

PB-Nr. FST-PB-2024-397

Abschlussbericht

für den Berichtszeitraum 01.03.2020 – 31.12.2023

zum Vorhaben

INTELWI

(Gesamtkonzepte für Betätigungssysteme dynamischer Steuerflächen zur Reduktion von Lasten an einem intelligenten Flügel)

| | |
|------------------------|---|
| Zuwendungsempfänger | Technische Universität Hamburg |
| Förderkennzeichen | 20A1903K |
| Erstellungsdatum | 10.06.2024 |
| Laufzeit des Vorhabens | 01.03.2020 – 31.12.2023 |
| Berichtersteller | Lars-Hendrik Lemke, M.Sc. Prof. Dr.-Ing. Frank Thielecke |

Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

Inhaltsverzeichnis

| | | |
|----|---|----|
| 1. | Technischer Bericht..... | 5 |
| | 1.1... Wissenschaftlich/technische Ergebnisse..... | 5 |
| | 1.1.1. SAP 2.1.1.2 Gesamtkonzept für Betätigungssysteme | 5 |
| | 1.1.2. SAP 2.3.1.4: Intelligente Betätigungssysteme | 12 |
| 2. | Anhang..... | 18 |
| | 2.1... Veröffentlichungen, Vorträge..... | 18 |
| 3. | Abbildungsverzeichnis..... | 19 |
| 4. | Tabellenverzeichnis..... | 19 |
| 5. | Literaturverzeichnis | 20 |

1. Technischer Bericht

Im Folgenden werden die im Rahmen des Forschungsvorhabens „*Gesamtkonzepte für Betätigungssysteme dynamischer Steuerflächen zur Reduktion von Lasten an einem intelligenten Flügel (INTELWI)*“ durchgeführten Arbeiten am Institut für Flugzeug-Systemtechnik (FST) der Technischen Universität Hamburg (TUHH) vorgestellt. Die Arbeitsanteile der TUHH im Gesamtverbund liegen im Rahmen von HAP 2 „*Intelligente Flügeltechnologien*“ in SAP 2.1.1 „*Optimierte Steuerflächenkonzepte*“ und in SAP 2.3.1 „*Multifunktionales Flugsteuerungssystem*“. Die Ergebnisdarstellung erfolgt entsprechend der Reihenfolge in der jeweiligen Prozesskette der Arbeitspakete, dargestellt in **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** bzw. **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.**

1.1. Wissenschaftlich/technische Ergebnisse

Die wissenschaftlichen und technischen Ergebnisse der TU Hamburg werden im Folgenden für die zwei Subarbeitspakete SAP 2.1.1.2 und SAP 2.3.1.4 dargestellt.

1.1.1. SAP 2.1.1.2 Gesamtkonzept für Betätigungssysteme

In diesem Subarbeitspaket wurde zusammen mit dem Institut für Gasdynamik der Universität Stuttgart und dem Institut für Strömungsmechanik der Technischen Universität Braunschweig eine multidisziplinäre Bewertung von dynamischen Steuerflächen zur Lastminderung durchgeführt. Da zu Beginn des Projekts die INTELWI-Referenzkonfiguration noch nicht verfügbar war, wurden diese Arbeiten anhand der für den Uni-Verbund verfügbaren LEISA-Konfiguration des DLR durchgeführt. Die LEISA Konfiguration ist eine Konfiguration eines typischen Kurz- und Mittelstreckenflugzeugs, welche ursprünglich im DLR Projekt LEISA erstellt und im Rahmen der Arbeiten in INTELWI modifiziert wurde. Die Modifikationen bestehen hierbei aus dem Hinzufügen von schnell aktuierten Steuerflächen, sog. Tabs, in den Landeklappen an der Flügelhinterkante sowie dem Austausch der Slat an der Flügelvorderkante durch ebenfalls schnell bewegliche Klappnasen (Droop Nose). Das modifizierte Flügellayout ist in Abbildung 1 dargestellt und im Bericht [3] detailliert beschrieben. Die Tabs an der Flügelhinterkante sollen hierbei für die dynamische Kontrolle des Gesamtauftriebs und dessen spannweite Verteilung und somit zur Kontrolle des Flügelbiegemoments verwendet werden. Sowohl durch Windböen, als auch durch die Lastminderungsaktivität der Hinterkantenklappen kann das Torsionsmoment des Flügels stark ansteigen. Um auch das Torsionsmoment kontrollieren zu können, werden die schnell beweglichen Klappnasen verwendet.

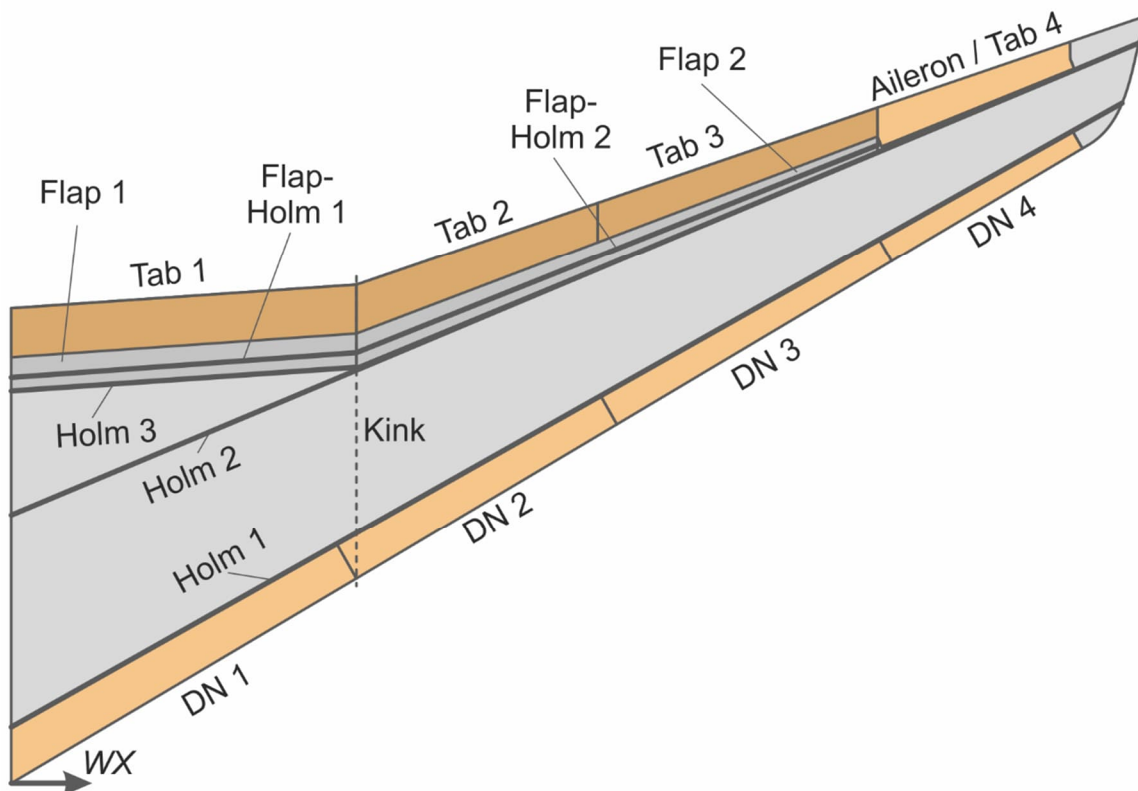


Abbildung 1: Für INTELWI Modifizierte LEISA Konfiguration

In einer ersten Phase wurde ein Vorentwurf für des Betätigungssystems für das durch die Arbeitspaketpartner ermittelte aerodynamische Optimum der Stellraten und maximalen Ausschlagwinkel der Tabs und Droop Nose zur Lastminderung durchgeführt. Dadurch kann eine obere Grenze des systemtechnischen Aufwands hinsichtlich Zusatzmassen, Leistungsbedarf und Komplexität für ein rein aerodynamisch optimiertes Lastminderungssystem abgeschätzt werden.

Da bereits im Vorfeld zu erkennen war, dass ein Betätigungssystem für ein rein aerodynamisch optimiertes Lastminderungssystem zu extrem hohen Systemmassen und Leistungsbedarfen sowie zu massiven Bauraumproblemen führen kann, wurde eine zweite Phase geplant, in der die detaillierteren Erkenntnisse aus dem Systementwurf der ersten Phase genutzt werden, um einen multidisziplinären Vorentwurf des Lastminderungssystems durchzuführen. Zudem wurde in der zweiten Phase eine umfassende modellbasierte Bewertung des Lastminderungssystems durchgeführt. Hierfür wurde eine flugdynamische Modellierung des LEISA-Flugzeugs erstellt, welche eine realistische Simulation von Böendurchflügen und Manövern darstellen soll. Die Ergebnisse beider Phasen werden im Folgenden beschrieben.

Phase 1: Aerodynamisch optimierter Vorentwurf

Startpunkt der Arbeiten an dem aerodynamisch optimierten Systemvorentwurf bildete eine Anforderungsanalyse. Diese beinhalteten insbesondere die Analyse des verfügbaren Bauraums, der erforderlichen Klappengeschwindigkeiten und -Lasten sowie die erforderliche Zuverlässigkeit des Gesamtsystems. Als zentrale Herausforderungen stellten sich hierbei die folgenden Anforderungen heraus:

- Integration der Aktuatorik in die bewegliche Landeklappen an der Hinterkante, dargestellt in Abbildung 2

- Integration der Aktuatorik in den sehr begrenzten Bauraum zwischen Holm und Droop-Nose an der Vorderkante, dargestellt in Abbildung 3
- Stellraten von bis zu $250 \text{ }^\circ/\text{s}$
- Klappenlasten bis zu 54000 Nm an der Droop Nose und 6800 Nm an der Hinterkante

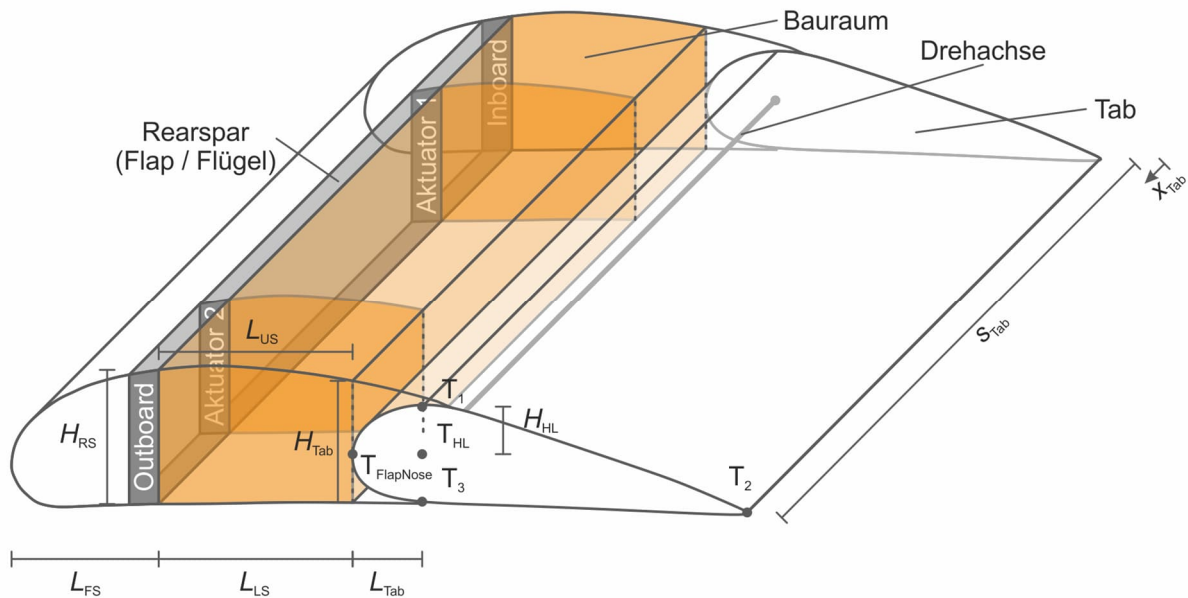


Abbildung 2: Schematische Darstellung des Bauraums an der Hinterkante

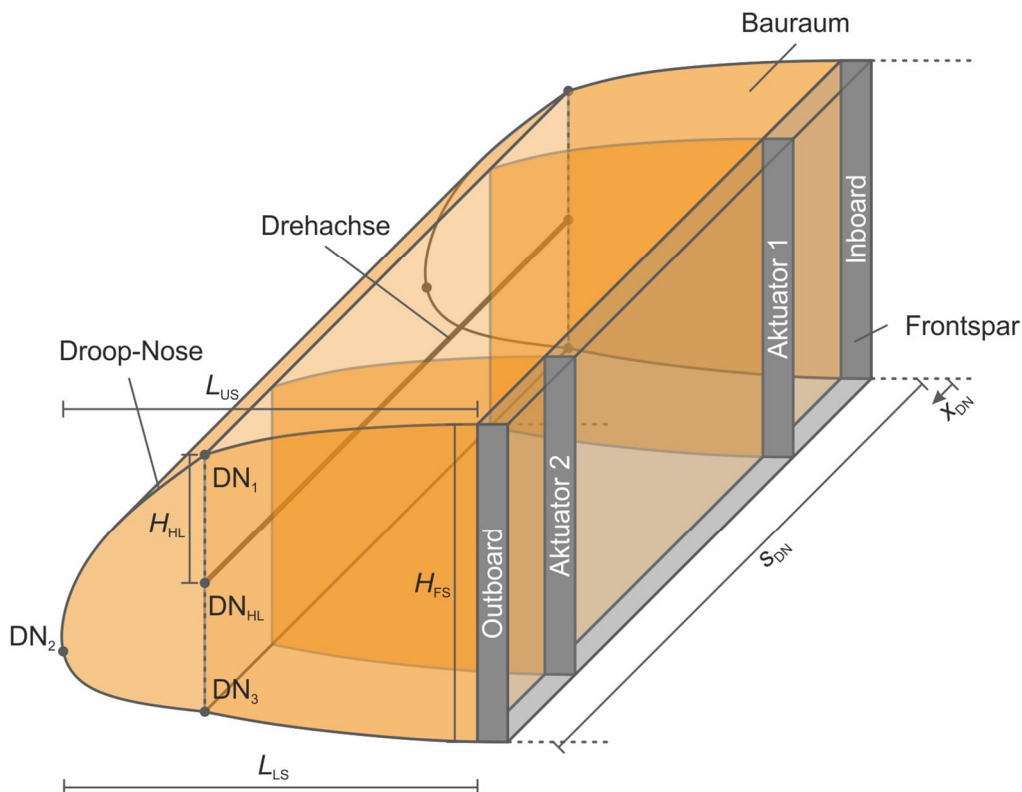


Abbildung 3: Schematische Darstellung des Bauraums an der Vorderkante

Um sinnvolle Betätigungslösungen zu erstellen, welche alle Anforderungen bestmöglich erfüllen, und anschließend vergleichen und bewerten zu können, wurde ein Vorauslegungs-Tool basierend auf physikalischen Berechnungen und einem genetischen Optimierer aufgebaut. Hierbei können verschiedene Aktuator-Typen und Kinematik-Ansätze untersucht werden. Speziell wurde ein Vergleich der folgenden Aktuator-Typen durchgeführt:

- Elektromechanischer Aktuator (EMA)
- Elektrohydraulischer Aktuator (EHA)
- Rotatorisch elektromechanischer Aktuator (RotEMA)

Die Beschränkung auf elektrisch versorgte Aktuatoren ist dabei auf die Platzierung des Aktuators in der beweglichen Landeklappe und der damit verbundenen erforderlichen Verlegung der Leistungsversorgung zurückzuführen. In Abbildung 4 ist eine beispielhafte Anordnung solch einer Leistungsversorgung dargestellt. Eine derart bewegliche Leistungsversorgung ist durch elektrische Kabel deutlich einfacher und robuster zu realisieren, als mit vergleichbaren Hydraulikleitungen.

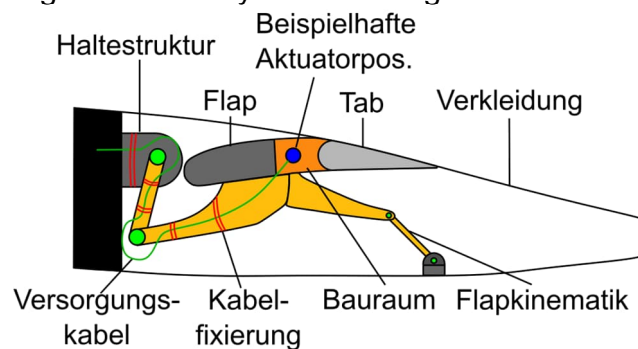


Abbildung 4: Beispielhafte Kabelanordnung zur Versorgung der Tab-Aktuatorik. Flapkinematik nach [2]

In Abhängigkeit der Aktuatorlösung wurden die folgenden Kinematiken untersucht:

- Hebelkinematik (Abbildung 5, rechts oben)
- Viergelenkkette (Abbildung 5, rechts mitte)
- Direktantrieb mit Motor an der Scharnierlinie (Abbildung 5, rechts unten)
- Scherenkinematik mit integrierter Aktuatorik (Abbildung 5, links oben)
- Scherenkinematik mit externer Aktuatorik (Abbildung 5, links unten)

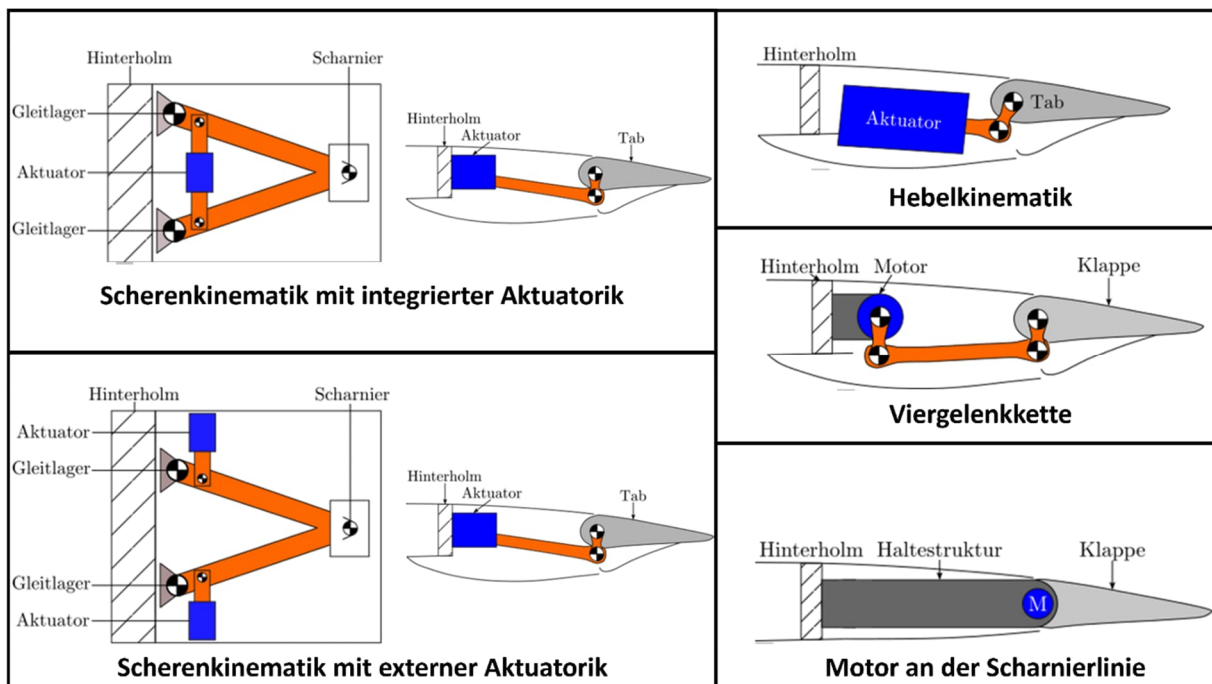


Abbildung 5: Schematische Darstellung der Kinematiklösungen

Die Ergebnisse der optimierten Vorauslegung sind in [4] detailliert beschrieben. Die Anforderung des Bauraums wurde hierbei als Kostenfunktion in der Optimierung betrachtet, sodass leichte Verletzungen möglich sind. Hintergrund hierfür ist, dass für einzelne Klappen sonst teilweise keine Lösung gefunden werden kann und eine Überschreitung durch eine zusätzliche Verkleidung technisch sinnvoll machbar ist. Ein spezieller Fall bildet hierbei die Droop Nose: in keinem Szenario war es möglich, die Aktuatorik und die Kinematik in den Bauraum vor dem vorderen Flügelholm zu integrieren, sodass eine zusätzliche Nutzung des Bauraums hinter dem Holm notwendig ist.

Als beste Betätigungslösung wurde die Verwendung von rotatorischen elektromechanischen Aktuatoren mit Viergelenkkette als Kinematik ermittelt. Diese Kombination bietet den besten Kompromiss aus Integrierbarkeit in den Bauraum, Gesamtgewicht und Leistungsbedarf. Insgesamt wurde für das aerodynamisch optimierte Lastminderungssystem eine zusätzliche Masse von ca. 920 kg und eine erforderliche Leistung von ca. 290 kW für die kritische Windböe ermittelt. Hierbei ist das Vorderkantensystem mit einer Zusatzmasse von ca. 710 kg und einem Leistungsbedarf von ca. 250 kW der primäre Treiber. Das aerodynamisch optimierte Lastminderungssystem an der Hinterkante dagegen erzeugt nur eine Zusatzmasse von etwa 220 kg und erfordert eine Leistung von etwa 40 kW in der kritischen Windböe und ist somit systemtechnisch sinnvoll realisierbar.

Insgesamt konnte durch diese Vorauslegungen gezeigt werden, dass es realistisch ist, ein Betätigungssystem zu erstellen, welches die Anforderungen an die Steuerflächen der Hinterkante für ein aerodynamisch optimiertes Lastminderungssystem erfüllt und dabei in den vorhandenen Bauraum in der beweglichen Landeklappen zu integrieren ist. Die Umsetzung eines Betätigungssystem für die aerodynamisch optimierte Nutzung der Droop Nose Klappen dagegen ist unter den weiteren Randbedingungen nicht möglich. Der Bauraum an der Vorderkante ist für ein solches System zu begrenzt, sodass ein weiterer Bauraum hinter dem Holm für den Aktuator notwendig ist. Zudem

werden durch die sehr großen aerodynamischen Lasten bei gleichzeitig extrem hohen Stellraten unrealistisch hohe Leistungen benötigt. Durch plötzlich auftretende Windböen und damit eine sprunghafte Anforderung dieser extremen Leistungen, ist ein solches System nicht in vollem Umfang realisierbar. Daher wurden in der zweiten Phase die Erkenntnisse dieser Vorauslegungen und der systemtechnischen Randbedingungen in den aerodynamischen Auslegungsprozess zurückgespiegelt und ein multidisziplinär optimierter Vorentwurf für das Betätigungssystem gesucht.

Phase 2: Multidisziplinär optimierter Vorentwurf

Ziel dieser zweiten Phase war die Erstellung eines Betätigungskonzepts, welches möglichst viel der aerodynamisch gewünschten Lastminderungsfunktion, also der Klappenstellraten unter Last, ermöglichen kann und gleichzeitig systemtechnisch sinnvoll umsetzbar und in den Flügel integrierbar ist. Als Entwurfsvariablen wurden hierfür die maximalen Stellraten der einzelnen Hinterkanten-Tabs und Droop-Nose Klappen adaptiert.

Da das aerodynamisch optimierte Lastminderungssystem an der Hinterkante bereits zu einer realistischen systemtechnischen Lösung führt und weil die dadurch erreichte Kontrolle des Biegemoments des Flügels essentiell für die Lastminderung ist, wurden die Stellraten der Hinterkanten-Tabs nicht weiter reduziert.

Um ein realistisch umsetzbares Gesamtsystem zu erzielen, musste allerdings der Leistungsbedarf an der Vorderkante deutlich reduziert werden. Für den enormen Leistungsbedarf sind vor allem die inneren Vorderkanten durch ihre hohen aerodynamischen Scharniermomente und die hohen Stellraten verantwortlich. Dagegen ist die durch die dynamisch aktuierten Vorderkanten abgezielte Kontrolle des Torsionsmoments vor allem im äußeren Bereich des Flügels relevant, um das Torsionsmoment über die gesamte Spannweite sowie die elastische Verwindung des Flügels kontrollieren zu können. Unter anderem führte dies zu den in Abbildung 6 dargestellten multidisziplinär optimierten Stellratenanteilen bezogen auf den rein aerodynamisch optimierten Vorentwurf.

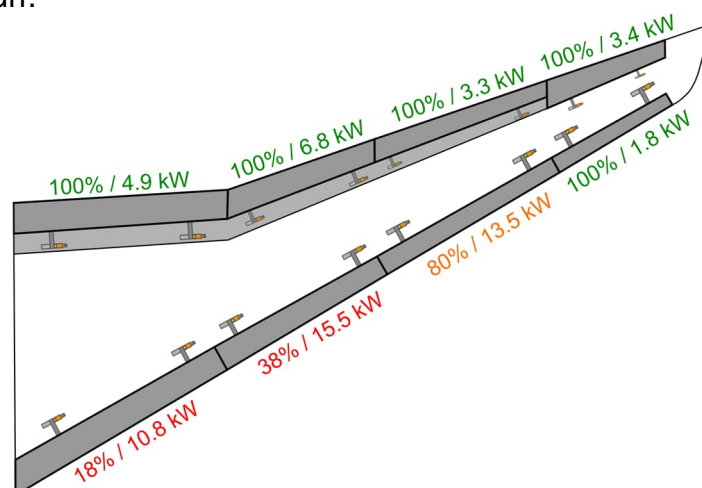


Abbildung 6: Multidisziplinär optimiertes Lastminderungskonzept; Umsetzbare Klappenstellraten bezogen auf die durch aerodynamische Optimierung ermittelten Stellraten sowie die resultierenden Leistungsbedarfe der einzelnen Steuerflächen

Das multidisziplinär optimierte Lastminderungssystem erzeugt auf Gesamtflugzeugebene eine Zusatzmasse von etwa 260 kg (vgl. aerodyn. optimiert: ca. 920 kg) und benötigt eine Leistung von etwa 120 kW in der kritischen Windböe (vgl. aerodyn. optimiert: ca. 290 kW). Insgesamt konnte ein realistisches Systemtechnisches Betätigungskonzept ermittelt werden, mit dem eine aerodynamisch optimierte Kontrolle des Flügelbiegemoments und eine vor allem am Außenflügel effektive Kontrolle des Flügeltorsionsmoments ermöglicht wird.

Modellbasierte Bewertung des Lastminderungssystems

Die modellbasierte Bewertung des Lastminderungssystems erfolgte anhand repräsentativer flugdynamischer Simulationen von Böen- und Manöverlastfällen. Das hierfür erstellte flugdynamische Modell, schematisch dargestellt in Abbildung 7, beinhaltet ein aeroelastisches Modell, welches anhand einer Vielzahl von stationären und instationären CFD-Rechnungen sowie einem Modalmodell der Struktur der Projektpartner Universität Stuttgart und TU Braunschweig parametrisiert wurde. Insbesondere wurde eine Modellierung der instationären Effekte dynamischer Steuerflächenausschläge bei hohen subsonischen Fluggeschwindigkeiten entwickelt [5]. Daneben werden die systemdynamischen Randbedingungen, welche aus den oben beschriebenen Vorentwurfsrechnungen ermittelt wurden, in Form von Aktuatordynamik modelliert. Zur realistischen Steuerung des Flugzeugs in den Testszenarien und für eine realistische Reaktion des Flugzeugs auf externe Störungen in Form von Windböen wurde ein vollständiger kaskadierter Flugregler mit diversen Autopilotenfunktionen in Anlehnung an [6] integriert. Über die Umgebungsmodelle der Atmosphäre, Erde und von Windszenarien können diverse realistische Lastfälle produziert werden. An dieser Stelle wurden vor allem Manöverflüge mit hohen Lastvielfachen (Push-over / Pull-up Manöver) oder mit hohen Rollbeschleunigungen (Bank-to-Bank Manöver) sowie Durchflüge diskreter 1-cos Windböen nach der Zulassungsvorschrift CS-25 [7] verwendet.

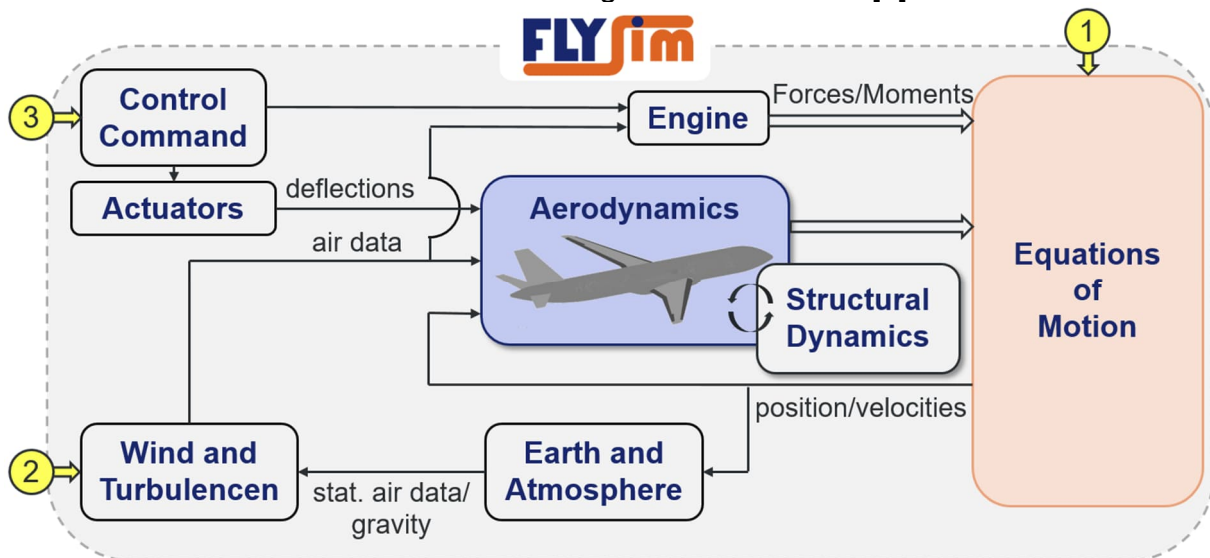


Abbildung 7: Schematische Darstellung des flugdynamischen Modells

Um das in Phase 2 erstellte multidisziplinär optimierte Betätigungssystem unter realistischen Bedingungen zu analysieren, wurden zwei Testflüge erstellt, welche ohne Lastminderungsfunktion hohe Lasten in der Flügelstruktur hervorrufen. Der erste Testflug besteht aus diversen Manövern, darunter:

- Höhenwechsel durch Autopiloten

- Push-Over / Pull-Up mit $-1g / +2,5g$
- Bank-to-Bank $\pm 30^\circ$ mit maximalem Querruderausschlag
- Steilkurve mit 60° Querneigung

Im zweiten Testflug werden diskrete 1-cos Windböen mit verschiedenen Böenlängen und Amplituden aus verschiedenen Windrichtungen durchflogen. Für beide Testflüge wurden die Lastenveloppen aus Biegemoment und Torsionsmoment an verschiedenen Schnitten des Flügels mit und ohne Lastminderungssystem ermittelt.

Über alle Testszenarien und Flügelschnitte hinweg konnte eine deutliche Reduktion des Flügelbiegemoments von etwa 20% bei Manövern und etwa 25% bei Windböen erzielt werden. Das Torsionsmoment konnte durch die reduzierten Stellraten der Vorderkante allerdings nicht vollständig kontrolliert werden, sodass vor allem im Innenbereich eine deutliche Erhöhung des maximalen Torsionsmoments durch die Lastminderungsaktivitäten der Hinterkantenklappen erzeugt wurde. In Abbildung 8 und Abbildung 9 sind die Lastenveloppen für das Manöver- bzw. Böenszenario mit und ohne Lastminderungsfunktion dargestellt. Die Darstellung erfolgt hierbei exemplarisch an den drei Schnittebenen an der Flügelwurzel (engl. Wing root), dem Kink sowie einer Messstelle am Außenflügel (engl. outer wing) im Bereich zwischen Tab 2 und 3.

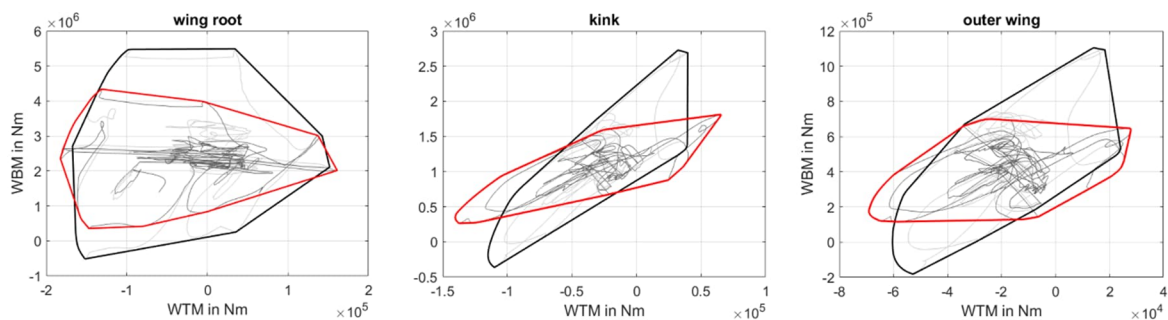


Abbildung 8: Manöverlastenveloppen des Biegemoments (WBM) und Torsionsmoments (WTM) an drei verschiedenen Flügelschnitten, schwarz: keine Lastminderung, rot: multidiszipl. opt. Lastminderung

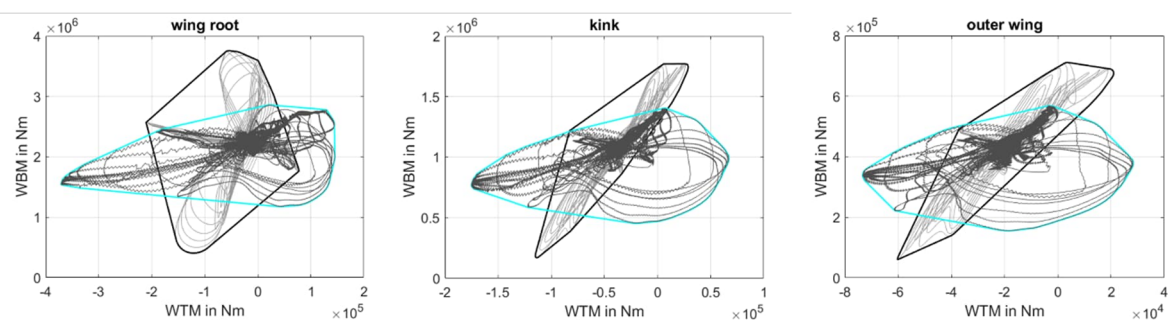


Abbildung 9: Böenlastenveloppen des Biegemoments (WBM) und Torsionsmoments (WTM) an drei verschiedenen Flügelschnitten, schwarz: keine Lastminderung, rot: multidiszipl. opt. Lastminderung

1.1.2. SAP 2.3.1.4: Intelligente Betätigungssysteme

In diesem Arbeitspaket wurden potentielle Systemarchitekturen für den in INTELWI betrachteten intelligenten Referenzflügel mit der stark segmentierten Hinterkante ermittelt und bewertet. Die im Vergleich zu konventionellen Flügeln starke Segmentierung ergibt sich hierbei durch die folgenden neun Steuerflächen an der Hinterkante je Flügelseite

- eine Landeklappen im Innenbereich mit dropped hinge Kinematik, verwendet v.a. für den Hochauftrieb und die Profilloptimierung im Reiseflug
- vier multifunktionale Steuerflächen (MFCS) zwischen dem ersten und zweiten Kink mit dropped hinge Kinematik, verwendet für diverse Funktionen, v.a. Hochauftrieb, Lastminderung und primäre Flugsteuerung
- vier Querruder im Außenbereich, ebenfalls für diverse Funktionen verwendet, v.a. Rollsteuerung, Lastminderung, Flatterkontrolle

Die zentralen Fragestellungen hinsichtlich der Systemtechnik des Betätigungssystems für eine derartige Flügelkonfiguration, welche in diesem AP untersucht werden sollten sind die folgenden:

- Lassen sich die Anforderungen an Stellraten und Lasten der Steuerflächen systemtechnisch sinnvoll umsetzen und sind entsprechende Systeme in den Bauraum integrierbar?
- Wie viele Aktuatoren werden je Steuerfläche benötigt?
- Wie wirken sich die Zuverlässigkeitsanforderungen der verschiedenen Funktionen auf die Systemarchitektur aus?
- Welche Leistungsversorgung führt zu einem geeigneten Gesamtsystem (z.B. Hydraulik / Elektrik)?
- Welche Gesamtmasse und welchen Leistungsbedarf ist für das Betätigungssystem eines solchen intelligenten Flügels zu erwarten?

Um diese Leitfragen zu beantworten, wurden zunächst die Anforderungen an jede Steuerfläche gesammelt. Dies beinhaltet die verfügbaren Bauräume, die gewünschten Stellrate und die dabei auftretenden aerodynamischen Lasten. Darüber hinaus wurden die Zuverlässigkeitsanforderungen der einzelnen Funktionen (Hochauftrieb, Rollsteuerung, Lastminderung, etc.) verwendet, um die maximal zulässigen Ausfallwahrscheinlichkeiten der einzelnen Steuerflächen zu ermitteln.

Durch einen Vergleich dieser Ausfallwahrscheinlichkeiten mit der erwartbaren Zuverlässigkeit eines Betätigungssystems bestehend aus Leistungsversorgung, Aktuatorik, Flugrechnern und ggf. Leistungselektronik, konnte ermittelt werden, dass eine simplex-Aktuierung der Steuerflächen durch die hohe Anzahl an Steuerflächen und somit die im hohen Maß verfügbare Wirkungsredundanz möglich wäre. Allerdings muss zusätzlich der Fehlerfall betrachtet werden, dass die mechanische Verbindung zwischen Aktuator und Steuerfläche bricht und die Steuerfläche somit frei wird. Da in den in INTELWI durchgeführten Untersuchungen nicht final ausgeschlossen werden konnte, dass es ein Flugszenario gibt, in dem eine freie Steuerfläche zum Flattern neigt, wurde angenommen, dass ein zweiter Lastpfad für diesen Fehlerfall verfügbar sein muss. Über diesen zweiten Lastpfad zwischen Steuerfläche und Flügelstruktur muss zumindest eine Dämpfung oder ein Festsetzen der Steuerfläche möglich werden. Eine derartige Dämpferfunktion, dargestellt in Abbildung 10, würde im Normalbetrieb allerdings die Leistungsanforderung an den Aktuator künstlich erhöhen. Die Komplexität für einen deaktivierbaren Dämpfer bzw. eine Bremse mit Überwachungsfunktion und automatischer Aktivierung im Fehlerfall für jede Steuerfläche wurde allerdings als übermäßig hoch erachtet, sodass im Folgenden lediglich eine duplex-Aktuierung, d.h. zwei Aktuatoren je Steuerfläche, betrachtet wurden.

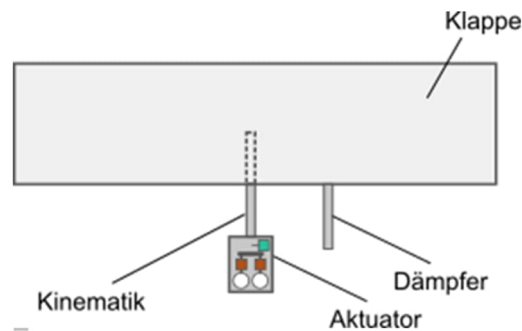


Abbildung 10: Simplex-Aktuator mit Dämpfer als redundantes Lastpfad

Zur Aktuierung der Steuerflächen können verschiedene Aktuatortypen zum Einsatz kommen. Hierbei ist insbesondere auch die Wahl der Leistungsversorgung ausschlaggebend. Klassischerweise werden Steuerflächen bei größeren Verkehrsflugzeugen hydraulisch versorgt und betätigt. Dennoch werden zunehmend auch elektrisch versorgte Betätigungssysteme untersucht, da durch die deutlich leichteren Kabel im Vergleich zu den Hydraulikleitungen Gewicht gespart werden kann. Um zu untersuchen, welche Kombination aus Aktuator und Versorgungssystem zu dem besten Gesamtsystem hinsichtlich Masse und Leistungsbedarf führt, wurden in diesem AP verschiedene Systemarchitekturen erstellt und verglichen. Die vielversprechendsten Architekturen waren hierbei ein hydraulisch versorgtes System mit 5000 *psi* Versorgungsdruck in drei unabhängigen Kreisläufen mit klassischen Servo-Hydraulischen Aktuatoren (SHA) sowie ein elektrisch versorgtes System mit 230 *VAC* und ebenfalls drei Kreisläufen mit Elektrohydrostatischen Aktuatoren (EHA). In beiden Fällen wurden Die Leitungen jeweils eines Kreislaufts am vorderen Holm bis zum Triebwerk geführt, um Common Cause Ausfälle aller Kreisläufe durch das Durchschlagen von Triebwerks- oder Fahrwerksteilen zu vermeiden. Die Architekturen sind in Abbildung 11 dargestellt.

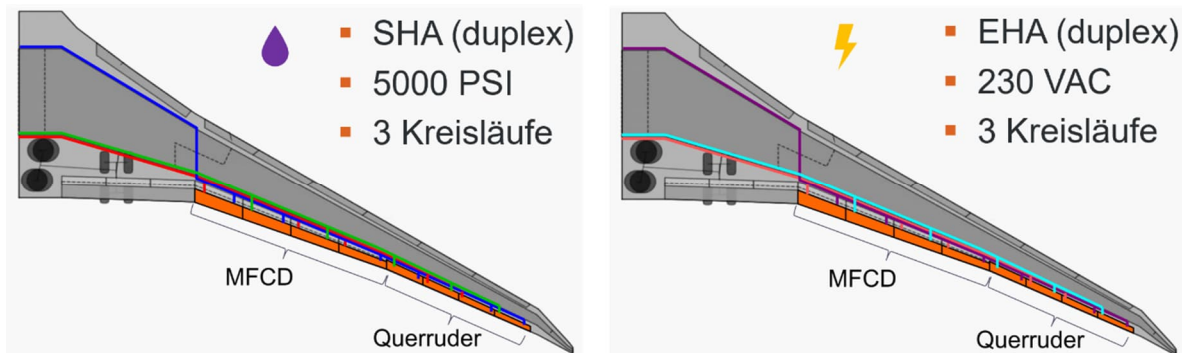


Abbildung 11: Systemarchitekturen für den Intelligenten Flügel, links: hydraulisch versorgt, rechts: elektrisch versorgt

In allen Fällen wurden die Aktuatoren anhand des in AP2.1 erstellten Vorentwurfstools per genetischem Optimierer für den Verfügbaren Bauraum und die Leistungsanforderungen designt. Zudem wurden die Leitungsmassen (Kabel bzw. Rohre) anhand der kumulierten Verbräuche aller Verbraucher des Betätigungssystems dimensioniert und die zusätzlich zu einem klassischen Verkehrsflugzeug mit vergleichbarer Größe erforderlichen Generator- bzw. Pumpenmassen abgeschätzt. Insgesamt wurden die in Tabelle 1 dargestellten Massen für das Betätigungssystem des Intelligenten Flügels mit den oben dargestellten Architekturen ermittelt. Gut zu erkennen ist, dass die Leitungsmasse der elektrisch versorgten Variante tatsächlich um mehr als 100 *kg* leichter ist.

Allerdings wird dieser Massenvorteil durch die im Vergleich zu klassischen Hydraulikaktuatoren um mehr als 300 kg deutlich schwereren Elektrohydrostatischen Aktuatoren wieder umgekehrt. Zudem kann davon ausgegangen werden, dass das elektrische System für ein elektrisch versorgtes Betätigungssystem im Vergleich mit aktuellen Flugzeugvarianten zusätzliche bzw. leistungsfähigere und dadurch schwerere Generatoren benötigen würde. Die vorhandenen Hydraulikpumpen sind dagegen durch die großen Verbraucher Hochauftriebssystem und Fahrwerk ohnehin sehr leistungsfähig. Da diese Funktionen aber nicht zeitgleich mit der Lastminderung im Reiseflug verwendet werden, ist für letztere bereits eine deutliche Leistungsreserve in den Pumpen enthalten. Dadurch ist die klassisch hydraulische Variante insgesamt hinsichtlich der Systemmasse vorteilhafter mit einer um etwa 33% geringeren Gesamtmasse.

Tabelle 1: Massenabschätzung des elektrisch bzw hydraulisch versorgten Betätigungssystems

| | Leitungs- massen [kg] | Zus. Genera- tor-/ Pumpen- Massen [kg] | Aktuator- massen [kg] | Gesamt- masse [kg] |
|------------------------------------|--|---|--|-------------------------------------|
| Elektrisch (EHA) | 240 | 40 | 520 | 800 |
| Hydraulisch (SHA) | 380 | 0 | 150 | 530 |

Zur abschließenden Demonstration des Intelligenten Flügels und insbesondere der Lastminderungsfunktion wurde ein Funktionsdemonstrator aufgebaut. Dieser besteht aus einem Windkanalmodell des Flügels, skaliert und angepasst für den Windkanal der TU Hamburg. Dieser ist in Abbildung 12 dargestellt. Der Flügel besitzt dadurch eine Halbspannweite von 2,7 m und ist hauptsächlich im *Rapid Prototyping Verfahren* mittels einem 3D-Drucker erstellt. Zur Verstärkung der Struktur wurde ein konisches Carbon Rohr als Hauptholm über die gesamte Spannweite verbaut. Darüber hinaus wird der Innenbereich des Flügels bis zum Triebwerk durch ein weiteres Carbon Rohr und einen Glasfaser Rundstab verstärkt. Der in der Nähe des originalen Flugzeugschwerpunkts verbaute Glasfaser Rundstab dient hierbei gleichzeitig der Einspannung des Flügels. Mittels eines Schrittmotors, welcher über ein *dSpace SCALEXIO* Echtzeitsystem geregelt wird, kann eine dynamische Nickwinkelverstellung des Flügels im Windkanal vorgenommen werden. Dadurch können z.B. Manöver der Längsbewegung oder Reaktionen des Flugzeugs auf Windböen nachgestellt werden.

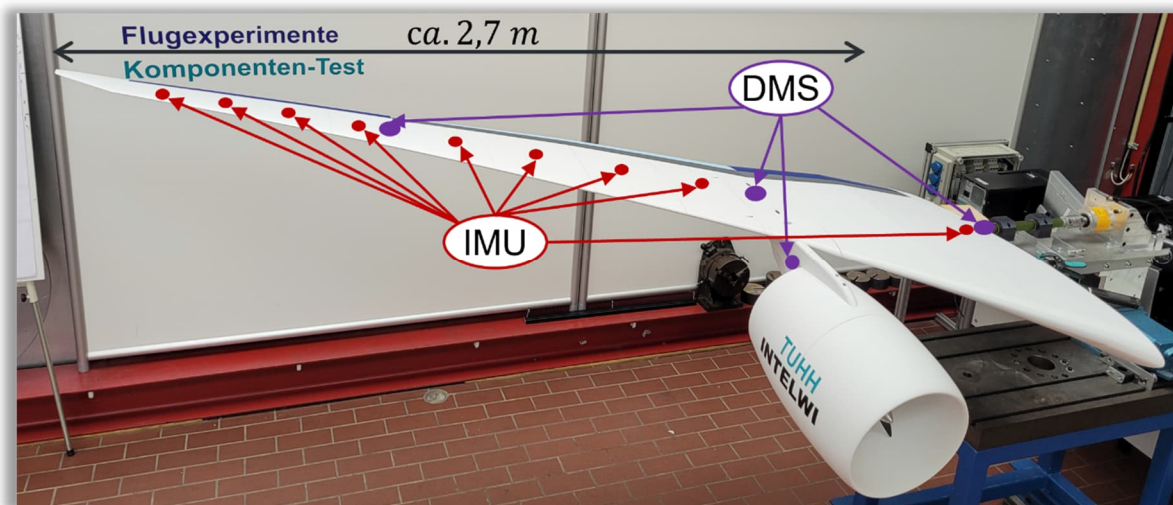


Abbildung 12: Funktionsdemonstrator: Windkanalmodell mit aktuierten Steuerflächen und Last- (DMS) sowie Beschleunigungs- (IMU) Sensoren

Sämtliche Steuerflächen, welche im betrachteten Reiseflug verwendet werden können, sind im Demonstrator individuell durch verbaute Servomotoren ansteuerbar. Dies beinhaltet alle 9 Steuerflächen der Flügelhinterkante sowie die 7 Spoiler auf der Flügeloberseite. Die Ansteuerung erfolgt ebenfalls über das *dSpace SCALEXIO* Echtzeitsystem.

Das Triebwerk des Demonstratorflügels ist mit einem Elektromotor und einem 5-Blatt Propeller ausgerüstet, sodass die verschiedenen charakteristischen Strömungsbedingungen der Triebwerk-Flügel-Interaktion im Leerlauf oder unter Triebwerksschub qualitativ erzeugt werden können.

Zur Vermessung der Flügelstrukturlasten befinden sich Dehnungsmessstreifen (DMS) an drei spannweitig verteilten Messstellen auf dem Hauptholm sowie in der Struktur des Triebwerks-Pylons. Hierrüber kann z.B. die Effektivität verschiedener Lastminderungsfunktionen oder der Ausfall einzelner Steuerflächen während der Lastminderung demonstriert werden. Zusätzlich befinden sich über die Spannweite verteilte Beschleunigungssensoren (IMUs) vom Typ *Ellipse2 Micro AHRS* des Herstellers *SBG Systems*. Diese können ebenfalls genutzt werden, um die Flügeldeformation unter verschiedenen Lastszenarien zu analysieren. Zudem können die Sensorsignale über die Echtzeitansteuerung zur Regelung der Steuerflächen und somit zur aktiven Lastkontrolle verwendet werden. Die Positionen der Sensoren sind ebenfalls in Abbildung 12 markiert.

Da insbesondere die aktive dynamische Böenlastminderung eine neuartige Hauptfunktion des Flügels ist und diese maßgeblich zur Reduktion der auslegungsrelevanten Strukturlasten beiträgt, wird bei der Demonstration ein Fokus auf Böenszenarien gesetzt. Hierfür ist es notwendig, eine realistische Anregung der Strukturmechanik durch gezielte Windböen zu ermöglichen. Zu diesem Zweck beinhaltet der Funktionsdemonstrator zusätzlich einen Böengenerator für den Windkanal der TU Hamburg. Dieser ist in Abbildung 13 dargestellt und besteht aus zwei identischen übereinander angeordneten Leitflügeln, welche vor, d.h. Stromaufwärts, des Intelligenten Flügels angebracht sind. Die Leitflügel haben symmetrische schlanke Profile, sodass der Wind in Neutralstellung beider Leitflügel nicht signifikant beeinflusst wird. Zur Erzeugung von

dynamischen Windböen können die Anstellwinkel der Leitflügel individuell geregelt werden. Hierzu kommen Schrittmotoren vom Typ *86BYGH450H-03A* des Herstellers *Leadshine* zum Einsatz, welche mittels Reglern vom Typ *DM2282* und übergeordnet mittels einem *dSpace SCALEXIO* Echtzeitsystem angesteuert werden. Zudem kann die Winkelposition der Leitflügel mittels absoluten Drehgebern vom Typ *OCD-CAA1B* des Herstellers *Posital* überwacht und in den Regelkreis zurückgeführt werden.

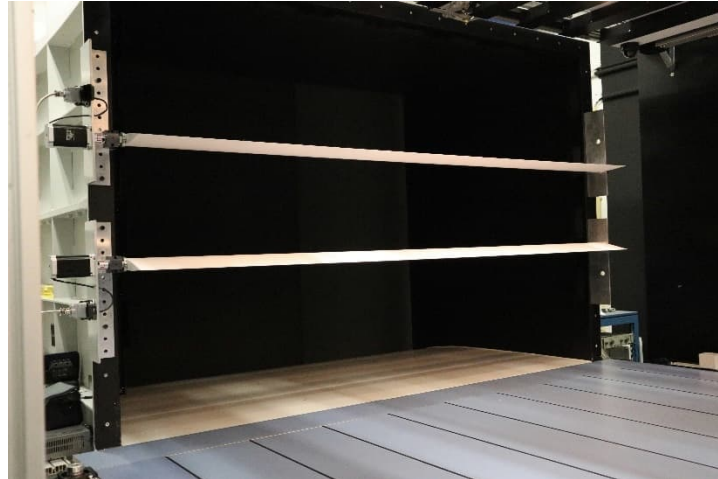


Abbildung 13: Böengenerator im Windkanal der TU-Hamburg

Durch eine parallele Verstellung der Anstellwinkel beider Leitflügel nach oben oder unten können die für die Flügelstruktur maßgeblichen vertikalen Windböen erzeugt werden.

Eine Durchführung und Auswertung der Windkanalversuche mit dem Versuchsflügel war durch Lieferschwierigkeiten und eingeschränkte Verfügbarkeiten des Windkanals bisher noch nicht möglich. Dies wird im Anschluss an das Projekt nachgeholt und in einer Veröffentlichung dokumentiert.

2. Anhang

2.1. *Veröffentlichungen, Vorträge*

Lemke, L.-H., Krall, K., Thielecke, F. & Müller, J. (2023) *Efficient modelling of unsteady control surface aerodynamics in transonic flow for flight dynamics analysis of the Intelligent Wing*, DLRK 2023

Krall, K., Lemke, L.-H., Thielecke, F., Müller, J., Breitenstein, C. (2023) *Systems for fast actuated Droop Noses and Flap-Tabs for dynamic load control* DLRK 2023

3. Abbildungsverzeichnis

- Abbildung 1: Dreidimensionale Darstellung des Mehrkörpermodells für Tab 1 mit einem Aktuator und Hebelkinematik..... **Fehler! Textmarke nicht definiert.**
- Abbildung 2: Beispielhafte Darstellung eines simulierten dynamischen Klappenausschlags der Droop Nose 1 zur Lastminderung in einem Böenszenario **Fehler! Textmarke nicht definiert.**
- Abbildung 3: Schematische Darstellung der Flugregelschleifen der Längsbewegung **Fehler! Textmarke nicht definiert.**
- Abbildung 4: Vergleich der Lilienthalpolare der flugmechanischen Modelle der LEISA-Konfiguration mit CFD-daten der Projektpartner bei verschiedenen Machzahlen **Fehler! Textmarke nicht definiert.**
- Abbildung 5: Vergleich der Nickmomentenverläufe der flugmechanischen Modelle der LEISA-Konfiguration mit CFD-daten der Projektpartner bei verschiedenen Machzahlen **Fehler! Textmarke nicht definiert.**
- Abbildung 6: Simplex-Aktuator mit Dämpfer als redundantem Lastpfad..... **Fehler! Textmarke nicht definiert.**

4. Tabellenverzeichnis

- Tabelle 2: Gesamtmassen der initial definierten Systemarchitekturen **Fehler! Textmarke nicht definiert.**

5. Literaturverzeichnis

- [1] C. Kupfer, „Deliverable D2.1.1.2-TUHH-1 Anforderungsanalyse eines Gesamtkonzeptes für die Betätigung hochdynamischer Steuerflächen zur Lastreduktion am Flügel,“ Hamburg, 2021.
- [2] D. Vechtel, B. Hauber und G. Looye, „Analysis of a Multifunctional High-Lift System driven by an Active Differential Gear Box,“ Deutscher Luft- und Raumfahrt-Kongress 2013, 2013.
- [3] K. Krall, „Deliverable D2.1.1.2-TUHH-2, Bericht zu aerodynamisch optimiertem Vorentwurf,“ Hamburg, 2022.
- [4] L.-H. Lemke, K. Krall, F. Thielecke und J. Müller, „Efficient modelling of unsteady control surface aerodynamics in transonic flow for flight dynamics analysis of the Intelligent Wing,“ Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, 2023.
- [5] R. Brockhaus, W. Alles und L. Robert, Flugregelung, Heidelberg: Springer-Verlag, 2011.
- [6] European Union Aviation Safety Agency, Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25 Amendment 23, 2019.
- [7] B. Krag, D. Rohlf und H. Wünnenberg, „OLGA, a Gust Alleviation System for Improvement of Passenger Comfort of General Aviation Aircraft,“ ICAS, 1980.
- [8] K. Hahn und R. König, „ATTAS Flight Test and Simulation Results of the Advanced gust management system LARS,“ AIAA, 1992.