Abweichungen können mehrere Ursachen haben. Ungenauigkeiten im Herstellungsverfahren oder auch ein zu stark vereinfachtes Berechnungsmodell sind hier primär anzunehmen. Beim Belastungsversuch ist darüberhinaus die Verteilung der Gewichte mit Unsicherheiten in der y -Position behaftet, was auch eine Erklärung für die Asymmetrie der realen Biegelinie sein kann.

5.1.2. Rumpf

Neben der Auslegung des Flügels wurde die Dimensionierung der Rumpfstruktur durch einen weiteren Belastbarkeitsnachweis geprüft. Für die Berechnungen wurde der Rumpf in zwei Abschnitte aufgeteilt: Den Nutzlastbereich (vgl. BILD 3, A-C) und den Bereich des Rumpfmittelteils ab der Flügelvorderkante bis zur Heckspitze.

In [1] wird die numerische Berechnung des Nutzlastbereiches näher beschrieben. Im Folgenden werden die Berechnungsergebnisse der Finiten Elemente Methode gezeigt, um sie mit den Resultaten des Belastungstests vergleichen zu können. Es haben sich maximale Vergleichsspannungen von 85 N/mm² ergeben, womit eine ausreichende Reserve zur Festigkeitsgrenze von 130 N/mm² gegeben ist. Um eine beanspruchungsgerechte, leichte Rumpfstruktur zu konstruieren, werden deshalb die auftretenden, elastischen Deformationen als dimensionierende Größe herangezogen. BILD 8 zeigt das vereinfachte Ersatzmodell für die FEM Analyse mit den Angriffspunkten der Kräfte- und Momente und rechts davon die flächige Ausgabe der resultierenden Verschiebungsvektoren. Die maximalen vertikalen Durchsenkungen $w_{max,Träger}$ belaufen sich bei einem Lastvielfachen von 5 g auf unter 2 mm,

was konstruktiv beispielsweise durch geeignete Passungen bei der Montage der abnehmbaren Hauben berücksichtigt wird. Es ist jedoch nicht zu erwarten, dass diese elastischen Verformungen die Sicherheit des Flugbetriebs gefährden.

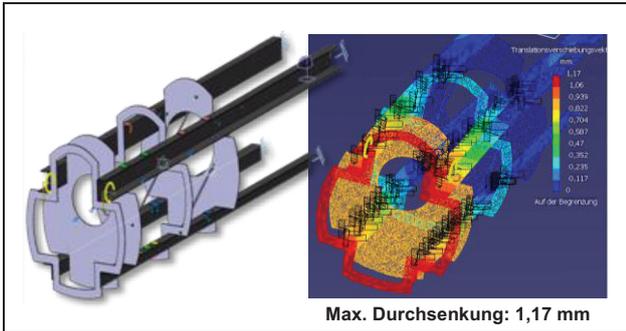


BILD 8. Links: Ersatzmodell der vorderen Rumpfstuktur
Rechts: Flächige Darstellung der Verformungen
Quelle: [1]

Der Rumpfmittelteil vom Ort des Flügels bis zum Heckausleger unterliegt ebenfalls größeren Beanspruchungen, ist jedoch, abgesehen von den Kräfteinleitungspunkten des Flügels in die Rumpfstuktur, ausreichend genau mit analytischen Methoden zu beschreiben. Das Konzept zum Wiederaufladen der Flugakkus sieht vor, dass diese nach der Landung zusammen mit dem gesamten Antriebsstrang als eine Einheit nach hinten aus dem Heckausleger herausgezogen werden und durch einen neuen getauscht werden kann (BILD 9).

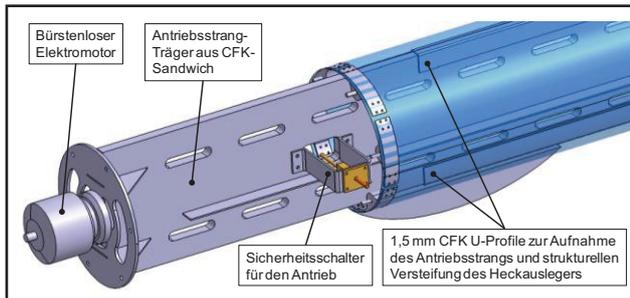


BILD 9. Konzept zum schnellen Austauschen des Antriebsstrangs nach der Landung

Die Berechnungsskizze in BILD 10 zeigt das Modell zur Dimensionierung der Heckauslegerstruktur, sowie einen Schnitt des Antriebsstrang-Trägers, der zwischen zwei U-Profilen in der Rumpfröhre des Heckauslegers geführt wird. Es wird ein Lastvielfaches von 5 g als Maximallast angenommen. Die Hauptlasten resultieren dabei aus dem an der Heckspitze montierten Motor und dem maximal am Leitwerk erzeugten Abtrieb, den Batterien, dem Strukturgewicht des Leitwerks, sowie dem Eigengewicht des Auslegers.

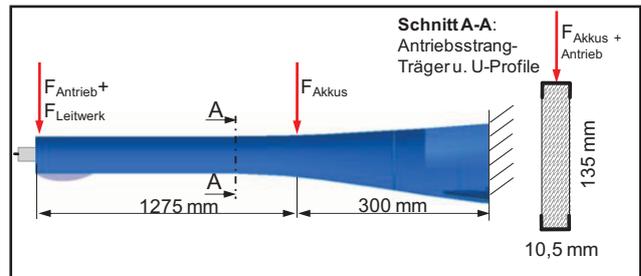


BILD 10. Berechnungsmodell des Heckauslegers

Unter der Annahme, dass allein die in der Schnittansicht in BILD 10 skizzierten U-Profile die Lasten aufnehmen und die Rumpfröhre als stützendes Element vernachlässigt wird, ergeben sich die auftretenden Biegespannungen zu:

$$(5) \quad \sigma_{b,max} = \frac{M_b}{W_b} \approx 156 \frac{N}{mm^2}$$

Damit liegen sie eine Größenordnung unter der Materialgrenze von 1200 N/mm², der Ersatzspannung für den Laminataufbau der U-Profile aus CFK. Die zu erwartende Absenkung w_{max} berechnet sich nach der Biegelinientheorie für schubstarre Balken:

$$(6) \quad w_{max,Heckausleger} = \frac{F \cdot l^3}{3EI} \approx 12 \text{ mm}$$

Die durchgeführten Modellreduktionen erscheinen für erste Dimensionierungszwecke legitim. Der Vergleich mit dem Belastbarkeitsnachweis des Heckauslegers ergibt jedoch kaum messbare Durchsenkungen. Die zusätzliche Stützwirkung der Rumpfröhre ist also signifikant.

5.1.3. Fahrwerk

Das Fahrwerk ist eines der am höchsten beanspruchten Baugruppen eines Flugzeugs. Das Einbeinfahrwerk des Versuchsträgers ist in BILD 11 dargestellt. Der Fahrwerksrahmen ist vorne über zwei Elastomere und hinten über einen Öldruckdämpfer an die Struktur angebunden. So können Landungen mit Driftwinkeln strukturell besser aufgefangen werden. Der maximal ertragbare Landestoß $F_{L/G}$ soll das 1,7-fache des maximalen Abfluggewichts plus eines Sicherheitsaufschlags von 20% betragen. Die Verteilung der Fahrwerkslasten ergibt sich aus dem Momentgleichgewicht um die Reifenachse:

$$(7) \quad \sum F_z = 0 = F_1 + F_2 - F_{L/G}$$

$$(8) \quad \sum M_{y,L/G} = 0 = F_1 \cdot (-l_1) + F_2 \cdot l_2$$

$$\stackrel{(7),(8)}{\iff} F_1 \approx 250 \text{ N} , F_2 \approx 350 \text{ N}$$

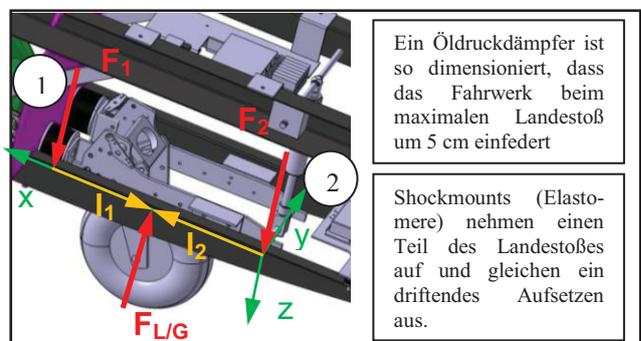


BILD 11. Lasten des einziehbaren Einbeinfahrwerks

Die Lasten $F_{1,2}$ werden zur Auslegung der Elastomere sowie zur Auswahl und der Befüllung des Öldruckdäm-

pfers herangezogen. Der Kolben soll bei dieser Maximallast einen Einfederweg von 5 cm nicht überschreiten, damit stets eine ausreichende Bodenfreiheit gewährleistet ist.

5.2. Leistungsrechnung

5.2.1. Startwinde

Der Versuchsträger wird antriebslos mit einer Seilwinde gestartet und auf eine sichere Höhe gebracht. Anschließend klinkt das Startseil aus und das Flugzeug aktiviert seinen eigenen Antrieb für den weiteren Steigflug. Die Länge der Startrollstrecke ist somit von der Windenleistung abhängig. Es wurde eine Winde ausgewählt, die laut Herstellerangaben eine Zugkraft von mindestens 300 N über einen großen Betriebsbereich gewährleistet. Durch numerisches Lösen der Startroll-Differentialgleichung wird bestimmt, ob das Flugzeug innerhalb der zur Verfügung stehenden Rollstrecke von $s = 150$ m mit dem gewählten Windentyp abhebt. Die Aufstellung des Gleichungssystems erfolgt auf Grundlage der folgenden Skizze:

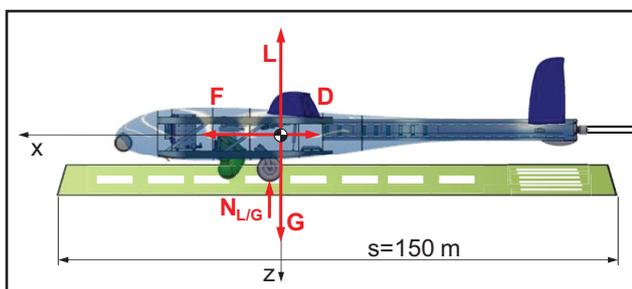


BILD 12. Kräfte während des Rollens am Boden

Die Kräfte in x-Richtung sind die Seilkraft der Winde F , die Luftwiderstandskraft D sowie eine Rollreibungskraft $\mu_R \cdot N_{L/G}$ in negative x-Richtung. In z-Richtung wirkt die Auftriebskraft L , die Normalkraft des Fahrwerks $N_{L/G}$ und die Gewichtskraft G . Vereinfachend werden folgende Annahmen getroffen:

- Alle Kräfte greifen im Schwerpunkt an
- Die Fahrwerksnormalkraft greift im Schwerpunkt an
- Der Anstellwinkel ändert sich während des Startlaufes nicht
- Das Flugzeug hebt bei $V_{LO} \text{ (Lift off)} = V_{Stall} \cdot 1.2 \approx 18$ m/s ab

Die x- und die z-Kraftgleichung lauten demnach:

$$(9) \quad \sum_{Fx} = m \cdot \ddot{x} = F - D - \mu_R \cdot (N_{L/G})$$

$$(10) \quad \sum_{Fz} = m \cdot \ddot{z} = L - G + N_{L/G} = 0 \Leftrightarrow N_{L/G} = G - L$$

$$(11) \quad \stackrel{(9),(10)}{\Leftrightarrow} m \cdot \ddot{x} = F - D - \mu_R \cdot (G - L)$$

Der Ausdruck (11) ist numerisch zu lösen und nach Geschwindigkeit und Weg auszuwerten. Dabei ist aus der Gleichung zu erkennen, dass die Rollreibungskraft realitätsnah stetig mit wachsendem Auftrieb abnimmt. Der Rollreibungsbeiwert μ_R für das verwendete Fahrwerk (Reifendurchmesser: 160 mm) auf Gras war zunächst unbekannt und wurde anhand desselben Differentialgleichungssystems rekursiv aus den Zeitschrieben eines vergleichbaren Versuchsträgers zu $\mu_R = 0,275$ ermittelt.

Es ergibt sich eine errechnete Rollstrecke von 16 Metern mit einem Sicherheitsaufschlag von 20%. BILD 13 zeigt den Zeitschrieb des Startvorgangs vom Erstflug: Ab einer

Entfernung von etwa 17 Metern von der Startposition deutet die Höhenmessung darauf hin, dass das Flugzeug abgehoben ist und sich im Steigflug befindet. Die Berechnung ist somit optimistisch, liegt jedoch mit -6% bemerkenswert nah an der Realität. Beim Erstflug mit einer reduzierten Abflugmasse von $m_{TO} = 22,3$ kg wird somit lediglich 11% der im regulären Flugbetrieb zur Verfügung stehenden Rollstrecke von 150 Metern benötigt. Mit der maximalen Abflugmasse von $m_{MTOW} = 30$ kg ergibt die Lösung der Startroll-Differentialgleichung eine zu erwartende Rollstrecke von 23 Metern an, was einer Bahnausnutzung von 15% entspricht.

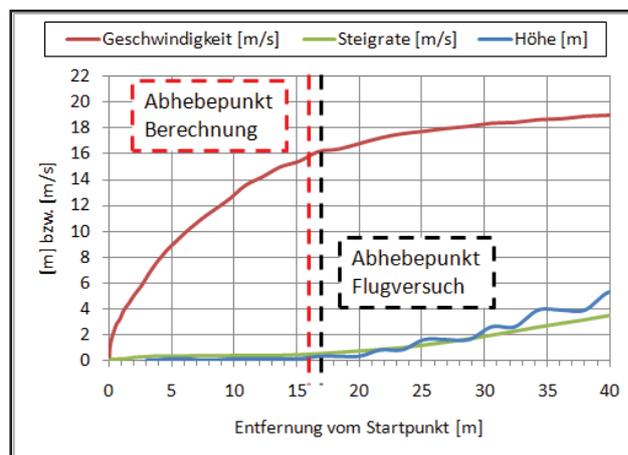


BILD 13. Messschrieb von der Rollstrecke bis zum Abhebezeitpunkt des Erstfluges

5.2.2. Antriebsstrang

Die Dimensionierung des Antriebsstrangs erfolgte gemäß dem in BILD 2 dargestellten Flugprofil, wobei das erforderliche Steigvermögen von $w = 0.7$ m/s für die Erfüllung der Missionsanforderungen aus Sicherheitsgründen auf $w = 3$ m/s heraufgesetzt wurde, um beim Durchstarten größere Reserven vorzuhalten. Weiterhin soll davon ausgegangen werden, dass der Steigvorgang mit Reisefluggeschwindigkeit $v_{climb} = 19$ m/s und bei einem Widerstandsbeiwert von $C_D = 0.058$ durchgeführt wird. Der Widerstand ergibt mit der Flügelspannweite von $S = 1,55$ m² bei einer mittleren Luftdichte $\rho = 1,13$ kg/m³

$$(12) \quad D_{climb} = C_{D,climb} \cdot \frac{\rho}{2} v_{climb}^2 \cdot S \approx 18 \text{ N.}$$

Die erforderliche elektrische Steigleistung $P_{erf.}$ ergibt sich aus einer Bilanzierung der aufzubringenden Leistung zur Überwindung des Widerstandes $D_{climb} \cdot v_{climb}$ und der aufzubringenden Leistung für den Höhenzuwachs $m_{TO} \cdot g \cdot w$:

$$(13) \quad P_{erf.} = \frac{(D_{climb} \cdot v_{climb} - (m_{TO} \cdot g \cdot w))}{\eta_{Antriebsstrang}} \approx 2050 \text{ W}$$

Mit dem Gesamtwirkungsgrad des Antriebsstrangs $\eta_{Antriebsstrang} = 0,6$ ist für den Steigflug eine elektrische Leistung von 2000 W erforderlich. Der folgende Zeitschrieb (BILD 14) des Erstfluges zeigt den Verlauf der Motortemperatur und der abgegebenen elektrischen Leistung. Es zeigt sich, dass der gewählte Antrieb Leistungen jenseits von 2000 W bei moderaten Kerntemperaturen aufbringen kann. Die maximal über einen längeren Zeitraum gemessene Steigrate liegt im Zeitschrieb zwischen Sekunde 300 und 400 bei einem Wert von mehr als 5 m/s. Damit sind die Anforderungen an den Steigflug für eine

Startmasse von $m_{T0} = 22,3$ kg für die Erstflugkonfiguration erfüllt.

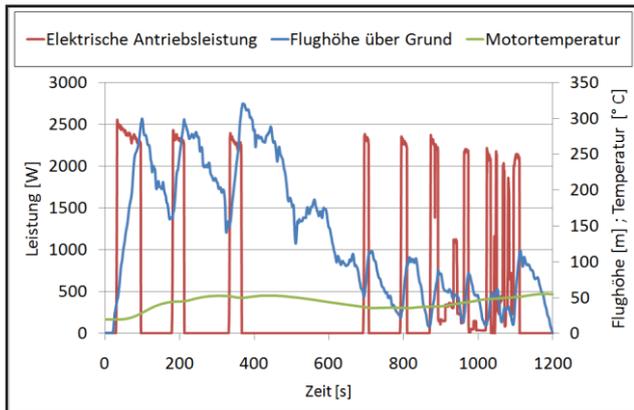


BILD 14. Zeitschrieb der Motortemperatur und Leistung vor dem Vertikalprofil des Erstflugs

Quelle: [2]

5.3. EMV- und Reichweitentest

Besonders bei kleineren unbemannten Konfigurationen (<100 kg MTOW), die sich gewöhnlich durch eine hohe Elektronikdichte auszeichnen, spielt die elektromagnetische Verträglichkeit bei jedem Entwicklungsprojekt eine Rolle. Die bis vor kurzem noch häufig für die manuelle Backup-Steuerung zum Einsatz gekommene 35 MHz-Sendetechnik aus dem RC-Flugmodellbau zeigte oft nur wenig Robustheit gegenüber den in unmittelbarer Nähe betriebenen Flugsteuerungsrechnern. Deren Prozessortaktfrequenz ist häufig eine harmonische des Sendekanals und interferiert mit diesem. Neben den Transistoren der Rechner ist oft auch deren Spannungsversorgung als potentielle Störquelle anzusehen, sofern diese nach dem Schaltnetzteil- oder Transformatorprinzip arbeitet. Werden größere Leistungen benötigt, so werden diese Wandler-Typen aufgrund ihres hohen Wirkungsgrades meist bevorzugt. Linearregler besitzen keinen periodisch schaltenden oder wechselrichtenden Bauteile, sondern fungieren wie ein geregelter Widerstand, mit ebenso hohen Verlustleistungen. Wird die Ausrüstung der unbemannten Flugzeuge komplexer, so kommen zur essentiellen Backup-Steuerung noch weitere, oft bidirektional und breitbandig arbeitende Datenlinks hinzu. Der hier vorgestellte Versuchsträger verfügt neben den drei Empfängern für die Backup-Steuerung (sechs 2,4 GHz-Antennen) über folgende weitere Datenlinks:

- 3 GPS-Antennen
- 1 Antenne für den C2 *Command & Control Data Link*
- 1 Antenne für den Breitbanddatenlink

An dem nur 3 Meter langen Rumpf des Versuchsträgers sind demnach 11 Antennen angebracht, von denen 8 permanent senden sollen. Durch den Einsatz der heute üblichen 2,4 GHz-Sendetechnik mit Frequenzhopping und 2-Kanaltechnik fallen Störungen in vielen Fällen geringer aus. Ein Nachteil des 2,4-GHz-Frequenzbandes ist in der lichtähnlichen Ausbreitungscharakteristik der Wellen zu sehen. So vermindern selbst dünnwandige Hindernisse in der direkten Sichtverbindung von Sender und Empfänger die Signalamplitude erheblich. Eine gleichzeitige Abschattung aller sechs um den Rumpf verteilten Empfängerantennen ist jedoch unmöglich.

Da für die Entwicklung kein EMV-Labor zur Verfügung stand, ist im Rahmen des Entwurfs ein Gesamtfunktions-test vorbereitet worden. Da die Flugzelle zu diesem Zeitpunkt natürlich noch nicht zur Verfügung stand, ist ein Holz-Mockup im Maßstab 1:1 errichtet worden, an dem alle elektrischen Bauteile geometrisch ähnlich zum späteren Flugzeug angeordnet werden können.

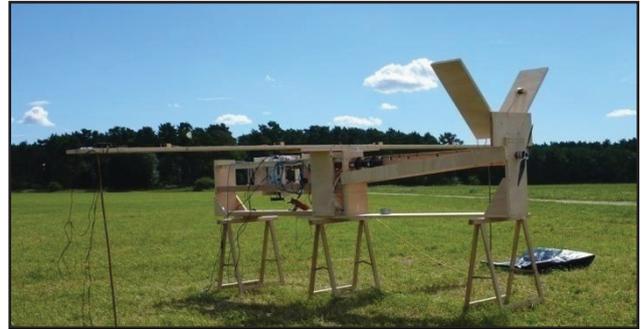


BILD 15. Mit der gesamten elektrischen Ausrüstung bestücktes Holz-Mockup (Maßstab 1:1) für den EMV- und den Reichweitentest

Die Reichweitentests belegten für die Entwurfsmission ausreichende Resultate, was die sicherheitskritischen Komponenten angeht. Es zeigte sich jedoch, dass eine im Nutzlastbereich unterzubringende GPS-Antenne bei eingeschalteten Nutzlastsystemen kein GPS Empfang mehr aufwies. Die betreffende Antenne wurde daraufhin in eine Mulde auf dem Heckausleger platziert, wo sie fehlerfrei arbeitete. Erst nachdem der EMV- und Reichweitentest erfolgreich beendet worden ist, wurde auf Grundlage dieser Erkenntnisse mit dem Bau des Flugzeugrumpfes begonnen.

6. ERGEBNISSE DER VALIDIERUNGSPHASE UND DES ERSTFLUGS

Die Validierungsversuche haben die Auslegungsrechnungen für die Flugleistungen in ihrer hohen Genauigkeit bestätigt. Die Auswahl der Startwinde als auch die Auslegung des Antriebsstrangs führten zu einem ausgewogenen Flugverhalten. Die Forderungen an den Steigflug wurden für das reduzierte Abfluggewicht des Erstfluges erfüllt. Es bleibt noch zu zeigen, dass auch bei der maximalen Abflugmasse das Steigvermögen oberhalb der geforderten 3 m/s liegt. Im Rahmen der nächsten Flugvorhaben wird die geforderte Höchstflugdauer nachgewiesen. Die Startwinde hat eine deutliche Überschussleistung. Gerade diese Reserve sorgt dafür, dass die Steuerflächen des Versuchsträgers nach nur wenigen zehntel Sekunden aerodynamisch wirksam werden und einen kontrollierten Startvorgang ermöglichen.

Bei der Auslegung der Flügelstruktur und des Rumpfes wurden zur Modellierung zum Teil Vereinfachungen getroffen, um den Rechenaufwand überschaubar und für den Vorentwurf praktikabel zu halten. Weiterhin sind die Kraftflüsse bei Faserverbundwerkstoffen komplexer Bauteile schwer zu erfassen. Die Durchsenkungen des Flügels fallen in der Realität zwar etwas größer aus als in der Berechnung. Berücksichtigt man jedoch den geringen Detailgrad der Modellierung, so sind Fehler von maximal 10% für eine erste Abschätzung akzeptabel.

Die Rumpfstruktur scheint zunächst überdimensioniert. Das zeigen sowohl die Berechnungsergebnisse als auch der Belastungstest. Es sprechen neben der Festigkeit und

der Steifigkeit jedoch oft noch andere Gründe für eine sich in gewissen Grenzen bewegende Überdimensionierung. So ist das Kragträgersystem des Nutzlastbereiches schon deshalb etwa massiver ausgelegt, damit die Einzelprofile mit einem großen UD-Faseranteil durch Stöße oder zu festes Anziehen der Schrauben im rauen Versuchsalldag keinen Schaden nehmen. Der Heckausleger besteht aus einer dünnwandigen Rumpfröhre (Wandstärke: ca. 1 mm), die durch zwei U-Profile verstärkt wird. Die U-Profile dienen im Nominalfall der Aufnahme des Antriebsstrang-Trägers. Es wurde jedoch gezeigt, dass alleine die U-Profile bereits die gesamte Last des Heckauslegers tragen können. Eine gewisse Mindeststärke sollte die Außenhaut des Rumpfes jedoch bereits für den Transport aufweisen, um ein Einknicken des Laminats zu vermeiden.

Die gezeigten vereinfachten Rechenverfahren anhand einer analytischen Biegelinienbestimmung sind somit für Teile des Flügels und des Rumpfes anwendbar und aussagekräftig. Für die Nachweisführung sollten sie jedoch mit einem Sicherheitsfaktor versehen und das jeweilige Bauteil im Nachhinein durch ein möglichst realitätsnahes Experiment mit den Anforderungsgrenzen validiert werden.

Bei EMV-Tests von kleineren unbemannten Flugzeugen zeigen sich in vielen Fällen Probleme, die oft auch die manuelle Flugsteuerung betreffen. Da diese sicherheitskritisch ist und von allen Funktionen die höchste Verfügbarkeit und Ausfallsicherheit aufweisen muss, ist hier auftretenden Defiziten mit höchster Priorität nachzugehen. Mit Einführung der 2,4 GHz-Technik für Fernsteuerungen ist die Störanfälligkeit des RC-Zweiges deutlich gesunken. Auch im Fall dieses Versuchsträgers ergaben die EMV- und Reichweitentests keine merklichen Störungen oder Reichweitenverminderungen, was die manuelle Backup-Steuerung betrifft. Dennoch lieferte der EMV-Test wichtige Erkenntnisse über mögliche Positionierungen der störanfälligen GPS-Antennen. Die notwendigen Modifikationen an der Flugzeugzelle konnten durch den vorgezogenen Test somit noch in den Detailentwurf und somit in die Fertigung einfließen.

Die Erprobungsflüge sind nach den Integrationstests ein zusammenfassender Indikator für den Erfolg eines Flugzeugentwurfs. Schließlich zeigen sie, ob das Flugzeug als Gesamtsystem dem Anforderungskatalog genügt. Die Festigkeit der Zelle und ausgewählte Aspekte der Flugleistungen wurden in diesem Manuskript vergleichend mit den Auslegungsrechnungen gegenübergestellt. Während der Flugvorbereitung für den Erstflug sind bereits die ersten Erfahrungen über den Transport, die Montage und die Bedienbarkeit gesammelt worden. Die Flugeigenschaften, wurden vom Sicherheitspiloten bewertet und ebenfalls als gutmütig beurteilt.

Der Erstflug fand am 5. April 2011 mit Erfolg statt.

7. AUSBLICK

Als nächster Schritt sind im Rahmen der Implementierung des Flugreglers weitere manuelle Flüge geplant. Hierbei sollen die Steuersignale jedoch im Gegensatz zum Erstflug den Flugsteuerungsrechner passieren, um von dort aus eins zu eins an die Aktuatorik weitergegeben zu werden. Damit hat der Flugsteuerungsrechner zum ersten Mal volle Autorität über alle Stellglieder des Versuchsträgers, jedoch ohne Autopilotenfunktionalität. Die Parameterflüge für die Identifizierung der aerodynamischen Derivativa schließen sich daran an. Der erste automatische Flug ist

noch im Laufe dieses Jahres geplant. Erste Anwendungen des Versuchsträgers werden neben Tests neuartiger Avioniksysteme die Integration und der Flug mit einer Wasserstoff-Brennstoffzelle sowie aeroakustische Vermessungen sein.

Referenzen

- [1] Paulus, D., Speck, S., Schömann, J., Rößler, C. and Hornung, M., "Aircraft Design of an Endurance UAV Platform for Multiple Mission Requirements", AIAC14 Fourteenth Australian International Aerospace Congress, Melbourne, 2011.
- [2] Schömann, J., Speck, S., Paulus, D., Rößler, C., Hornung, M., „Innovative Electric Propulsion Integration for a Small Unmanned Systems Test Bed“, UAS2011, Paris, 2011