



Luftfahrtforschung und –technologieprogramm LuFo VI-1 gefördert
durch das BMWK
auf Beschluss des Deutschen Bundestages

Abschlussbericht

zum Vorhaben ProFla

01.11.2020 bis 30.04.2024

| | |
|--------------------|--|
| Projekt: | ProFla Eine Optimierung der Aeroelastischen Prozesskette für effizienten und sicheren Entwurf und Zulassung hochgestreckter Flugzeuge in Faserverbundbauweise – Prozesskette Flattern |
| Förderkennzeichen: | 20Q1952C |
| Projektpartner: | Schempp-Hirth Flugzeugbau GmbH, TUM-LLS |
| Dokument: | Abschlussbericht ProFla TUM-LLS |
| Dok. Nr.: | |
| Version: | 01, vom 24.07.2025 |
| Mail: | |
| Klassifizierung: | Öffentlich <input checked="" type="checkbox"/> Vertraulich <input type="checkbox"/> Intern (nicht veröffentlicht) <input type="checkbox"/> |
| Autoren: | Carlos Sebastia Saez; Andreas Lutz |



Inhalt

| | |
|--|----|
| Allgemeines..... | 3 |
| Gesamtziel des Vorhabens und Vorarbeiten..... | 3 |
| Teilziele des Vorhabens..... | 4 |
| Stand der Technik..... | 5 |
| Zusammenarbeit mit Dritten..... | 6 |
| Planung und Ablauf..... | 6 |
| Durchgeführte Arbeiten und erzielte Ergebnisse..... | 8 |
| HAP 1 Aeroelastische Prozesskette..... | 8 |
| AP 1.1: Evaluation Aeroelastischer Softwaremodule..... | 8 |
| AP 1.2: Strukturdynamische Modellerstellung FEM..... | 9 |
| AP 1.3: Entwicklung und Implementierung Aeroelastische Prozesskette..... | 9 |
| AP 1.4: Numerische Untersuchung instationärer Klappenbeiwerte an Laminarprofilen..... | 19 |
| AP 1.5: Aerodynamische Korrektur durch High-Fidelity Methoden..... | 36 |
| AP 1.6: Simulations-modellbasierte Flutteranalyse..... | 39 |
| HAP 2 Validierung von Simulationsmodellen durch Bodenversuche..... | 40 |
| AP 2.1: Strategieentwicklung Bodenschwingungsversuche..... | 40 |
| AP 2.2: Bodenschwingversuch..... | 40 |
| AP 2.3: Experimentelle Untersuchung Instationäre Aerodynamik von Klappen an Laminarprofilen..... | 40 |
| AP 2.4: Validierung Aeroelastische Prozesskette durch Standschwingungsversuch und Anpassung Strukturdynamisches Modell..... | 48 |
| HAP 3 Validierung von Simulationsmodellen durch Flugversuche..... | 51 |
| AP 3.1: Entwicklung Flugmessinstrumentierung..... | 51 |
| AP 3.2: Flugschwingungsversuch..... | 52 |
| AP 3.3: Auswertung Flugschwingungsversuch und Anpassung Prozesskette..... | 52 |
| AP 3.4: Erstellen von Berichtsvorlagen..... | 52 |
| HAP 4 Evaluation..... | 53 |
| AP 4.1: Definition der Nachweisführungen..... | 53 |
| AP 4.2: Überprüfung der Anwendbarkeit für die Musterzulassung..... | 53 |
| HAP 5 Evaluation..... | 54 |
| AP 5.1: Kontinuierliches Prüfen der wirtschaftlichen Verwertbarkeit..... | 54 |
| AP 5.2: Prüfung der Anerkennung als Dokumentation für die Musterzulassung..... | 54 |
| Zusammenfassung und Fazit..... | 55 |
| Verwertung und Anschluss..... | 56 |
| Studienarbeiten..... | 56 |
| Vorträge und Präsentationen..... | 57 |
| Anschluss..... | 57 |
| References..... | 59 |



Allgemeines

Gesamtziel des Vorhabens und Vorarbeiten

Flattern ist ein dynamisches aeroelastisches Stabilitätsphänomen, bei dem Energie von der umströmten Luft auf die Struktur übertragen wird, was zu einer schnellen Überlastung der Struktur führen kann. Für den sicheren Betrieb von Segelflugzeugen und Motorsegelflugzeugen schreibt die EASA CS-22 Paragraph 629 vor, dass bis zur zugelassenen Maximalgeschwindigkeit die Freiheit von Flattern, Divergenz und Ruderumkehr in jeder Konfiguration gewährleistet sein muss. Diese Flatterfreiheit wird durch Standschwingversuche und Flugversuche nachgewiesen, wobei alle auftretenden Schwingungen bis zur vorgegebenen Geschwindigkeit gedämpft sein müssen. Zur Bestimmung der kritischen Flattergeschwindigkeiten können analytische oder andere zugelassene Methoden verwendet werden.

Der Ablauf der Flatteranalyse umfasst die Gewinnung von Modaldaten, die Eigenfrequenzen, Eigenschwingungsformen, Strukturdämpfungen und modale Massen beinhalten, entweder auf rechnerischem oder experimentellem Weg. Diese Modaldaten werden dann mit einem aerodynamischen Modell zu einem Aeroelastikmodell gekoppelt. Der Stand der Technik für die Modellierung der instationären aerodynamischen Kräfte ist die Verwendung von linearen potentialtheoretischen instationären Wirbelgitterverfahren. Diese Verfahren liefern gute Ergebnisse im subsonischen Bereich, berücksichtigen jedoch weder viskose noch nicht-lineare Effekte, was zu Unsicherheiten in der Flatteranalyse führt.

Im Rahmen des Projekts soll eine Aeroelastik-Prozesskette entwickelt werden, die es ermöglicht, Kleinflugzeuge mit hochgestreckten Flügeln effizient und sicher zu konzipieren und zuzulassen. Die frühzeitige Vorhersage der Flatterstabilität durch die Integration validierter numerischer Modelle in den Entwicklungsprozess und die Reduzierung teurer und aufwändiger Versuche ermöglicht eine sichere und kosteneffiziente Entwicklung, Produktion und Zulassung von Luftfahrzeugen.

Dazu gehört neben einer umfassenden Prozesskette auch die Erforschung präziserer Methoden zur Aerodynamikberechnung sowie die Validierung sämtlicher Simulationen durch Boden- und Flugschwingungsversuche.

Es ist bekannt, dass die Ergebnisse aus der Potentialtheorie, insbesondere im transsonischen Bereich, korrigiert werden müssen, was bereits von verschiedenen Autoren untersucht wurde. Im subsonischen Bereich liefert die Potentialtheorie generell gute Näherungen, jedoch bestehen Unsicherheiten insbesondere bei schwingenden Steuerklappen. In diesem Projekt sollen diese Unsicherheiten anhand höherwertiger CFD Simulationen und Windkanalversuche minimiert werden.

Stationäre und instationäre CFD-Rechnungen werden eingesetzt, um eine genauere rechnerische Vorhersage des instationären aerodynamischen Verhaltens zu erhalten. Dabei wird auch der Einfluss der Transition zwischen einer laminaren und turbulenten Grenzschicht erfasst. Die Transition wird in den CFD-Berechnungen mithilfe des Gamma-Transitionsmodells in StarCCM+ modelliert.

Die Ergebnisse der CFD-Berechnungen werden durch Windkanalversuche validiert und mit den Ergebnissen aus potentialtheoretischen Verfahren verglichen. Die gewonnenen Erkenntnisse dienen zur Korrektur der Ergebnisse der potentialtheoretischen Verfahren.

Die Prozesskette soll weitestgehend mithilfe kostengünstiger oder freier Software entwickelt werden. Dabei werden Schnittstellen zwischen der Prozesskette zu verschiedenen Programmen geschaffen. Zudem wird die



Fähigkeit zur automatischen Anpassung des Modells an Ergebnisse aus Boden- und Flugschwingungsversuchen untersucht.

Die Idee zur Umsetzung der Prozesskette in Abbildung 1 wird im Folgenden kurz dargestellt und anhand eines Flügels beispielsweise erklärt.

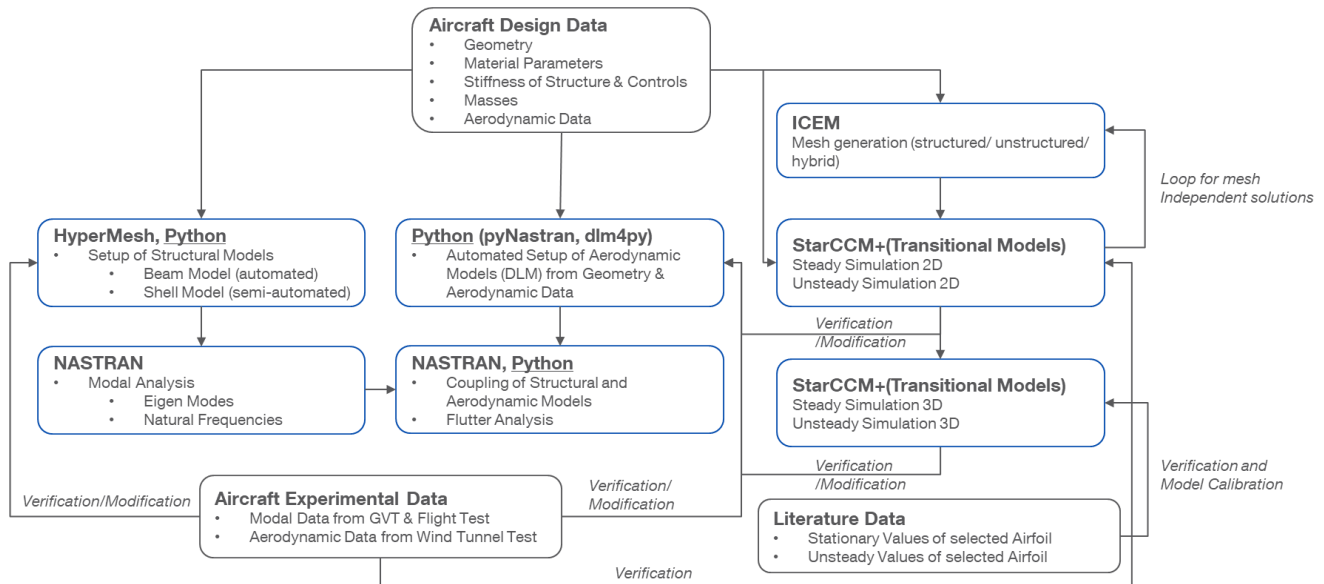


Abbildung 1 Prozessbeschreibung der Prozesskette ProFla

Teilziele des Vorhabens

Aus dem Gesamtziel leiten sich folgende Teilziele des Vorhabens ab:

- Entwicklung der aeroelastischen Prozesskette (HAP 1)
- Durchführung des Bodenschwingungsversuchs und Validierung der Simulationsergebnisse (HAP 2)
- Durchführung der Flugversuche und Validierung der Simulationsergebnisse (HAP 3)

Die Schwerpunkte der TUM liegen generell bei der Entwicklung und Simulation sowie der Durchführung von Windkanalversuchen. Durch die TUM werden folgende Teilziele in den Arbeitspaketen bearbeitet:

- AP 1.1 Evaluation Aeroelastische Softwareprogramme: Evaluation verfügbarer Softwareprogramme für die Simulation der Strukturmechanik (FEM), Aerodynamik und Flattersimulation, die in der Toolkette zum Einsatz kommen können.
- AP 1.3 Entwicklung Implementierung Aeroelastische Prozesskette: Entwicklung und Implementierung einer Aeroelastische Prozesskette mit bestehenden Softwareprogrammen und die Verknüpfung zur Flattersimulation. Es soll die Möglichkeit zur automatischen Modellanpassung an Versuchsdaten untersucht werden.



- AP 1.4 Numerische Untersuchung instationärer Klappenbeiwerte an Laminarprofilen.
- AP 1.5 Aerodynamische Korrekturen durch High-Fidelity-Methoden: Korrektur des potentialtheoretischen Aerodynamikmodells (DLM) durch Berechnungsverfahren höherer Ordnung (High-Fidelity CFD) um viskose Effekte zu berücksichtigen.
- AP 2.3 Experimentelle Untersuchung Instationäre Aerodynamik von Hinterkantenklappen an Laminarprofilen: Validierung der Simulationsergebnisse aus AP 1.4 anhand von Windkanalversuchen an einem Beispielpprofil.
- AP 2.4 Validierung Aeroelastische Prozesskette durch Standschwingungsversuch und Anpassung Struktur-dynamisches Modell.
- AP 3.3 Auswertung Flugschwingungsversuch und Anpassung Prozesskette.

Stand der Technik

Die Stabilitätsanalyse des dynamischen aeroelastischen Verhaltens eines Flügels beinhaltet das Studium der Wechselwirkungen zwischen aerodynamischen, elastischen und Trägheitskräften, die selbstangeregte Schwingungen hervorrufen können. In diesem Zusammenhang werden instationäre aerodynamische Lasten üblicherweise mit potentiellen Methoden wie der Doublet-Lattice-Methode (DLM) modelliert, die erstmals von Rodden (1969) eingeführt wurde und sich als Werkzeug in der Flattervorhersage etabliert hat [1]. Potentielle Methoden berücksichtigen jedoch weder viskose noch nichtlineare Effekte. Berechnungen mit Modellen höherer Treue oder Windkanalexperimente können eingeführt werden, um Unsicherheiten im aerodynamischen Verhalten zu verringern und die von Methoden geringerer Treue vorhergesagten aerodynamischen Koeffizienten zu verbessern.

Im Unterschallbereich zeigte Tijdemann (1977), dass die Grenzschichtdicke und viskose Effekte in der aeroelastischen Analyse nur eine untergeordnete Rolle spielen [2]. Dies gilt jedoch nicht mehr, wenn oszillierende Steuerflächen beteiligt sind. In diesen Fällen überschätzt DLM die Effizienz der Steuerfläche, da sie die Auswirkungen einer zunehmenden Grenzschichtdicke nicht berücksichtigt und die Druckverteilung über der Steuerfläche überschätzt [1]. Dies kann die Flattervorhersage beeinflussen, da Flattermodi, die Steuerflächen beinhalten, möglicherweise nicht korrekt erfasst werden, wenn die aerodynamische Leistung einer oszillierenden Steuerfläche, die von DLM vorhergesagt wird, nicht durch Methoden höherer Ordnung korrigiert wird [3]. Basierend auf experimentellen Druckdaten für periodische Klappenschwingungen, die von Hertrich (1966, 1977) und Försching (1971) erhalten wurden, erkannte LaBarge (1971) die Notwendigkeit, die Druckverteilungen zu ändern, um die Ruderkräfte genauer vorherzusagen [4–7]. Zu denselben Schlussfolgerungen kamen Ashley (1972) und Rowe (1971), die beschrieben, dass der Rudermoment um bis zu 20% zwischen theoretischen und experimentellen Ergebnissen abweichen kann [8, 9]. Turner (1982) verglich die theoretischen Ergebnisse aus DLM mit den experimentellen Ergebnissen von Försching (1971) [6, 10]. Die größten Abweichungen zwischen den Druckverteilungen wurden nahe der Vorderkante (LE) und der Hinterkante (TE) des Flügels und der Klappe gefunden. Eine unkorrigierte DLM konnte die dynamischen Instabilitäten des Flügels nicht korrekt vorhersagen, während eine Reduktion der aerodynamischen Effizienz der Klappe um 20% nahezu korrekte Trends ergab. Roughen (1999) verglich die experimentell erhaltenen Druckverteilungen mit CFD und DLM an einem symmetrischen NACA0012-Profil mit einer oszillierenden Steuerfläche [11]. Die Studie wurde bei $Ma > 0.65$ durchgeführt.

Die Unsicherheiten hinsichtlich der aerodynamischen Effizienz oszillierender Steuerflächen und der resultierenden Rudermomente sind nach wie vor beträchtlich. Aufgrund der Relevanz oszillierender Steuerflächen für die gesamte dynamische Stabilität eines Flügels ist es entscheidend, die während der Steuerflächenoszillation auftretenden Phänomene zu verstehen, um diese Unsicherheiten zu verringern. Die meisten Studien zu diesem Thema wurden an symmetrischen Profilen durchgeführt. Daher untersuchen wir in diesem Projekt den Einfluss



einer oszillierenden natürlichen Transition oder einer durch periodische Klappenoszillationen erzwungenen laminaren Ablöseblase (LSB) auf das aerodynamische Verhalten eines modernen NLF-Flügels eines Hochleistungssegelflugzeugs.

Transition wird durch Instabilitäten in der laminaren Grenzschicht verursacht. Für eine 2D-Strömung sind die Hauptfaktoren, die den Übergang beeinflussen, die Reynolds-Zahl, Druckgradienten, Oberflächenrauheit und die Turbulenzintensität der freien Strömung (Tu). Die folgenden primären Transitionssmechanismen können unterschieden werden: natürliche Transition, Bypass- Transition und ablösungsinduzierte Transition [12, 13]. Natürlicher Transition tritt aufgrund einer schwachen Störung auf, die ein Wachstum von 2D-Tollmien-Schlichting-Wellen verursacht [14]. Die Tollmien-Schlichting-Wellen entwickeln sich zu 3D-Wellen und Transitionsvortices. Diese Vortices zerfallen und bilden turbulente Keile, die später eine vollständig turbulente Strömung bilden. Aufgrund größerer Störungen der freien Strömung kann das Wachstum linearer Störungen, die während der natürlichen Transition vorhanden sind, "übersprungen" werden und die Strömung wird turbulent [15]. Eine Bypass- Transition kann auch durch Oberflächenrauheit oder Einspritzen turbulenter Strömung in die Grenzschicht verursacht werden [16, 17]. Ablösungsinduzierte Transition tritt auf, wenn die Strömung einen negativen Druckgradienten nicht überwinden kann und es zu einer Ablösung der Strömung kommt. Innerhalb der freien Scherschicht wird die Strömung turbulent und heftet sich aufgrund von Mischvorgängen wieder an, was zu einer Zunahme des Impulses nahe der Wand führt und schließlich eine LSB bildet.

Ein Turbulenzmodell, das den Beginn und Länge der Transition korrekt vorhersagen kann, ist für die Analyse von NLF-Flügeln relevant. In diesen Fällen bleibt die Grenzschicht über einen großen Bereich des Profils laminar und die Annahme vollständig turbulenter Grenzschichten führt zu einer falschen Vorhersage des aerodynamischen Verhaltens.

Zusammenarbeit mit Dritten

Der ProFla-Verbund setzt sich aus den Partnern Schempp-Hirth und dem Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme der TU München zusammen. Die Arbeiten sind thematisch aufgeteilt nach den Kernkompetenzen der Verbundpartner und zeitlich aufeinander abgestimmt. Eine Zusammenarbeit über den Verbund hinaus fand nicht statt.

Planung und Ablauf

Abbildung 2 zeigt den Projektstrukturplan des ProFla Forschungsvorhabens mit der Aufteilung der 5 Hauptarbeitspakete und Zuständigkeiten. Der Zeitraum der Projektdurchführung war vom 01.11.2020 bis zum 30.04.2024. Der ursprüngliche Zeitplan war 6 Monate kürzer. Der Hauptgrund für die Verzögerungen im Projektfortschritt lag in den personalen Engpässen an der TUM, wodurch sich auch der Bau vom Windkanalmodell und die Tests desselben entsprechend verzögerten. Bedingt durch die Covid19-Pandemie waren alle Projektpartner mit nicht zu erwartenden Problemen bei der Beschaffung von Komponenten oder Halbzeugen konfrontiert. Zudem konnten durch die pandemiebedingten Einschränkungen nicht alle Teilaufgaben fristgerecht bearbeitet werden, sodass z.B. Konstruktionsaufgaben nicht rechtzeitig abgeschlossen werden konnten.

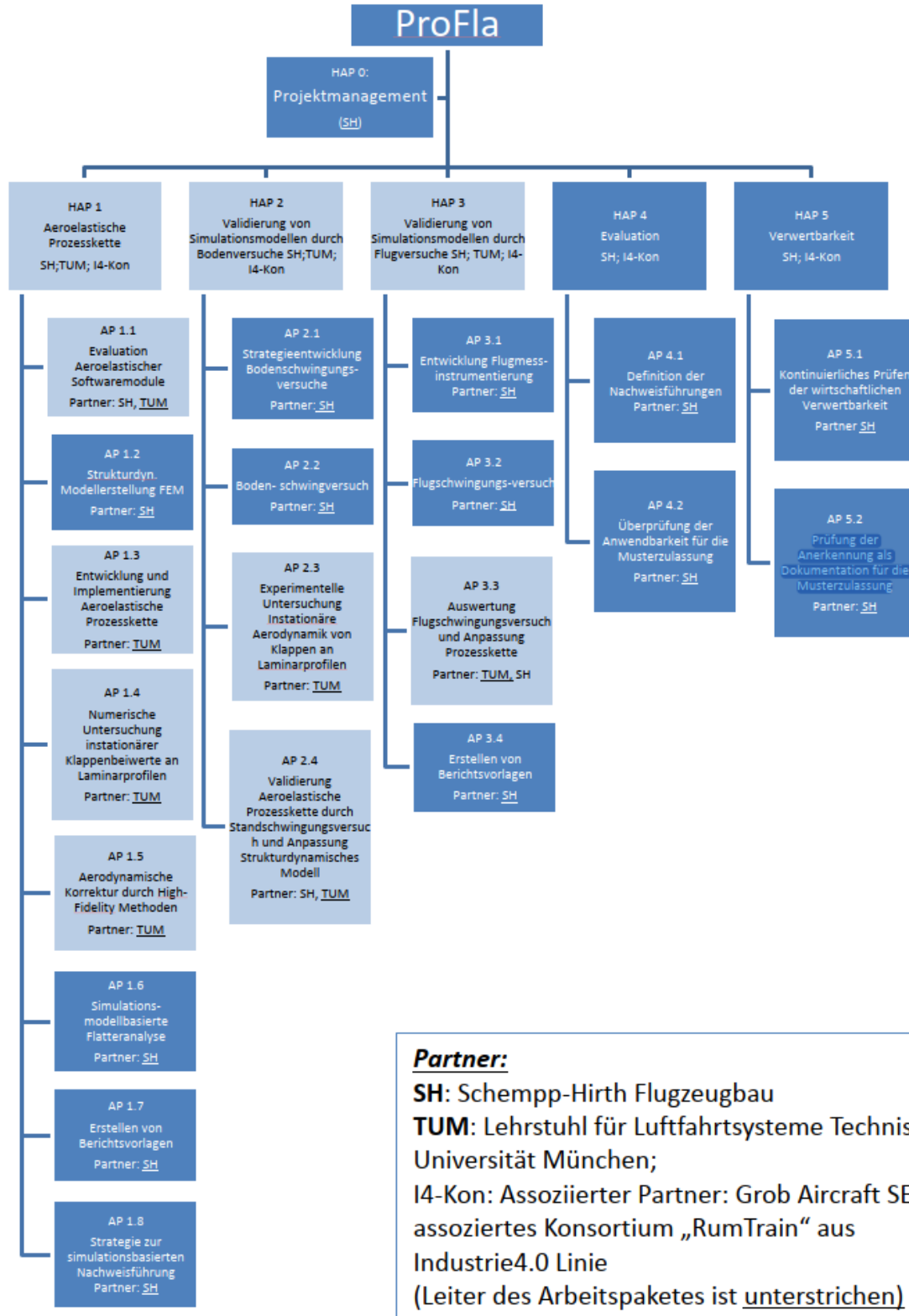


Abbildung 2

Projektstrukturplan



Durchgeführte Arbeiten und erzielte Ergebnisse

HAP 1 Aeroelastische Prozesskette

AP 1.1: Evaluation Aeroelastischer Softwaremodule

Ziel dieses Arbeitspakets ist es, verfügbare Softwaremodule für Strukturdynamik, Aerodynamik und Flattersimulation hinsichtlich ihrer Eignung zu bewerten. Folgende Tools wurden bislang in Erwägung gezogen:

Strukturdynamik (FEM)

- MSC Nastran
Der umfangreiche kommerzielle FE-Solver wird zur Verifikation der zu entwickelnden Toolkette verwendet.
- HYPERWORKS
Der kommerzielle FE-Pre- und Post-Processor wird für den Aufbau von FE-Schalenmodellen für eine detaillierte Struktursimulation und deren Analyse verwendet, um einfachere und kostengünstigere Methoden wie die Simulation mittels Balkenmodellen zu verifizieren.
- UNA in Verbindung mit NX Nastran
Das Open-Source-Produkt erlaubt den Aufbau und die Analyse einfacher FE-Modelle mit begrenzter Knotenanzahl und ist daher für die Simulation von Balkenmodellen geeignet, nicht jedoch für Aufbau und Analyse detaillierter Schalenmodelle.
- Nastran 95
Für dieses Open-Source-Produkt existiert kein technischer Support und es ist nur eingeschränkt auf Windows lauffähig. Beispielsmodelle für Flutteranalyse wurden mit Nastran 95 erfolgreich gerechnet und mit MSC Nastran validiert. Die Verwendung von Nastran 95 ist ähnlich wie MSC Nastran und wird deshalb in die Toolkette eingebunden.

Aerodynamik und Flattersimulation

- MSC Nastran
Das Programm verwendet für die Berechnung der instationären Luftkräfte die Doublet-Lattice-Methode (DLM) und ermöglicht Lösungsverfahren sowohl für statisch aeroelastische (SOL 144) als auch dynamisch aeroelastische (SOL 145) Fragestellungen. Es wird an der TUM zur Verifikation der Toolkette verwendet.
- dlm4py
Diese in PYTHON geschriebene Open-Source-Anwendung erlaubt die Lösung instationärer Luftkräfte mittels einer DLM und eine einfache Flutteranalyse. Wird nicht in der Toolchain eingebunden



- **pyNastran**
Diese Open-Source-Toolbox stellt eine Schnittstelle zwischen PYTHON und den gängigen Dateiformaten für Nastran (BDF, OP2, OP4) dar und wird in der Toolkette implementiert.
- **SU2**
Diese Open-Source-CFD-Software enthält verschiedene Transitionsmodelle und wurde im Rahmen des Projekts für die Gitterstudie, die Berechnung der stationären und instationären Luftkräfte, aerodynamischen Beiwerte und für die Vorhersage der Transitionslage und die Validierung der Ergebnisse mit anderer Software verwendet. SU2 wird nicht mehr verwendet, da stattdessen StarCCM+ benutzt wird was eine einfache Kopplung mit MSC Nastran Modelle anbietet.
- **STARCCM+**
Diese kommerzielle CFD-Software enthält verschiedene Transitionsmodelle und wird im Rahmen des Projekts für die Berechnung der stationären und instationären Luftkräfte, aerodynamischen Beiwerte, für die Vorhersage der Transitionslage und die Validierung der Ergebnisse mit anderer Software verwendet.
- **ANSYS ICEM**
Diese kommerzielle Software wird für die Generierung des aerodynamischen Modells bzw. Vernetzung eingesetzt. Mit ANSYS ICEM besteht die Möglichkeit die erstellten Vernetzungen in allen erwähnten CFD-Softwareprodukten zu importieren.

Im weiteren Projektverlauf werden bei Bedarf noch weitere Open-Source-Anwendungen untersucht und auf die Möglichkeit der Einbindung in die Toolkette überprüft.

AP 1.2: Strukturdynamische Modellerstellung FEM

Im AP1.2 wurde das FE-Modell mit den bisherigen Methoden, die schon bei der Firma Schempp-Hirth Anwendung gefunden hatte erzeugt Das FE-Modell wird mittels eines Balkenmodells erstellt.

AP 1.3: Entwicklung und Implementierung Aeroelastische Prozesskette

Ziel des Arbeitspakets ist die Entwicklung und Implementierung einer Prozesskette für aeroelastische Simulationen. Dies umfasst sowohl den Aufbau von Simulationsmodellen als auch deren Verknüpfung bis hin zur Flutterrechnung mit ausgewählten Softwaremodulen. Darüber hinaus soll die Möglichkeit zur automatischen Modellanpassung an experimentelle Ergebnisse, wie etwa aus Boden- und Flugschwingversuchen, untersucht werden.

In Absprache mit dem Projektpartner Schempp-Hirth wurde das Segelflugzeug Ventus-3 als Referenzflugzeug ausgewählt, welches zur Implementierung und Erprobung der Proesskette verwendet wird, siehe Abbildung 3. Für dieses Flugzeug stehen die wesentlichen Konstruktionsdaten zur Verfügung, mit deren Hilfe die Simulationsmodelle aufgebaut werden.



Abbildung 3 Schempp-Hirth Ventus-3 [18]

Schalenmodell

In einem ersten Schritt wird aus gegebenen Geometrie-Rohdaten des Tragflügels ein FE-Schalenmodell aufgebaut. Damit soll in Nastran eine Modalanalyse durchgeführt werden, um für die spätere Flutterrechnung Eigenfrequenzen und -moden bestimmen zu können. Hierfür wird der an der TUM verfügbare Pre-Processor HYPERMESH verwendet. Dieses Programm benötigt als Input ein vollständiges CAD-Schalenmodell der Flügelgeometrie mit allen Strukturkomponenten. Die Ergebnisse sollen später mit denen eines Balkenmodells verglichen werden.

Da der Flugzeugentwurfsprozess iterativ ist und sich geometrische Daten auch zu einem späteren Zeitpunkt noch ändern können, soll ein schnelles Anpassen des CAD-Modells ermöglicht werden. Aus diesem Grund wurde im themenverwandten Forschungsvorhaben MILAN [19] bereits damit begonnen, ein in PYTHON implementiertes Flügel-Definitionstool zu entwickeln. Dieses Tool wird auch für ProFla verwendet und den Besonderheiten der Tragflügelstruktur entsprechend angepasst. Als Geometrie-Input dient die Flügeldefinition in Form einer EXCEL-Tabelle. Diese enthält sowohl Informationen über einen Mehrtrapezflügel-Grundriss als auch über 2D-Koordinaten verwendeter Flügelprofile. Somit ist es möglich, die aerodynamische Hülle des Flügels automatisiert zu erstellen und als STEP-Datei zu exportieren, siehe Abbildung 4. Primärstrukturkomponenten wie Holm und C-Holm können ebenfalls integriert werden.

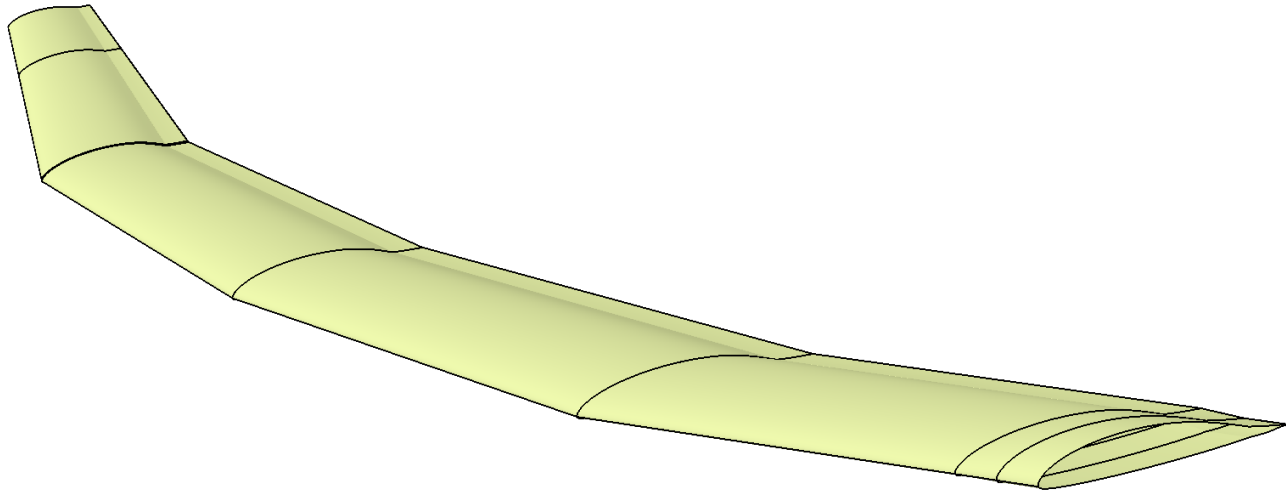


Abbildung 4 Aerodynamische Hülle des CAD-Schalenmodells

Mit dem bestehenden Flügel-Definitionstool ist neben der Geometriedefinition bereits auch die automatische Ausgabe einer Punktmassenverteilung für HYPERMESH und Nastran implementiert. Hierfür dient als Input eine EXCEL-Tabelle mit diskreten Massepunkten und den zugehörigen Schwerpunkten für alle Strukturkomponenten sowie optional für Wasserballast.

Zur Untersuchung der Modaldaten wird vom Referenzflugzeug ein gekoppeltes FE-Schalen-Balken-Modell entwickelt. Der Flügel des modellierten Flugzeugs wird als FE-Schalenmodell ausgeführt. Als Eingabe dienen hier die parametrisierten Geometriedaten der aerodynamischen Schale, des Holms und des C-Steps. Zusätzlich werden Informationen zu den Materialparametern, dem Lagenaufbau und eine Massenverteilung des Flügels vom Projektpartner zur Verfügung gestellt. Die Primärstruktur des Flügels, die mit Flächen in CAD dargestellt wird, wird mit Hilfe des oben beschriebenen PYTHON-Skripts aus der parametrisierten Geometrie generiert. Weitere Manipulationen der generierten Struktur wurden in CATIA durchgeführt. Die FE-Vernetzung und Aufbereitung der Flügelgeometrie wurde mit HYPERMESH durchgeführt. Der vereinfachte Lagenaufbau wird in den Elementen mit PCOMP-Karten für Verbundstrukturen definiert. Die Masse wird als Kombination aus kontinuierlich verteilten Massen, welche durch die Dichtedefinition der Elemente entsteht, und diskreten Punktmassen, welche an die Struktur angebunden sind, modelliert. Das FE-Schalenmodell des Flügels wird anschließend mit einem Balkenmodell des Rumpfes und des Leitwerks gekoppelt, das vom Projektpartner bereitgestellt wurde.

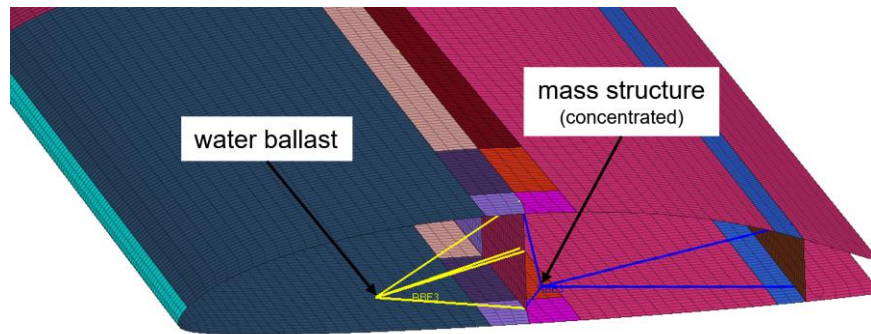


Abbildung 5 Detailaufnahme des FE-Schalenmodells mit Punktmassen

Für die Modalanalyse des Modells wird der an der TUM verfügbare FE-Solver Nastran verwendet. Zur Validierung der bei der Modellentwicklung getroffenen Annahmen und Vereinfachungen werden mehrere Simulationsläufe durchgeführt. Ein Hauptpunkt dieser Untersuchung war die Bestimmung sinnvoller Randbedingungen. Dabei wurde festgestellt, dass eine Einspannung mit Federelementen im Schwerpunkt des Flugzeugs und eine Modellierung ohne äußere Randbedingungen in Nastran die gleichen Ergebnisse liefern. Um ein Modell der Flügel-Rumpf-Anbindung zu erhalten, wurde eine Parameteranalyse durchgeführt. Eine Untersuchung der Bolzen-Buchsen-Verbindungen zeigte, dass insbesondere die Flügelbiegemoden in x-Richtung durch die Modellierung der Querkraftanschlüsse beeinflusst werden. Eine geringere Steifigkeit der Verbindungen führte zu einer Verschiebung hin zu niedrigeren Modalfrequenzen der entsprechenden Moden. Hinsichtlich des Massenmodells zeigte sich, dass ein rein konzentriertes Massenmodell ohne definierte Massenträgheitsmomente zu unrealistischen Ergebnissen hinsichtlich der Flügel-Torsionsmoden führt. Die untersuchte Kombination von verteilter Masse in den Schalenelementen mit konzentrierten Punktmassen für zusätzliche Komponenten verbesserte die Qualität der erfassten Torsionsmoden. Außerdem wurde die Steifigkeit lokaler Bereiche sowie die des Gesamtmodells untersucht. Eine Variation der Steifigkeit im Bereich der Holmstummel zeigte nur geringe Auswirkungen auf die Simulationsergebnisse. Allerdings zeigte eine Analyse mit leicht veränderten Materialparametern einen starken Einfluss auf die Ergebnisse.

Um die Qualität des entwickelten Modells zu überprüfen, wurden die Simulationsergebnisse mit experimentellen Daten aus dem Standschwingversuch des Projektpartners verglichen. Dazu wurden sowohl eine Konfiguration ohne zusätzlichen Wasserballast als auch eine Konfiguration mit maximalem Wasserballast betrachtet. Die niederfrequenten Biege- und Schwenkmoden stimmten gut mit den experimentellen Daten überein. Eine Anpassung durch leichte Variationen der Materialparameter war schnell möglich. Für die Biegemoden höherer Ordnung wurde eine zunehmende Abweichung zu höheren Frequenzen beobachtet. Auch bei den Torsionsmoden wurden deutliche Abweichungen festgestellt.

Generell kann gesagt werden, dass die für die Flutteranalyse relevanten Moden mit Ausnahme der Torsionsmoden mit einigermaßen guter Qualität erfasst wurden. Die Erkenntnisse aus der Modelluntersuchung zeigen auf, welche Aspekte bei der Modellentwicklung kritisch und welche von untergeordneter Bedeutung sind. Unter Berücksichtigung der beschriebenen Verfahren ist es möglich, ein FE-Schalenmodell zu entwickeln, das für Modalfrequenzen bis 20 Hz gute Ergebnisse liefert. Es gibt jedoch einige Bereiche, in denen der Detaillierungsgrad verbessert werden kann, um die Genauigkeit des Modells zu erhöhen. Um die Qualität der Torsionsmoden zu verbessern, ist es ratsam, das Massenmodell zu erweitern. Insbesondere eine detailliertere Verteilung der Massen, die von der Steuerung, den Klappen und den Zusatzeinrichtungen herrühren, ist essenziell. Als Referenz kann die im Balkenmodell verwendete Massenverteilung verwendet werden. Die Verbindungen der Tragflächen sind in



diesem Modell stark vereinfacht. Mit der Absicht, Modalformen zu erfassen, die aus der Elastizität und Asymmetrie der Flügelanschlüsse herrühren, könnte dieser Bereich im Modell überarbeitet werden. Wenn das Balkenmodell des Rumpfes für weitere Analysen verwendet wird, empfiehlt es sich, die vordefinierten Steifigkeitswerte in diesem Modell zu validieren. Sollten die modalen Parameter des Modells an die Ergebnisse des Standschwingversuchs angepasst werden, ist es notwendig, die Parameteranalyse der Materialeigenschaften zu erweitern.

Da für die dynamische Stabilitätsanalyse ein Balkenmodell der Struktur ausreichend gute Ergebnisse liefert, wurde die Entwicklung eines Schalenmodells erstmal nicht weiterverfolgt.

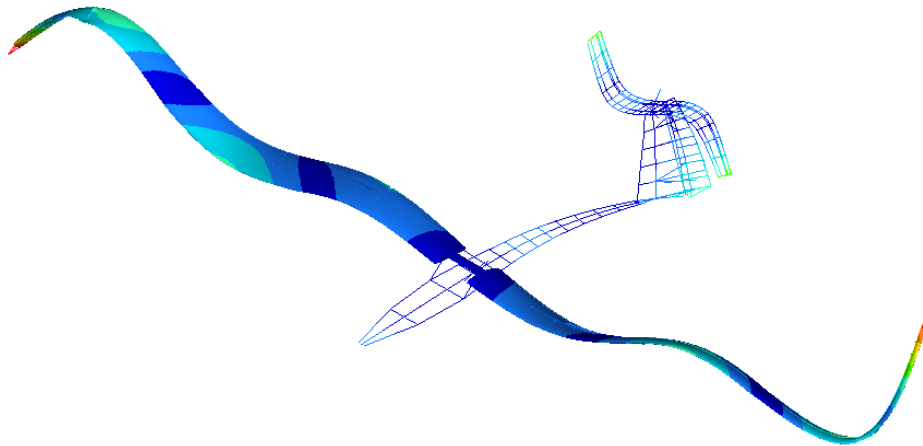


Abbildung 6 Post-Processing der Modalanalyse

Balkenmodell

Parallel zu der Schalenmodellierung wird ein eigener FE-Pre-Processor für ein Flugzeug-Balkenmodell in PYTHON implementiert. Aus dem LuFo Projekt MILAN wurde ein Softwaretool zur Flügelgeometrieerstellung adaptiert, um Balkenquerschnittseigenschaften zu berechnen. Diese bilden die Basis für ein FEM-Balkenmodell. Der grundlegende Ablauf des Softwaretools ist in Abbildung 7 dargestellt. Dabei werden Geometriedaten wie Flügelgrundriss, Profile und Strukturquerschnitte über leicht zu editierende Textdateien eingelesen. Ebenso werden Materialdaten und die Definition von Lagen und Laminaten über Textdateien eingelesen. Aus Geometrie- und Steifigkeitsdaten wird ein FE-Balkenmodell als Input für Nastran generiert. Die umfangreichere Modalanalyse mit Hilfe des Standschwingungsversuchs soll der Verifizierung des abstrakten Balkenmodells dienen. Ebenso dienen die Simulationsergebnisse des Projektpartners Schempp-Hirth einem Vergleich der Methoden.

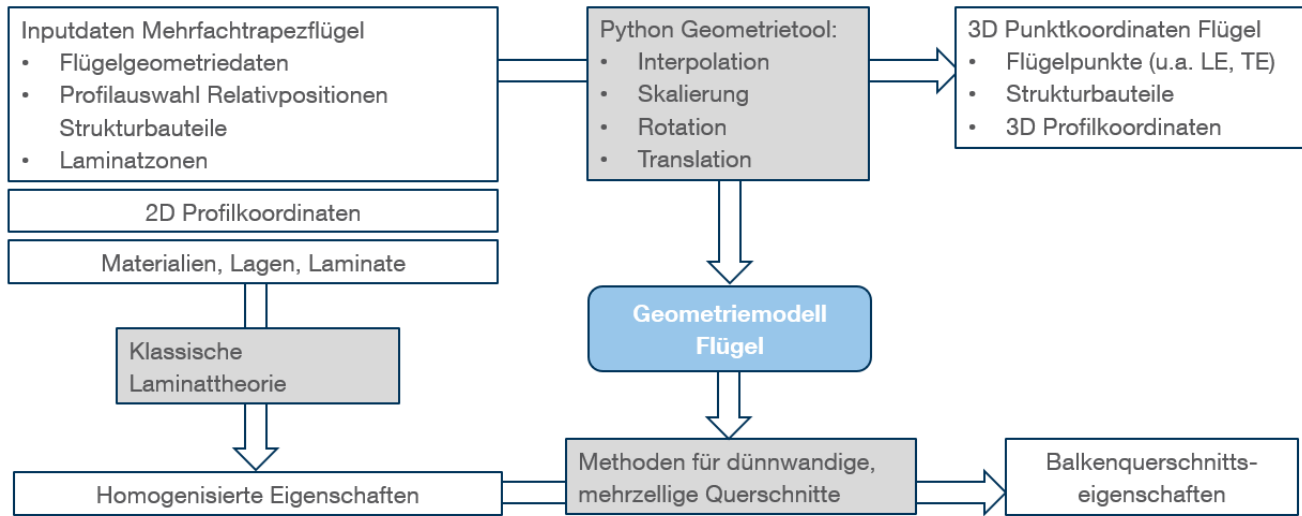


Abbildung 7 Softwaretool Flügelgeometrie

Ausgang der parametrischen Beschreibung des Flugzeugs sind Datenblätter mit Geometrie-, Material-, Struktur- und Massenverteilungsdaten in .csv Format, siehe Abbildung 8. Diese Datenblätter werden im ersten Schritt gelesen. Die geometrische Definition beinhaltet 2D Profile in .dat Format, welche skaliert, rotiert und in Spannweitenrichtung verschoben werden.

| No | y [mm] | c [mm] | sweep pos x [-] | sweep [deg] | twist pos x [-] | twist pos y [-] | twist [deg] | dih pos x [-] | dih pos y [-] | dih [deg] | airfoil 0 |
|----|--------|--------|-----------------|-------------|-----------------|-----------------|-------------|---------------|---------------|-----------|--------------|
| 0 | 0.0 | 745.0 | 0.000 | 0 | 0.000 | 0.000 | 0.000 | 0.000 | 0.000 | 0 | naca0012.dat |

Abbildung 8 Eingabetabelle für die Geometriebeschreibung des Flügels

Diese Flügeldefinition erlaubt die Beschreibung der strukturellen Elemente in Form von Holmsteg und Holmgurt, siehe Abbildung 9. Die relativen Positionen des Mittel- und C-Holmes, die absolute Dicke und Breite des Mittelholmgurts und die Breite des C-Holmes sind angegeben. Die Position des Holmstegs ist relativ zur absoluten Breite und nicht zur Profillinie des Tragflügels gegeben. Um ein einzelnes Holmsteg in der Mitte des Holmgurts zu definieren, werden beide Werte für die Position des Holmstegs 1 und 2 auf 0,5 gesetzt. Ein Kastenholm kann mit den Werten 0 und 1 definiert werden. Um einen C-Holm zu definieren, der zur Klappe hin offen ist, wird der Wert für die Position des C-Holmstegs auf 0 gesetzt; um ihn nach vorne offen zu definieren, wird der Wert auf 1 gesetzt.

| x rel spar [-] | w spar cap [mm] | t spar cap up [mm] | t spar cap low [mm] | pos spar web [-] | pos spar web 2 [-] | x rel c spar [-] | w c spar [mm] | pos c spar web [-] | pos nose bond [-] |
|----------------|-----------------|--------------------|---------------------|------------------|--------------------|------------------|---------------|--------------------|-------------------|
| 0.410 | 59.7 | 9.88 | 9.88 | 0.5 | 0.5 | 0.753 | 25 | 1 | 0.02 |

Abbildung 9 Eingabetabelle für die Beschreibung der strukturellen Elemente des Flügels

Laminatzonen werden für die obere und untere Seite eines Tragflügels separat definiert, siehe Abbildung 10. Das Ende jeder Zone, das in relativen Profilkordinaten angegeben ist, ist ebenfalls tabellarisch definiert. Zusätzlich wird für jede Sektion des Flügels auf eine Datei mit Informationen über die Laminatstrukturen verwiesen.

Das sich ergebende Flügelprofil mit Laminatzonen und Strukturkomponenten wird anhand eines Beispiels in Abbildung 11 gezeigt.



| pos zone low 0 end | pos zone low 1 end | pos zone up 0 end | pos zone up 1 end | pos zone shell aft end | laminatfile |
|--------------------|--------------------|-------------------|-------------------|------------------------|----------------|
| 0.134 | 0.300 | 0.134 | 0.300 | 0.82 | laminates.xlsx |

Abbildung 10 Eingabetabelle für die Beschreibung der Laminatzonen

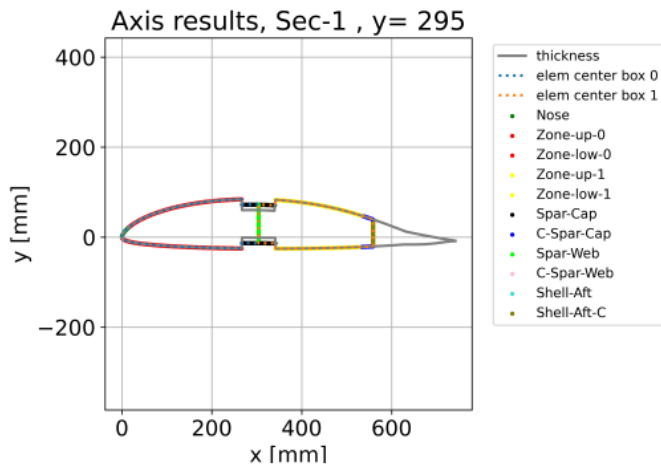


Abbildung 11 Flügelpprofil mit Laminatzonen und Strukturkomponenten

Um die Steifigkeits- und Massenträgheitseigenschaften im Querschnitt zu berechnen ist die Methodik für dünnwandige, mehrzellige Balkenquerschnitt aus [1] implementiert. Diese wurde für eine feine Diskretisierung mit Elementen zwischen umlaufenden Profilkordinaten s angepasst, wie in Abbildung 12 gezeigt. Die innere Kante jedes Elements wird durch die Laminatdicke an dieser Stelle festgelegt. Die Elementlänge Δs wird durch den diskreten Profilkordinatenabstand definiert. Die äußere Seite wird durch die aerodynamische Profilloberfläche an den nominalen Koordinaten definiert. Dies kann unabhängig vom ursprünglichen Profilkordinatendatensatz vom Benutzer beeinflusst werden. So können auch Zonen mit verschiedenen Laminaten (z.B. vor und hinter dem Holm) definiert werden.

Zusätzlich zur Profilloberfläche werden vertikale Elemente in Form von Holmstege definiert. Bis zu drei Holmstege können festgelegt werden, zwei für den Mittelholm und einen für den C-Holm. Hinter dem C-Holm wird die Profilkordinate nicht mehr für strukturelle Berechnungen berücksichtigt.

Mit einem objektorientierten Ansatz in Python werden jedem Element geometrische und strukturelle Eigenschaften zugewiesen. Die Zuordnung der Laminat-Eigenschaften erfolgt basierend auf der Lage des Elements in einer spezifischen Laminatzone. Zur Berechnung von Torsionssteifigkeit und x-Lage des Schubmittelpunkts wurden die Methoden für bis zu drei Boxen implementiert. Um die Materialeigenschaften in jedem Element zu erhalten, wurde die Klassische Laminattheorie implementiert [20]. Diese kondensiert den kompletten Laminataufbau in einem Element auf wenige orthotrope Parameter.

Folgende strukturellen Eigenschaften werden berechnet:

- Flächenmoment,
- neutrale Faser,
- Biegesteifigkeit,



- Torsionssteifigkeit,
- Schubmittelpunkt,
- und Schwerpunkt.

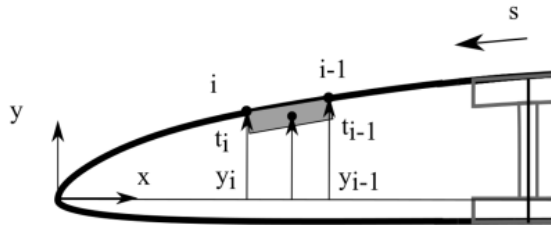


Abbildung 12 Finite Diskretisierung des Flügelprofils entlang der Profilloberfläche für die Berechnung der strukturellen Eigenschaften

Das Ergebnis wird in Querschnittsplots visualisiert (siehe Abbildung 13) und in Tabellenform ausgegeben. Es können Stützstellen für beliebige spannweite Positionen definiert werden, an denen die Eigenschaften berechnet werden sollen. In der Geometriedefinition wird linear interpoliert, wenn dort keine expliziten Werte definiert sind.

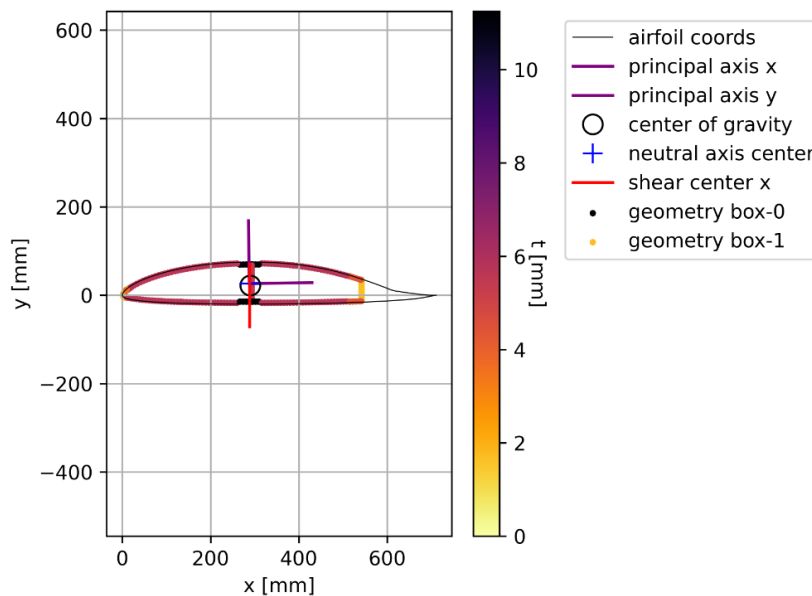


Abbildung 13 Visualisierung der Ergebnisse des Querschnitts mit lokaler Laminatdicke

Die bisherige Entwicklung eines solchen Pre-Processors ermöglicht es, eine Nastran-Eingabedatei mit den Elementen zu erhalten, die das Balkenmodell eines Beispielflugzeugs definieren. Die mittels eines PYTHON-Skripts generierten Inputdateien können dabei für unterschiedliche Strukturanalysen (hier: Modalanalyse) verwendet werden. Die Vorteile des erstellten Tools liegen darin, dass es die Bearbeitung der geometrischen Daten des Flugzeugs schnell und parametrisiert mittels eines auch vom Projektpartner genutzten XML-Inputs umgesetzt werden können.



Aus den berechneten Daten wird ein Nastran-Inputfile für das Balkenmodell automatisch generiert. Mehrere parallele Balkenelemente mit unterschiedlichen Steifigkeiten bilden die Gesamtsteifigkeiten ab. Balken an der Flügelvorder- und Hinterkante bzw. die Rumpfseiten dienen der Visualisierung und haben keine Steifigkeit. Die Massenverteilung ist statt als Eigenschaft der Balkenelemente mit kondensierten Massenpunkten modelliert. Damit sollen die Unsicherheiten und Diskrepanzen in den Torsionsmoden gegenüber den Standschwingungsversuch adressiert werden. Alle Verbindungs- und Übergangselemente zwischen den Hauptflugzeugkomponenten sind als Federelemente modelliert, die vom Benutzer frei definierbar sind um die Übereinstimmung mit den experimentellen Daten zu verbessern.

Zur Validierung des generierten Balkenmodells wurden die Biege-, Schwenk- und Torsionssteifigkeiten mit dem ursprünglichen Balkenmodell von Boxbeam verglichen.

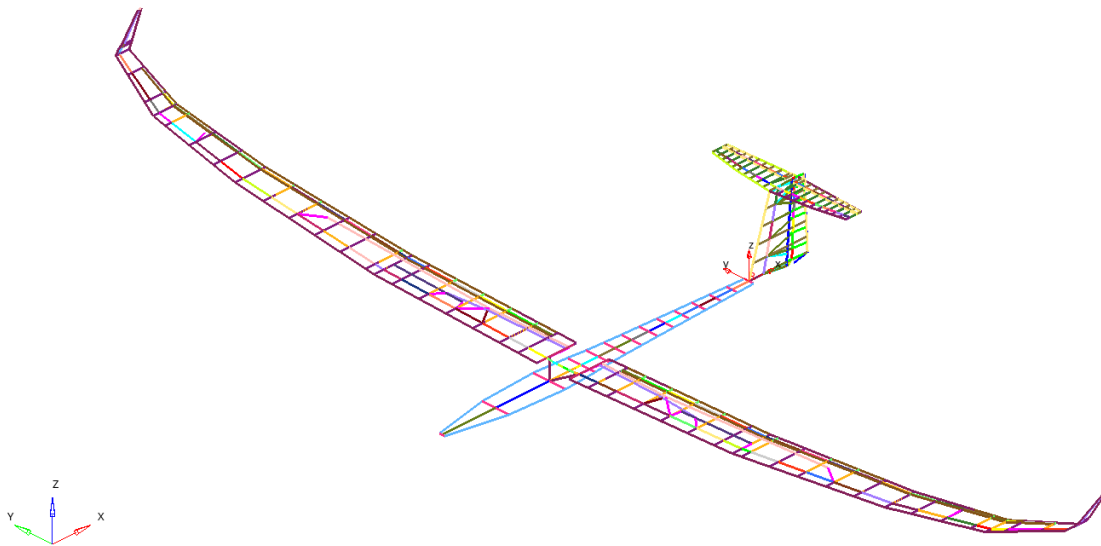


Abbildung 14 Balkenmodell des Beispielflugzeugs

Aerodynamikmodell für Flatterrechnung

Ein Softwaremodul für die automatisierte DLM Panelerstellung basierend auf die Geometriedefinition ist implementiert. Hierbei werden Flügel und Steuerklappen separat modelliert um das Splining zwischen Struktur und aerodynamische Modellierung zu vereinfachen. Damit kann der Einfluss von Steuerflächen in der Flatterrechnung modelliert werden. Abbildung 15 und Abbildung 16 zeigen das generierte FE und das DLM Modell. Die erstellten Modelle sind in Nastran 95 Format.

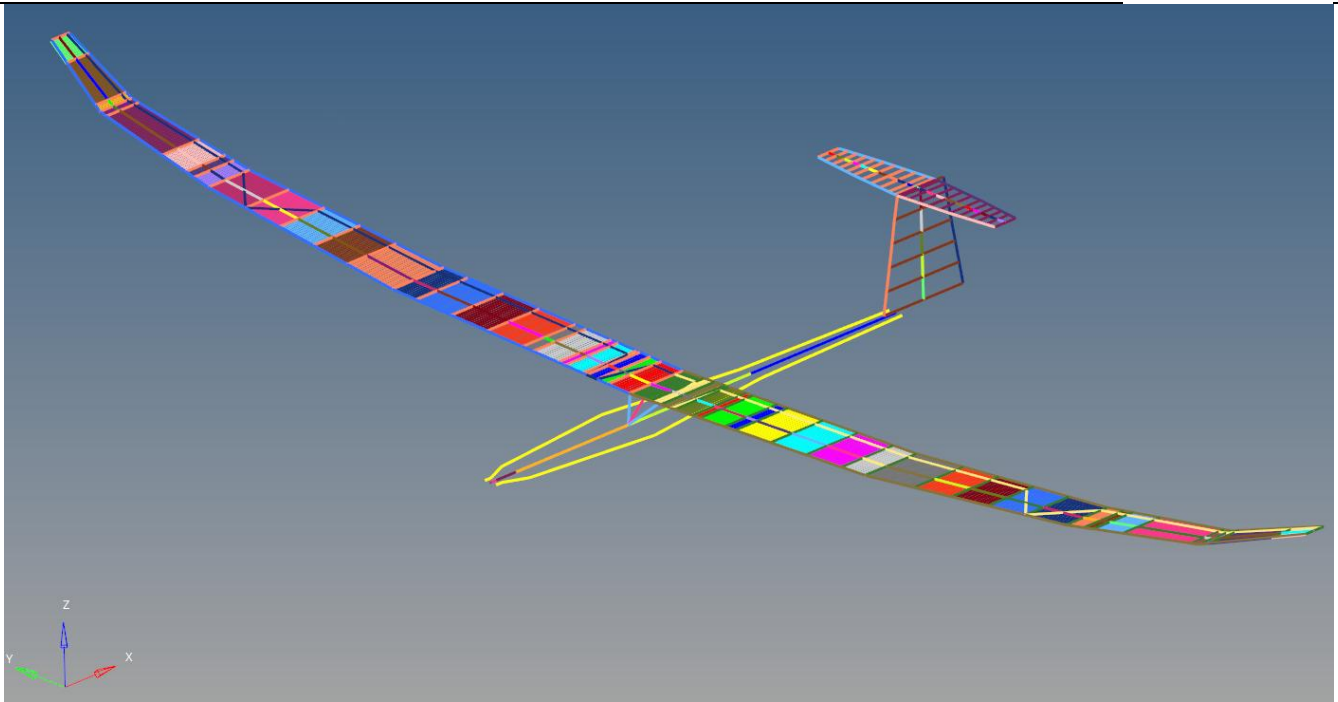


Abbildung 15 Struktur- und Aerodynamikmodell für die Flutteranalyse

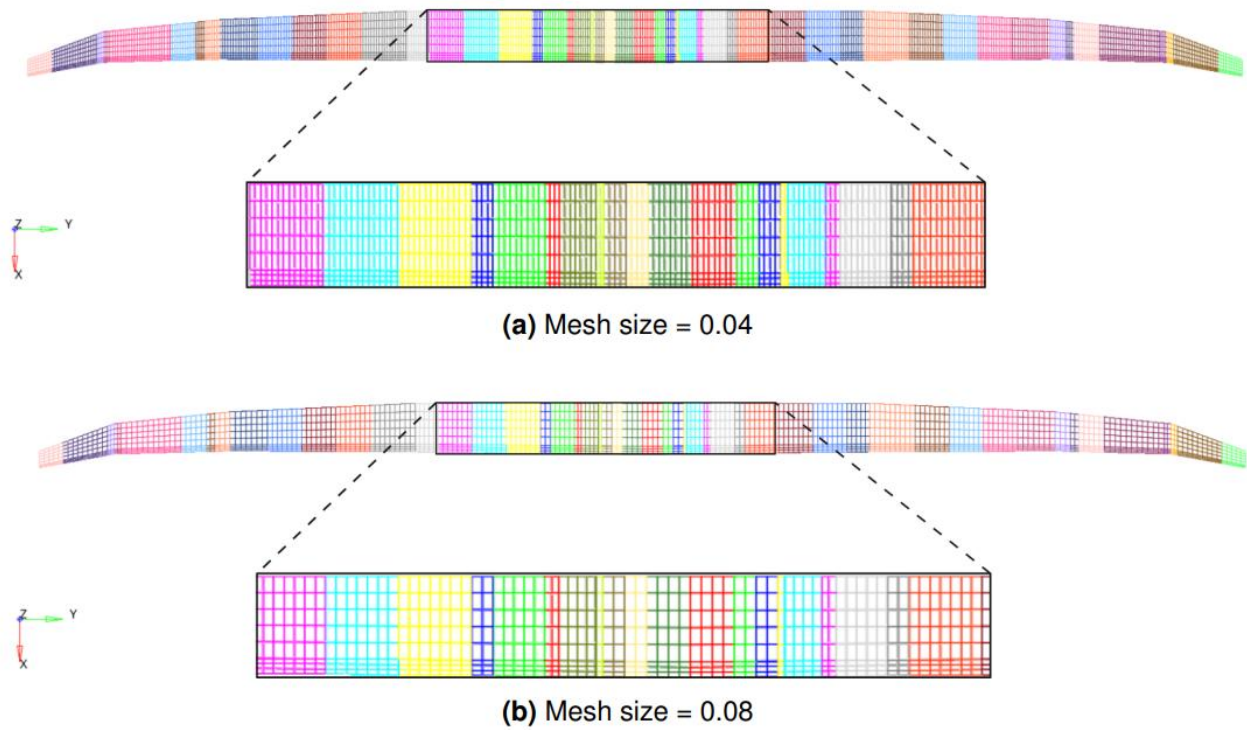


Abbildung 16 Diskretisierung der Tragflächen für DLM



Flattersolver

Nastran bietet begrenzte Möglichkeiten zur Korrektur von den instationären aerodynamischen Kräften. Dazu treten in manchen Fällen Fehler bei den Eigenwertlösungsverfahren auf. Um diese Probleme zu umgehen wurde in Rahmen einer Semesterarbeit von Bantlin ein pk-Solver in Python implementiert. Der Solver benötigt die Massen-, Steifigkeits-, Dämpfungsmatrizen sowie die generalisierten aerodynamischen Kräfte aus Nastran um die eine selbständige Flatterrechnung durchzuführen. Die Nastran-Inputdateien wurden dafür modifiziert um die benötigten Matrizen zu exportieren. Das erlaubt ein Vergleich der Druckverläufe zwischen DLM, CFD und der Winkdkanalkampagne, die Formulierung einer Korrekturmatrix sowie eine gezielte Korrektur von DLM mit externen Daten.

AP 1.4: Numerische Untersuchung instationärer Klappenbeiwerte an Laminarprofilen

Ziel des Arbeitspakets ist es, die Klappenbeiwerte an modernen Laminarprofilen mittels numerischer Methoden (CFD) zu untersuchen. Dafür wurde in Absprache mit Schempp-Hirth ein repräsentatives Beispielprofil mit Hinterkantenklappen für CFD Simulationen ausgewählt. Der untersuchte Gegenstand ist der Laminarflügel von dem Segelflugzeug Ventus-3. Im Rahmen dieses Arbeitspakets soll ein geeignetes 2D-Aerodynamikmodell bzw. Vernetzung aufgebaut werden. Nach der Auswahl von geeigneten CFD-Solvern mit Transitionsmodellierung für instationäre Berechnungen, sollen stationären und instationären Beiwerten mittels CFD berechnet und anhand Literaturwerten validiert werden.

Transitionsmodell

Zunächst wurde einen geeigneten CFD Solver mit Transitionsmodellierung für instationäre Berechnungen ausgewählt. Die Kriterien für die Entscheidung des endgültigen Solvers sind:

- Der Solver ist geeignet für instationäre Rechnungen mit Mehrkörpersimulationen, in dem Fall die relative Bewegung von Wölbklappe und Profil, zum Beispiel durch Flattern eines Tragflügelsegments. Der Solver muss deswegen Galilei Invariant sein [21, 22];
- Eine automatische lokale Geschwindigkeitsrechnung und Turbulenzintensitätsrechnung ist vorhanden um die Interaktion zwischen Strukturteilen zu berücksichtigen;
- Die Transition wird gut aufgelöst und der Onset von der Transition stimmt näherungsweise mit der Vorhersage von XFOIL zusammen;
- Der Solver basiert auf eine lokale Transitionsmodellierung („local based transition modeling“) oder oder auf eine laminare Energie Fluktuation Methode („laminar fluctuation energy method“), bei der die verschiedenen Transitionsmechanismen erfasst werden können („natural, bypass, separation induced, crossflow“) [22];
- Der Solver eignet sich für strukturierte und unstrukturierte Vernetzungen;
- Der Solver ist geeignet um 3D Geometrien zu simulieren;
- Kompatibilität mit ANSYS ICEM ist vorhanden;



- Einfache Implementierung, d.h. keine aufwendige Kalibrierung anhand von Experimentaldata notwendig, da diese noch nicht vorhanden sind;
- Der Solver ist schnell und robust
- Der Solver kann keine kritischen Begrenzungen haben, die die durchzuführenden Untersuchungen limitieren.
- Ein weiterer nicht kritischer Bewertungspunkt ist die mögliche Verwendung von Open Source Solvern.

Die Transitionsmodelle, die nach Berücksichtigung der Kriterien in Frage gekommen sind, waren:

- $k - kl - \omega$ Modell von Ansys Fluent oder OpenFoam,
- SA-BC Modell von SU2,
- γ -Transition Modell von Ansys Fluent oder StarCCM+.

Mit Ausnahme von dem $k - kl - \omega$ Modell („laminar fluctuation energy method“), basieren alle andere Transitionsmodelle auf lokale Korrelationen [21]. Das $k - kl - \omega$ Modell basiert auf das sogenannte „Laminar Fluctuation Energy Method“. Das $k - kl - \omega$ Modell benutzt ebenfalls lokale Variablen und kann die Transitionslage und den laminaren Anteil der Strömung ohne eine vorherige Kalibrierung korrekt vorhersagen [21, 23].

In [23] wird gezeigt, dass das SA-BC-Transitionsmodell ebenfalls den laminaren Anteil der Strömung sowie die Transitionslage vorhersagen kann. Bei derselben Untersuchung zeigte sich, dass das $k - kl - \omega$ Modell den besseren Ergebnissen im Hinblick auf der laminaren Ablöseblaselage bei $Re=1e5$ liefert, aber es scheint schwer zu konvergieren und braucht deswegen eine höhere Anzahl an Zellen und mehr Rechenzeit. Zudem konnten Instabilitätsprobleme im C_p -Verlauf erkannt werden, welche aufgrund der noch zu geringen Anzahl an Zellen entstehen können. Es schien nicht in der Lage zu sein alle physikalischen Phänomene zu erfassen [23]. Dagegen scheint das BC-Modell mit demselben Gitter robuster zu sein, was sich mit dem numerischen Hintergrunds des Modells (Kopplung von Intermittenz Funktion aus experimentelle Datensätze) begründen lässt [23].

Das verbreitete $\gamma - Re_{\theta}$ SST Modell ist nicht Galilei Invariant und wurde durch das vereinfachte γ -Modell ersetzt, welches schon Galilei Invariant ist. Beide Transitionsmodelle wurden basierend auf experimentelle Datensätze entwickelt und reagieren sehr sensible auf Re -Zahlen, Geometrien und Turbulenzparameter [24]. Deswegen sollten die Standardeinstellungen von ANSYS FLUENT ohne eine zusätzliche Kalibrierung nicht einfach verwendet werden. Eine solche Kalibrierung basiert auf experimentellen Untersuchungen und ist aufwändig [24]. Das γ - Transitionsmodell von StarCCM+ oder ANSYS FLUENT mit Standardeinstellungen wurde aufgrund seiner Robustheit und der Fähigkeit die natürliche laminare Ablösung zu erfassen für die Gitterstudie benutzt.

Rechengitter und numerisches Setup

Mehrere Gitter mit unterschiedlichen Verfeinerungsgrad wurden zunächst untersucht, um eine gitterunabhängige Lösung und den minimalen Rechenaufwand zu finden. Die Untersuchung der Zellenverteilung wurde jeweils in orthogonaler und tangentialer Richtung zur Profiloberfläche durchgeführt. Es wurden sowohl strukturierte als auch unstrukturierte Gitter untersucht. Die 2D strukturierte Vernetzungen für die CFD-Simulationen wurden in ANSYS ICEM aufgebaut. Die 2D hybride Vernetzungen aus Prismen und Polyeder für die CFD-Simulationen wurden in ANSYS ICEM und StarCCM+ erstellt.



ANSYS ICEM wurde aufgrund der Möglichkeit problemspezifische und optimierte Netze individuell zu erstellen ausgesucht. Damit ist es möglich den Einfluss einzelner Parameter auf der numerischen Lösung zu untersuchen. Jedoch ist die Erstellung eines strukturierten Netzes sehr Zeitaufwändig. Dagegen ist eine automatische unstrukturierte Netzerstellung viel schneller. Dazu ist die Verwendung von Polyheder-Zellen aufgrund der größeren Anzahl an Nachbarzellen in Hinblick auf einem schnelleren Konvergenzverhalten besser geeignet als Hexaeder- und Tetraeder-Zellen. Um aber die Grenzschicht gut auflösen zu können, muss hier eine Prismenschicht eingeführt werden.

Alle Gitter wurden nach den Richtlinien von [12] für eine gute Vernetzung erstellt. Die Domäne zeigt eine C-Topologie, welche sich für Simulationen von Flügelprofile eignet. Die Länge der Domäne wurde so ausgewählt, dass die Randbedingungen die Lösung nicht beeinflussen. Die Domäne und die Randbedingungen sind in Abbildung 17 präsentiert.

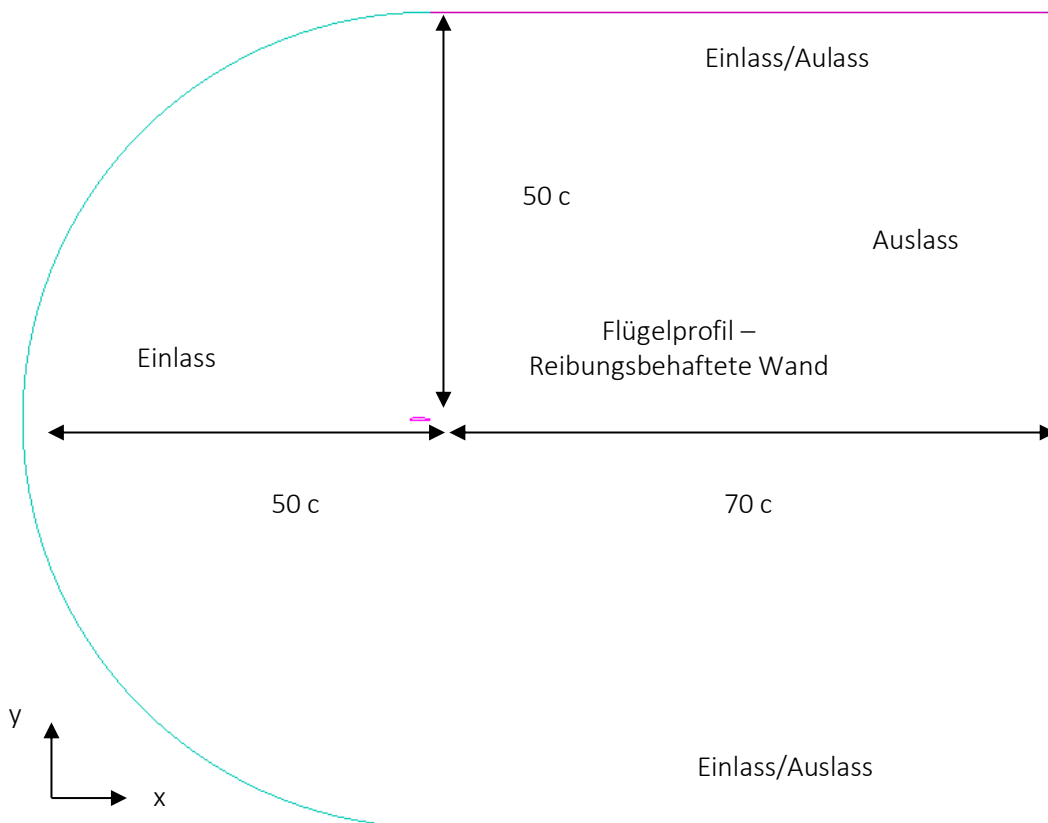


Abbildung 17 Domäne und Randbedingungen der Vernetzung

Sowohl Anstellwinkel als auch Einlassgeschwindigkeit werden als Randbedingungen definiert. Der Anstellwinkel bestimmt welche Grenzen Einlass (Velocity Inlet) und Auslass (Pressure Outlet) sind.

Um die Grenzschicht gut aufzulösen, wurde ein y^+ - Wert kleiner eins an der Flügeloberfläche eingestellt ($y^+ \approx 0.2$). Darüber hinaus wurde die Expansionsrate so ausgewählt, dass ca. 40 Zellen innerhalb der Grenzschicht liegen [25]. Die Zellenverteilung wurde basierend auf Erfahrungs- und Literaturwerte eingestellt und die Expansionsrate wurde einem Wert von 1.10 zugewiesen.



Um die Phänomene in der Grenzschicht zu erfassen und die Konvergenz im Sinne der Lage der Transition und der laminaren Ablösungsblase im C_p -Verlauf und C_f -Verlauf zu untersuchen, wurden die Vernetzungen auf folgende Parameter näher untersucht:

- Zellenverteilung im Transitionsbereich entlang der Flügeloberfläche, wie auch in [26] beschrieben,
- Zellenverteilung in Wandnormalerrichtung innerhalb der Grenzschicht.

Unter Berücksichtigung der oben genannten Punkte sind mehrere Gitter mit unterschiedlichen Verfeinerungsgrad entstanden. Diese Gitter sind in Tabelle 1 zu erkennen.

Tabelle 1 **Untersuchte Gitter mit Angabe der Zellenverteilung in x- und y-Richtung**

| Aerodynam- mic Model | Anzahl der Zellen | Max Cell Spacing | Y+ | Description |
|-------------------------|----------------------|---------------------|-------------|--|
| Mesh_1 | 256306 | 0.004 | 0.1 | Sehr grobe Vernetzung |
| Mesh_2 | 307518 | 0.003 | 0.1 | Grobe Vernetzung |
| Mesh_3_1 | 375134 | 0.002 | 0.1 | Basis Vernetzung |
| Mesh_3_2 | 399454 | 0.002 | 0.1 | Basis Vernetzung mit erhöhter Anzahl an Zellen orthogonal zur Strömungsrichtung (255 → 275 Zellen) |
| Mesh_3_3 | 399454 | 0.002 | 0.2- 0.3 | Basis Vernetzung mit erhöhtem y+-Wert |
| Mesh_3_4 | 404894 | 0.002 | 0.1 | Basis Vernetzung mit erhöhter Anzahl an Zellen orthogonal zur Strömungsrichtung (255 → 275 Zellen) und feineres Gitter an der Stelle des Turbulators |
| Mesh_3_5 | 404894 | 0.002 | 0.2- 0.3 | Basis Vernetzung mit erhöhter Anzahl an Zellen orthogonal zur Strömungsrichtung (255 → 275 Zellen) und feineres Gitter an der Stelle des Turbulators und mit erhöhtem y+-Wert |
| Mesh_4_1 | 453854 | 0.0016 | 0.1 | Feine Vernetzung |
| Mesh_4_2 | 529134 | 0.0016 | 0.1 | Feine Vernetzung mit erhöhter Anzahl an Zellen im Nachlauf (200 → 250 Zellen) orthogonal zur Strömungsrichtung (275 → 305 Zellen) |
| Mesh_5 | 1815416 | 0.0016 | 0.1 | Sehr feine Vernetzung |

Um die Konvergenz der Lösung zu gewährleisten wurde das Konvergenzkriterium von $1e-9$ gewählt, sowie die Konvergenz der Transitionslage und de Auftrieb und Widerstandbeiwerte analysiert, siehe Abbildung 18. Für die Gitterunabhängigkeitsanalyse wurden eine Reynoldszahl von $Re = 2e6$ und eine Einlassgeschwindigkeit von $U_{inlet} = 29.2$ m/s bei einem Anstellwinkel $AoA = 3$ deg eingestellt. Die Turbulenzintensität Tu_{∞} wurde in Abhängigkeit der Einlassgeschwindigkeit formuliert. Die Bestimmung von Tu_{∞} erfolgt aus der linearen Interpolation aus den Windkanalangaben aus [17].

$$Tu [\%] = 0.0008 U_{inlet} + 0.01$$



Dazu wurde bei der Netzunabhängigkeitsanalyse der Turbulator an der Druckseite des Profils nicht mitmodelliert. Für die numerische Simulation wurde der Segregated Algorithmus für die Kopplung zwischen Druck und Geschwindigkeit verwendet. Aufgrund der geringen Geschwindigkeiten unter $Ma=0.3$, wurde eine konstante Dichte angenommen.

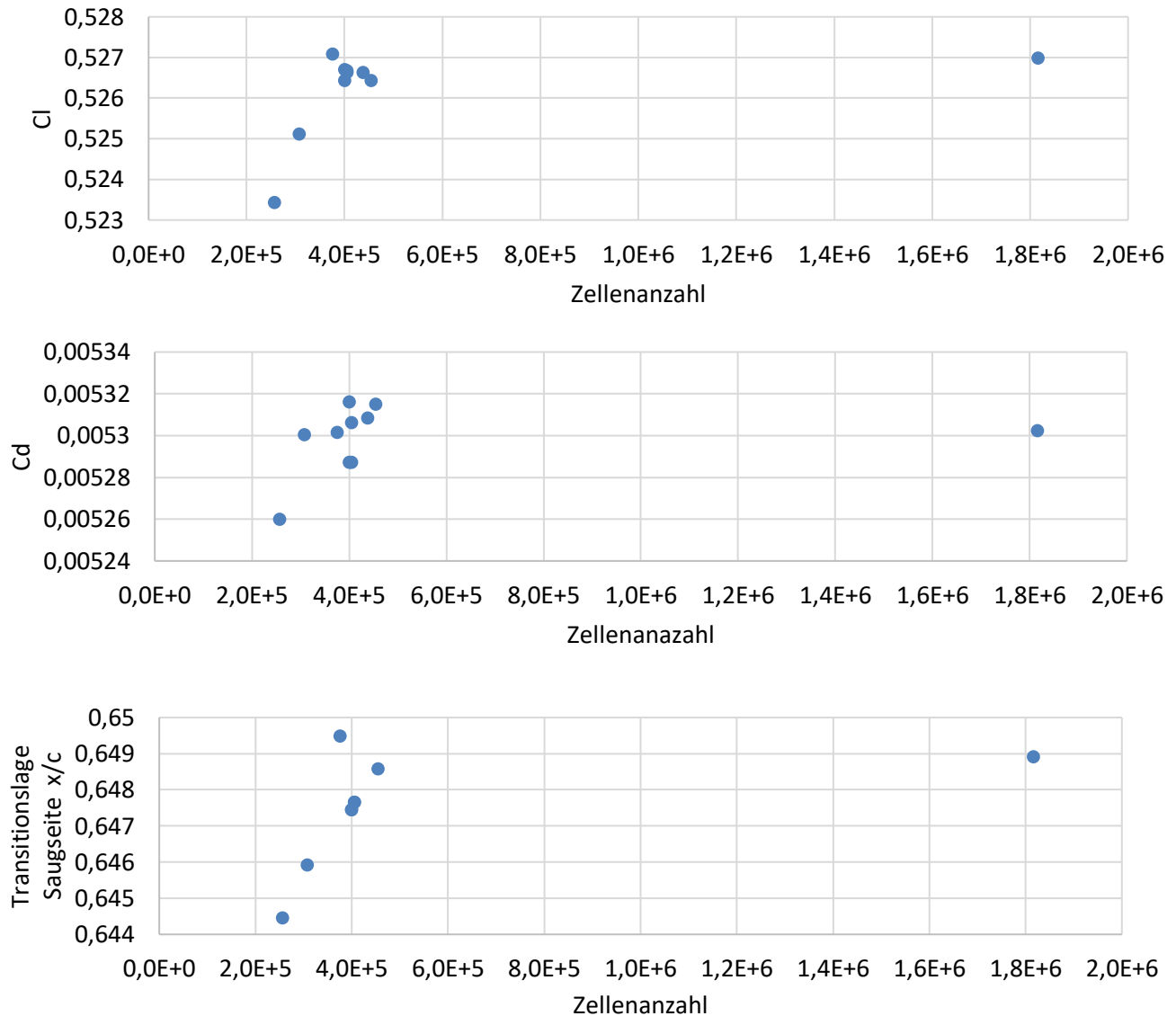


Abbildung 18 Gitterunabhängigkeitsanalyse anhand der Konvergenz von Auftriebsbeiwert (oben), Widerstandsbeiwert (Mitte) und Transitionslage an der Saugseite (unten)



Die Netzunabhängigkeitsanalyse zeigte, dass:

- Ein y^+ -Wert kleiner 0.3 keine Änderungen im C_l und C_d mehr hervorruft,
- sich die Transitionslage unabhängig vom y^+ -Wert verhält, da die Verläufe bei gleicher Turbulenzintensität deckungsgleich sind. Das entspricht den Erwartungen und den Ergebnissen aus der Literatur [27].
- Eine Zellenlänge von $0.002c$ an der Flügeloberfläche ausreichend für eine Konvergenz der Transitionslage ist.
- Die Zellenanzahl orthogonal zur Strömungsrichtung kann reduziert werden ohne, dass sich die Abweichung der Simulationsergebnisse $>1\%$ wird.
- Eine Netzverfeinerung entsprechend Mesh_3.4 (404894 Zellen) ist ausreichend um die Transition genug aufzulösen. Die Vernetzung Mesh_3.4 wird deswegen für die weitere Untersuchungsschritten zu verwenden und ist in Abbildung 9 zu erkennen.

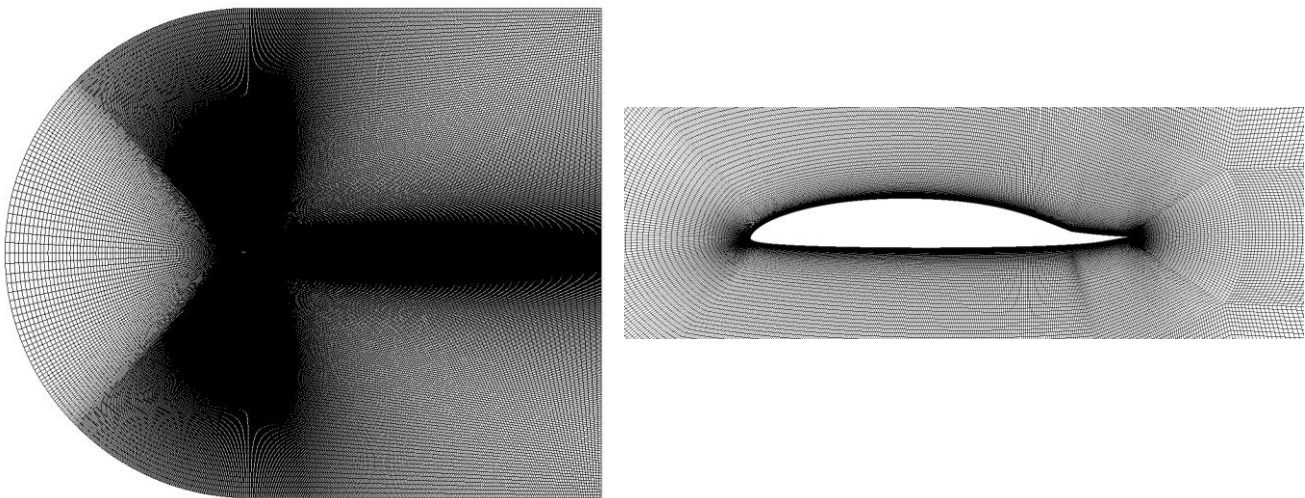


Abbildung 19 2D Strukturierte Vernetzung

Validierungsmethode

Nach der Gitterunabhängigkeitsanalyse, wurden die Auftriebs- und Widerstandspolaren mit CFD erstellt und mit XFOIL verglichen, welcher zum Entwurf und der Nachrechnung von modernen Laminarprofilen mit Hinterkantenklappen eingesetzt wird. Ein Vergleich mit Windkanaldaten konnte erst nach den Windkanaluntersuchungen erfolgen, siehe AP 2.3. Deswegen konnte mit der Kalibrierung des Transitionsmodells erst später angefangen werden.

XFOIL ist ein potentialtheoretische 2D Panelverfahren für stationäre Fälle mit Berücksichtigung viskoser Effekte [28]. XFOIL berechnet die Transition auf Basis der e^N Methode [29]. Der Parameter N oder N_{crit} ist der Logarithmus des Verstärkungsfaktors der am stärksten verstärkten Frequenz, bei der die Transition ausgelöst wird [29]. N_{crit} hängt von der Stärke der Störungen in der Umgebung ab und simuliert deren Einfluss auf der Transition am Profil [29]. Beispielswerte für N_{crit} in Abhängigkeit der Einsatzbedingungen sind [29]:



- $N_{crit} = 9$: Standardwert und entspricht einen Durchschnittswert von Windkanal,
- $N_{crit} = 10-12$: entspricht einen Wert eines sauberen Windkanals,
- $N_{crit} = 12-14$: entspricht einen Wert für einen Segelflugzeug im Freiflug.

Im Rahmen dieser Untersuchung wurden $N_{crit} = 9$ bis 12 in XFOIL ausgewählt. Diese Werte werden in der Literatur für ähnliche Untersuchungen als Referenzwerte benutzt [30, 31, 23, 32, 33].

Die Genauigkeit von XFOIL wurde anhand eines Vergleichs mit experimentellen Daten von am Flügelprofil DU89 analysiert [34]. Der Vergleich zwischen XFOIL und den Windkanaldaten zeigt eine gute Übereinstimmung von Auftriebsbeiwerte in dem negativen Anstellwinkelbereich. In dem positiven Anstellwinkelbereich werden die Auftriebsbeiwerte von XFOIL überschätzt, ähnlich wie bei dem Vergleich mit Windkanaldaten. Diese Abweichung könnte sich anhand der viskosen Effekte und dem viskosen Entwölbungseffekt begründen lassen aufgrund einer unterschiedlichen Vorhersage der Transitionslage.

Die Lage des Turbulators auf die Druckseite ($X_{trb}=0.93$ oder 0.95) hat keinen bemerkenswerten Einfluss auf die Auftriebs- und Widerstandspolare. Die Widerstandspolaren zeigen eine gute Übereinstimmung innerhalb der Laminardelle, wobei die Übereinstimmung mit einem an der im Windkanal vorhandene Turbulenzintensität angepassten N_{crit} -Faktor besser ist. Die Anpassung des N_{crit} -Faktors basiert auf die Korrelation von Mack, welche N_{crit} in Abhängigkeit von Tu_{∞} darstellt [35].

$$N_{crit} = -8.43 - 2.4 \ln\left(\frac{Tu_{\infty}(\%)}{100}\right)$$

Für $N_{crit} = 9$ und 12 ergeben sich jeweils Turbulenzintensitäten von $Tu_{\infty} = 0.07\%$ und 0.02% jeweils.

Turbulatoremodellierung und Kalibrierung in CFD

Die CFD Ergebnisse ohne Modellierung von einem Turbulator zeigen eine offene Ablöseblase an der Hinterkante, welche bei ca. 93% Profiltiefe anfängt. Der Vergleich der aerodynamischen Beiwerte mit XFOIL zeigt die Notwendigkeit einer Modellierung des Turbulators an der Druckseite.

Verschiedene Methoden zur Modellierung des Turbulators an einem 2D Modell wurden untersucht. Die erste Modellierungsart soll die in Segelflugzeugen übliche Zackenbänder als 2D Block nachbilden. Die Höhe des Blocks wurde basierend auf Literaturangaben bestimmt [36]. Eine solche Modellierung des Turbulators hervorruft eine Erhöhung der Intermittenz auf einem Wert von 1 unmittelbar nach dem Turbulator. Jedoch ist weiterhin eine Ablöseblase vorhanden. Eine Modellierung des Turbulator anhand eines Blockes ist demzufolge nicht zielerreichend. Es wird vermutet, dass das 3D Verhalten der Strömung am Zackenband nicht erfasst wird.

Die zweite Turbulatoremodellierungsart besteht aus einer Verteilung von Quellen an turbulenter kinetischer Energie in Form von Ausblaskanäle. Die Ausblasgeschwindigkeit und der Turbulenzgrad wurden in einer Parameterstudie untersucht, siehe Abbildung 20, Abbildung 21 und Abbildung 22. Die Parameterstudie hat gezeigt, dass die Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte relativ robust gegenüber der Ausblasgeschwindigkeit sind, was in Einklang mit [34] ist.

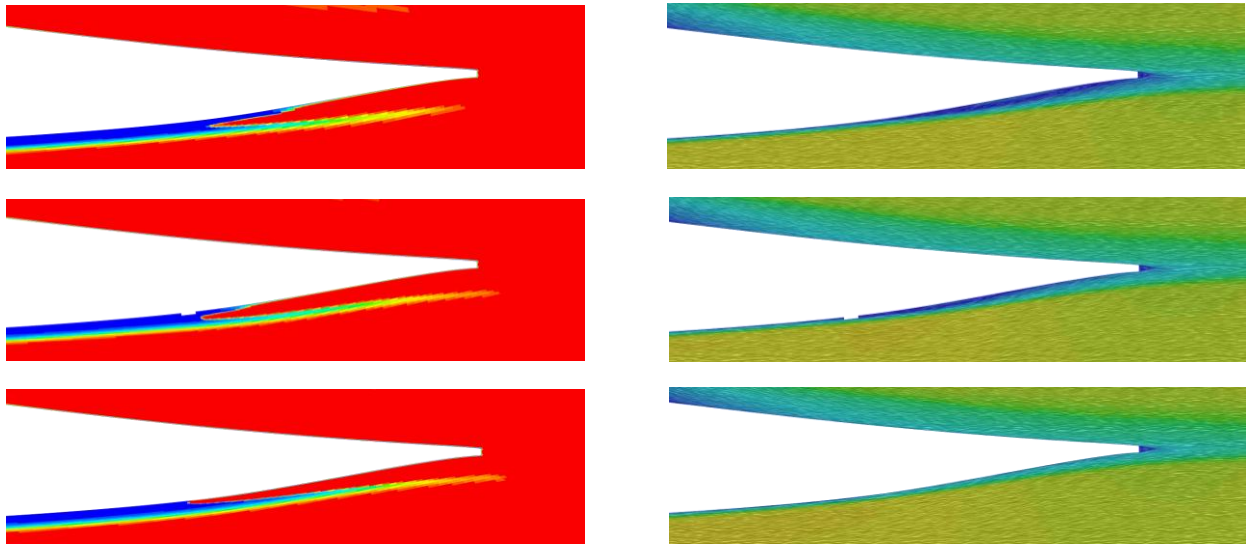


Abbildung 20 Intermittenzverteilung (links) und Geschwindigkeitsfeld (rechts) im Bereich der Hinterkantenklappe in Abhängigkeit der Turbulatormodellierung – keine Modellierung (oben), als Block (Mitte), als Quelle an turbulenter kinetischer Energie (unten)

Nach der Parameterstudie wurde entschlossen die turbulente kinetische Energie und die Ausblasgeschwindigkeit so zu wählen, dass der Widerstandsbeiwert sich am besten zu den XFOIL Werten anpasst. Damit beträgt $TKE = 100 \frac{m^2}{s^2}$ und die Ausblasgeschwindigkeit $u = 0.05 \frac{m}{s}$.

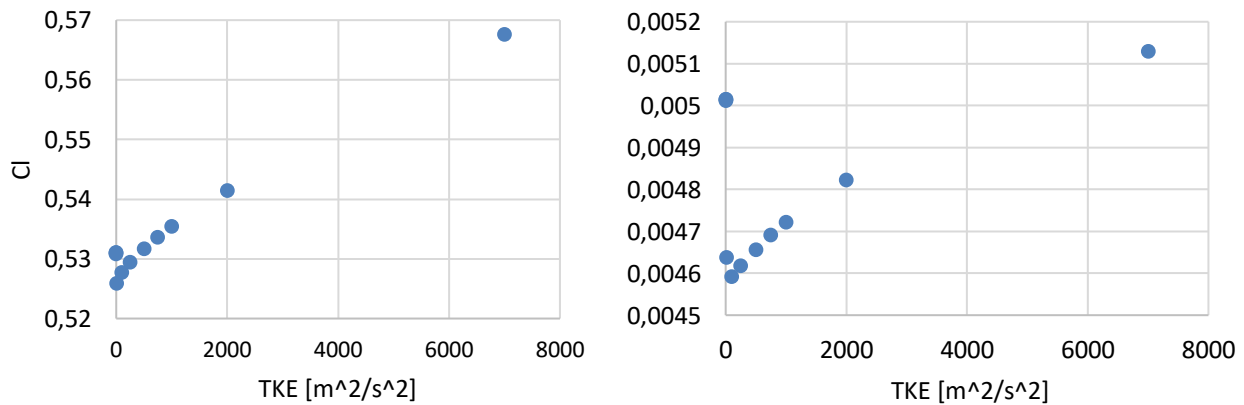


Abbildung 21 Auftriebsbeiwert (links) und Widerstandsbeiwert (rechts) in Abhängigkeit der turbulenten kinetischen Energie TKE für die Turbulatormodellierung mit einer Ausblasgeschwindigkeit von 0 m/s

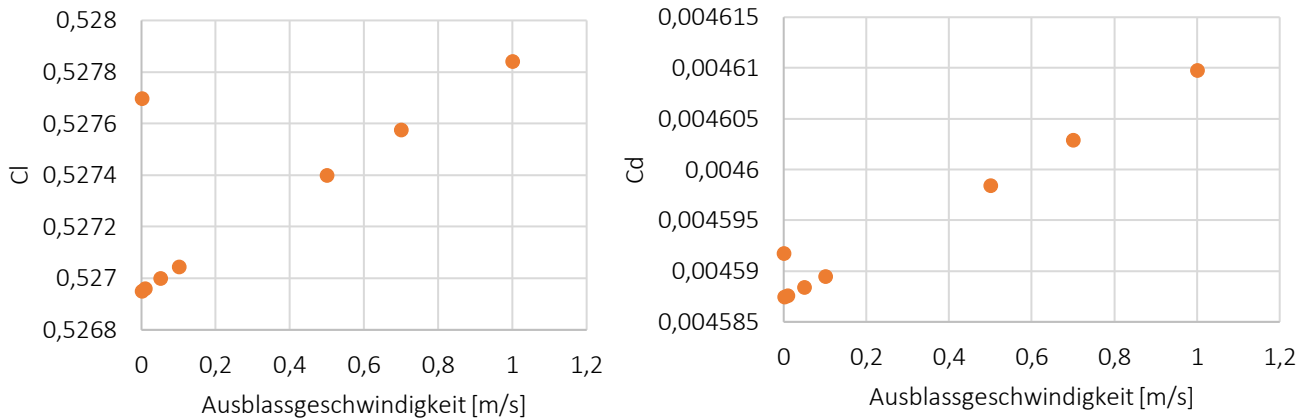


Abbildung 22 Auftriebsbeiwert (links) und Widerstandsbeiwert (rechts) in Abhängigkeit der Ausblasgeschwindigkeit für die Turbulatormodellierung mit einer turbulenten kinetischen Energie von $100 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2}$

Für den Vergleich zwischen XFOIL und CFD beim Ventus 3 Profil werden ebenfalls die Turbulenzintensität und der Ncrit Faktor an der Einlassgeschwindigkeit angepasst. Die Auftriebs- und Widerstandspolaren sind in Abbildung 23 angegeben.

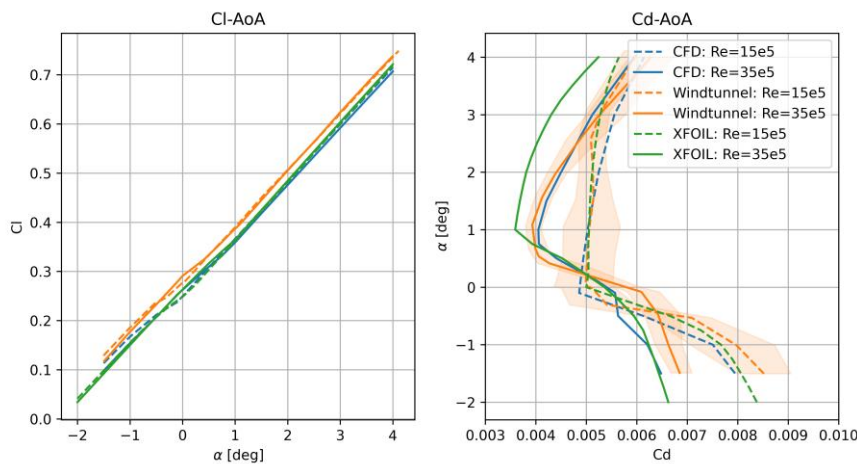


Abbildung 23 Auftriebs- und Widerstandspolaren- Vergleich zwischen XFOIL, CFD und Windkanal Experimente

CFD zeigt kleinere Auftriebsbeiwerte verglichen mit XFOIL. Die Widerstandspolaren stimmen im Bereich der Laminardelle gut überein. Allerdings liegt die untere Ecke der Delle mit CFD bei geringeren Cl-Werte. Dieser Unterschied wird mit steigender Re-Zahlen eindeutiger. Eine Anpassung des Ncrit-Wertes in Abhängigkeit der Turbulenzintensität in XFOIL zeigt eine bessere Übereinstimmung der unteren Ecke der Laminardelle. Dazu ist eine Ausdehnung der Delle zu beobachten, was in Einklang mit den Erwartungen bei geringerer Turbulenzintensität ist. Außerhalb der Laminardelle ab einem Anstellwinkel $\text{AoA} > 6 \text{ deg}$ werden die Cd-Werte bei gleichem Cl-Wert mit CFD geringer als mit XFOIL vorhergesagt. Eine Anpassung des Ncrit-Wertes als Funktion der Turbulenzintensität liefert in diesem Anstellwinkelbereich größere Abweichungen zwischen den Ergebnissen.

Vergleicht man die Cp-Verläufe von CFD und XFOIL bei $\text{Re} = 2 \times 10^6$ und $\text{AoA} = 3 \text{ deg}$, ist zu erkennen, dass die Transitionlage, sowie der Anfang, Ende und Größe der laminaren Ablöseblase an der Saugseite von XFOIL mit



Ncrit=9 und CFD gut übereinstimmen. Erhöht man den Ncrit Wert auf 10.8 in Anpassung zur Turbulenzintensität, wird die Transition von XFOIL um ca. 1.8 cm stromab verschoben.

An der Druckseite sind vor allem im Übergang von der Flosse zur Hinterkantenklappe Abweichungen im Cp-Verlauf erkennbar. XFOIL zeigt in diesem Bereich keine Ablöseblase aufgrund der Profilunstetigkeit, welche aber von CFD schon vorhergesagt wird. Welcher Verlauf besser die Realität darstellt, konnte erst nach Abschluss der Windkanalversuche eindeutig bestimmt werden.

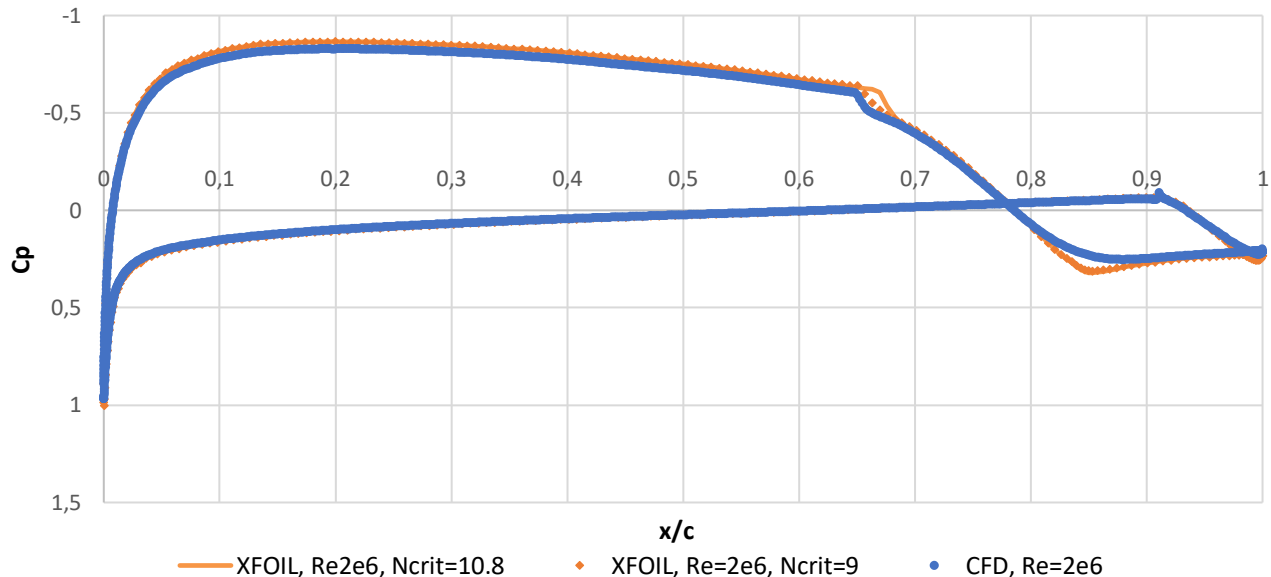


Abbildung 24 Druckbeiwertsverteilung am Profil des Ventus 3 – Vergleich zwischen XFOIL und CFD

Eine Kalibrierung des Transitionsmodells wurde ebenfalls in Betracht gezogen. Diese erfolgt in erster Linie durch Vergleich der Profildruckverteilungen und den Widerstandswerten aus den Windkanaldaten. Das implementierte γ -Transition Modell in StarCCM+ bietet eine begrenzte Anzahl an Variablen für die Kalibrierung des Modells. Diese Parameter sind:

- Conset: Parameter zur Aktivierung der Transition
- CTU1: bestimmt den min Wert von $Re\theta_c$
- CTU2: bestimmt den min Wert von $Re\theta_c$
- CTU3: Kontrolliert Verkleinerungsrate von $Re\theta_c$ in Abhängigkeit einer steigenden Turbulenzintensität

Der Wert der Parameter wird in Abhängigkeit der Re-Zahl gewählt, ähnlich wie [12], siehe Tabelle 2. Diese Kalibrierung ist laut [12] für Strömungssimulationen mit hohen Re-Zahlen ($Re > 1e6$) und geringen Mach-Zahlen geeignet.



Tabelle 2 Kalibrierung der Modellparameter [12]

| Kalibrierung | CTU1 | CTU2 | Conset |
|-------------------|------|---------|---|
| StarCCM+ Default | 100 | 1000 | 2.2 |
| Modifikation [12] | 163 | 1002.25 | $\text{Min}(4.84, \text{max}(2.2, 1.388 \ln(\text{Re} \cdot 10^{-6}) + 0.705))$ |

Basierend auf die Windkanalmessungen an dem Profil WW14K130 vom Ventus 3 im stationären Zustand wurde die Kalibrierung des Transitionsmodells vorgenommen. Grund für die Korrektur des Transitionsmodells ist eine zu späte Vorhersage der Transition weil der Einfluss des Druckgradientes auf die Transition nicht korrekt abgebildet wird. Mit der vorgeschlagenen Kalibrierung nach Colonia wird die Transition zu spät vorhergesagt, sodass eine Modifizierung notwendig ist. Die Kalibrierung des Gamma- Modells besteht in der Korrektur vom Faktor C_{onset} , welcher die Transition auflöst. Eine Verringerung des Parameters ist für niedrige Reynoldszahlen notwendig. Der Parameter muss ab einer Reynolds-Zahl $\text{Re}=3e6$ erhöht werden. Die Kalibrierung wurde anhand des C_d – Wertes analysiert, da dieser einen direkten Zusammenhang über die Reibung mit der Transitionslage aufweist. Ein Vergleich der Auftriebs- und Widerstandspolaren aus CFD, XFOIL und Windkanal zeigt eine gute Übereinstimmung, siehe Abbildung 23.

Instationäre Simulationssetup

Das instationäre Verhalten des Flügelprofils aufgrund einer Relativbewegung zwischen Flosse und Wölbklappe wird untersucht. Die Position der Scharnierlinie ist von Schempp-Hirth für den Flügel festgelegt. Wichtig für die instationären Rechnung ist das zwischen dem Profil und der Klappe keinen Spalt modelliert wird, da in der Realität der Ruderspalt mit einem Maylar-Band gedeckt wird. Wird der Spalt modelliert, ergibt sich einen Druckausgleich, welcher die Strömung über die Klappe beeinflusst. Die Versuchsbedingungen im Windkanal wurden nachsimuliert, siehe AP. 2.4. Dafür werden verschiedene reduzierte Frequenzen und Amplituden der Klappenschwingung untersucht.

Um die relative Bewegung der Wölbklappe und der Flosse, sowie den Übergang glatt zu modellieren, werden zwei Modellierungsmöglichkeiten in Betracht gezogen:

1. Overset Gitter bzw. Quimera Gitter
2. Dynamic Mesh Motion

Für beide Modellierungsmöglichkeiten wird das Gitter aus der Gitteranalyse benutzt. Eine Modellierung des Klappenausschalgs mittels Overset-Gitter zeigt einen schlechten Konvergenzverhalten der Intermittenz, siehe Abbildung 25. Grund dafür ist die nicht-Orthogonalität der Zellen an der Schnittstelle zwischen den Domänen, siehe Abbildung 26. Aus diesem Grund wird die Klappenschwingung anhand „Dynamic Mesh Motion“ implementiert.

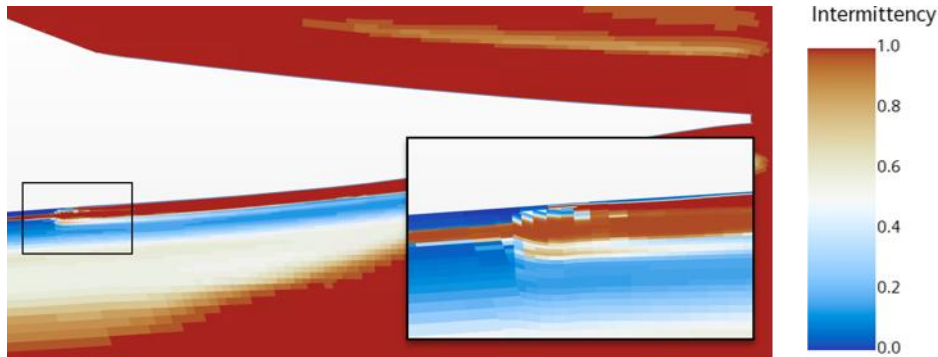


Abbildung 25 Intermittenzverteilung bei Verwendung von Overset Gitter

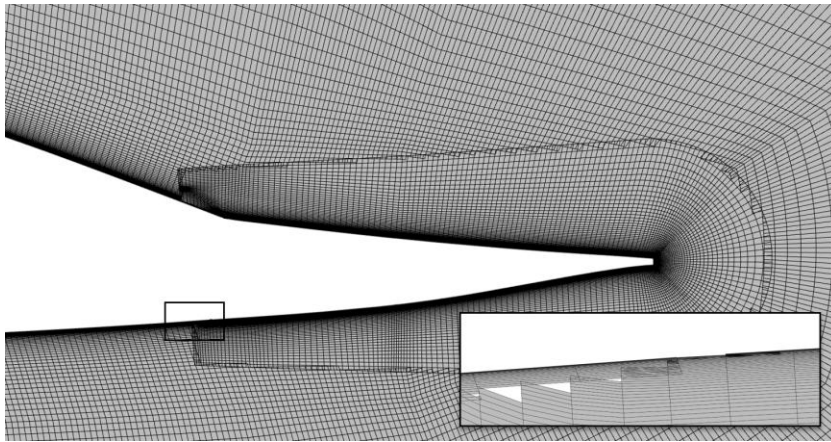


Abbildung 26 Vernetzung der Overset Gitter und Detailansicht von nicht orthogonalen Zellen an der Schnittstelle

Die dynamische Gitterverformung erlaubt die Modellierung einer Klappenschwingung um die Scharnierlinie HP. Die Klappenschwingung wird als Morphing des starren Flügelprofils implementiert. Hierbei wird die Schwingungsbewegung als lineare Verformung angenommen. Das heißt, dass die sich die Hinterkante in einer Ebene bewegt. Diese Annahme ist aufgrund der geringeren Schwingungsamplitude $a = \tan(\delta) * x_{flap\ length}$ und damit eingehenden Kleinwinkelnäherung begründet. Bei einer Klappenauslenkung von $\delta = 5\ deg$ entspricht die Verlängerung der Gesamtprofiltiefe aufgrund der linearen Betrachtung weniger als $\Delta x_{flap\ length} = 0.6\ mm$. Das entspricht eine Abweichung von 0.06% in der Gesamtprofiltiefe, siehe Abbildung 27. Der Einfluss auf den aerodynamischen Beiwerten ist somit vernachlässigbar.

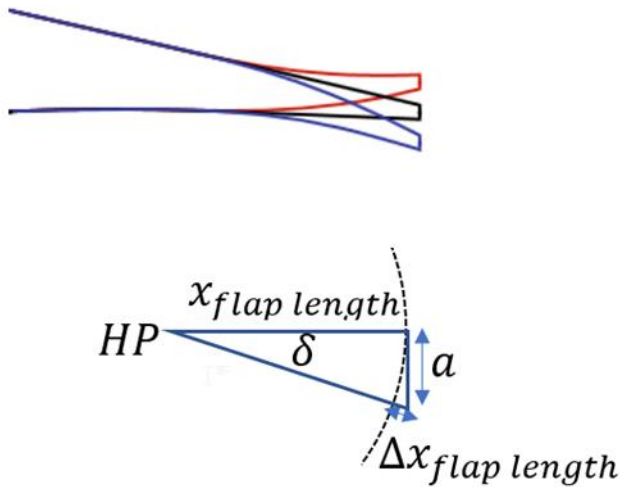


Abbildung 27 Visualisierung der implementierten linearen Klappenschwingung

Die Verformung des Flügels wird als vertikale harmonische Verschiebung von Gitterknoten um die Scharnierlinie $dy_2(x, t)$ beschrieben:

$$dy_2(x, t) = \tan(\delta) * x_{flap\ length} * \frac{x_2 - 0.008\ m}{x_{flap\ length} - 0.008\ m} \sin(2\pi f * t)$$

Mit δ [deg] Schwingungsamplitude, $x_{flap\ length}$ [m] Klappenlänge, x_2 [m] Koordinate der Gitterknoten auf der Klappe bezüglich des Klappenkoordinatensystem mit Ursprung in der Scharnierlinie, f [Hz] Schwingungsfrequenz der Klappe und t [s] Zeit. Der konstante Wert von 0.008 m entspricht den Abstand zwischen HP und dem Anfang der Klappe.

Der Zeitschritt für die instationäre Simulationen wurde anhand einer Unabhängigkeitsstudie und in Abhängigkeit der Klappenschwingung ausgewählt:

$$\Delta t = \frac{1}{f} \frac{1}{10^n} \text{ mit } n = 1,2,3$$

Die Zeitschrittabhängigkeitsstudie hat gezeigt, dass ein Zeitschritt von $n=3$ für die Simulationen mit dem Transitionsmodell eine konvergierte Lösung zeigen. Benutzt man dagegen ein komplett turbulentes Turbulenzmodell, siehe SST- oder dem SA-Turbulenzmodell, dann zeigt $n=2$ bereits eine konvergierte Lösung.

Verhalten der Transition im stationären und instationären Fall

Aufgrund des engen Zusammenhangs zwischen den aerodynamischen Kräften und der Transition wurde diese im stationären und instationären Fall untersucht.

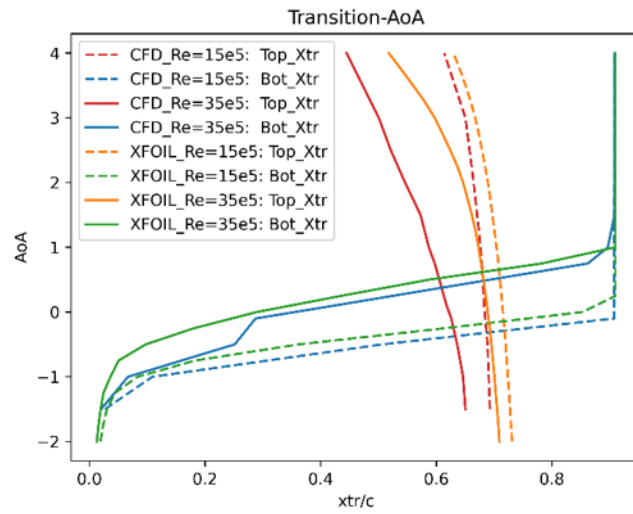


Abbildung 28 Transitionslage in Abhängigkeit des Anstellwinkels im stationären Fall

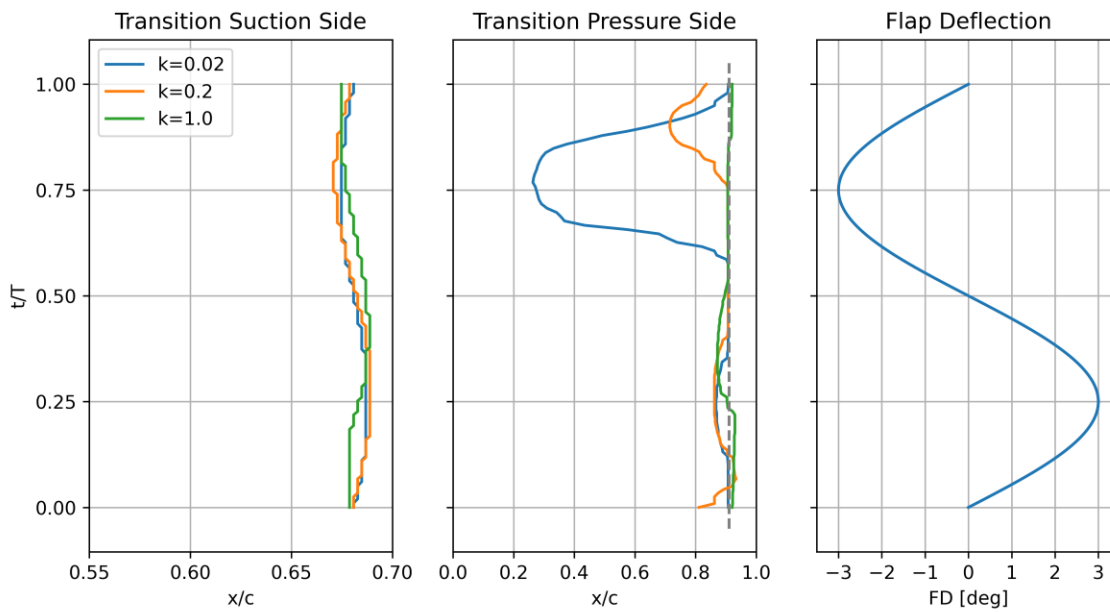


Abbildung 29 Instationäre Transitionsbewegung während der Klappenoszillierung bei $Re=15e5$

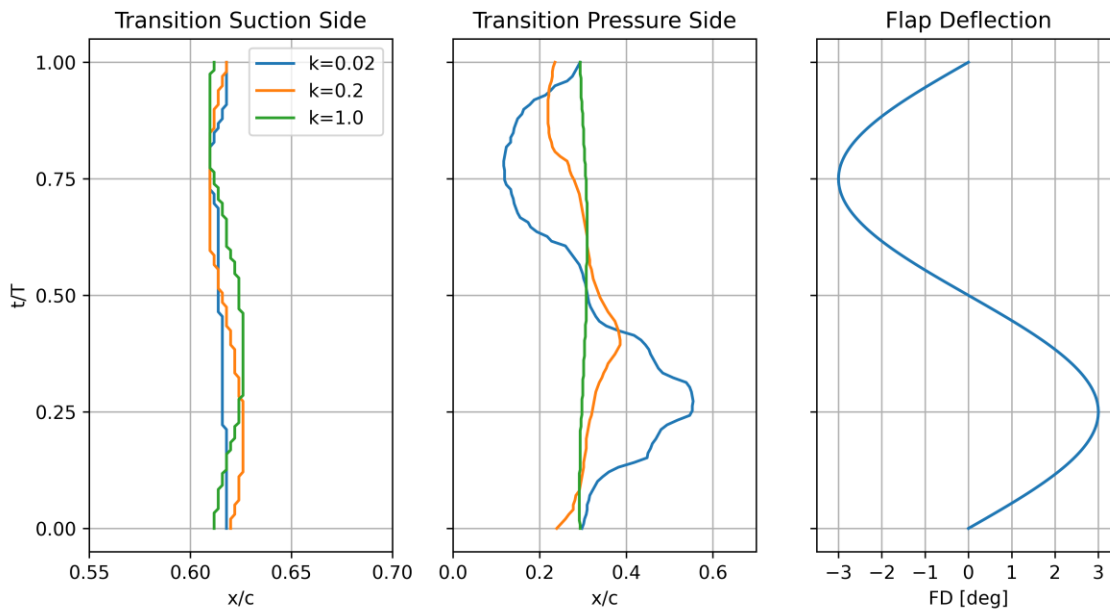


Abbildung 30 Instationäre Transitionsbewegung während der Klappenoszillierung bei $Re=4e6$

Instationäre Aerodynamische Koeffizienten

Ein Vergleich mit dem Spalart Allmaras (SA) Turbulenzmodell wird vorgenommen um die Notwendigkeit einer Modellierung der Transition zu adressieren. Der Vergleich ist in Abbildung 31 und Abbildung 32 erkennbar.

Das SA-Modell zeigt im Vergleich zum Transitionsmodell niedrigere absolute Scharniermomentenkoeffizienten Cm_Hinge , siehe Abbildung 31 und Abbildung 32. Mit zunehmender reduzierter Frequenz zeigen beide Modelle niedrigere Cl -Werte bei positiven Klappenstellungen und höhere Werte bei negativen Klappenstellungen. Somit hat eine zunehmende Klappenschwingungsfrequenz eine stärkere dämpfende Wirkung auf den Auftrieb.

Sowohl Cl als auch Cm_Hinge zeigen bei $Re=15e5$ ein hoch nicht-lineares Verhalten, was mit einer schwachen Wirkung des pneumatischen Turbulators verbunden ist. Die Stärke des Turbulators muss erhöht werden um die Transition an der gewünschten Stelle zu erreichen. Abbildung 33 und Abbildung 34 zeigen die Wirkung eines schwachen und eines starken Turbulators auf die aerodynamischen Koeffizienten und das Geschwindigkeitsfeld.

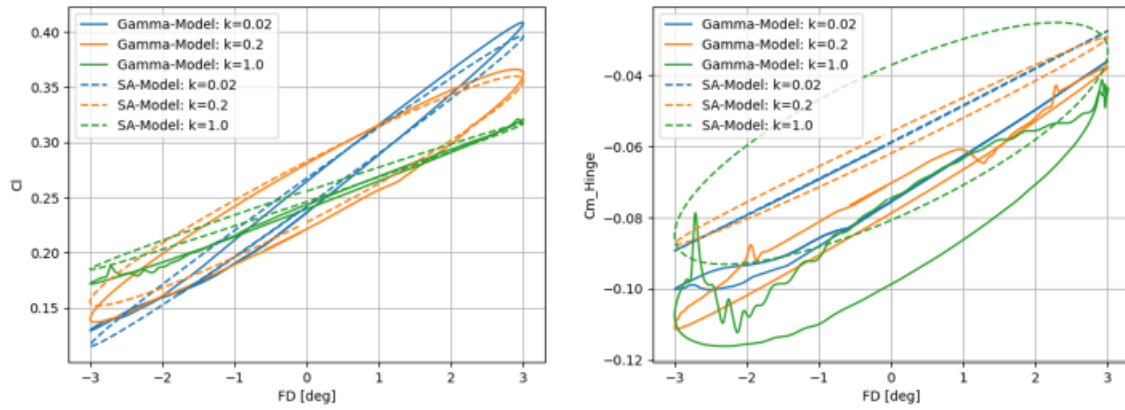


Abbildung 31 Auftriebs- und Schaniermomentenverteilung bei $Re=15e5$ während der Klappenoszillation

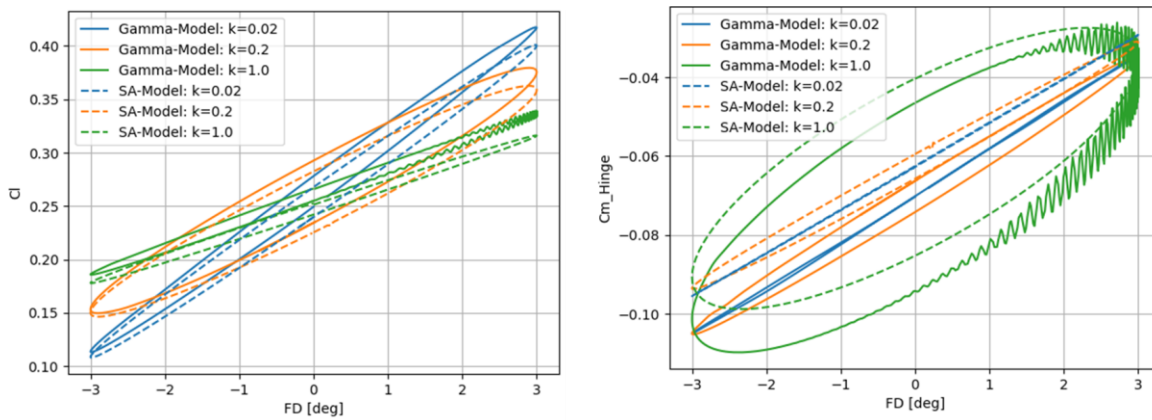


Abbildung 32 Auftriebs- und Schaniermomentenverteilung bei $Re=4e6$ während der Klappenoszillation

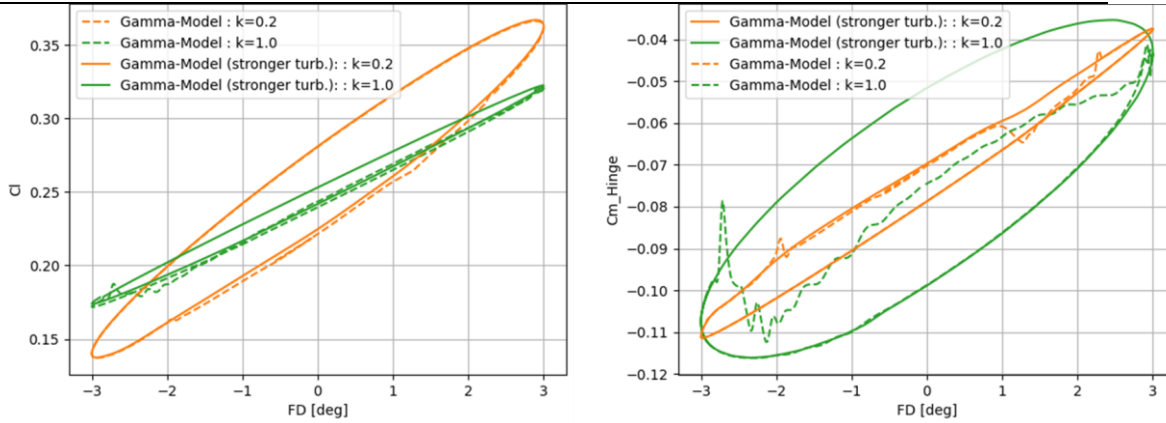


Abbildung 33 Auftriebs- und Schaniermomentenverteilung bei $Re=15e5$ während der Klappenoszillierung bei verschiedenen Turbulatorstärken

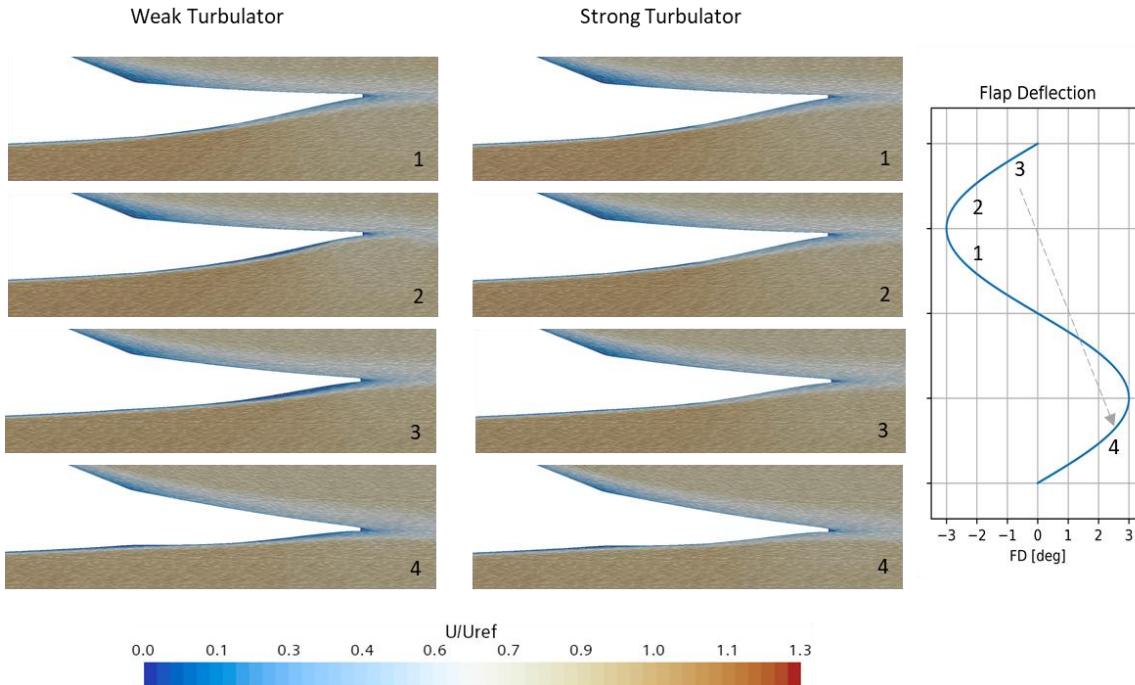


Abbildung 34 Geschwindigkeitsfeld und Vergleich zwischen unterschiedliche Turbulatorstärken während der Klappenoszillierung



AP 1.5: Aerodynamische Korrektur durch High-Fidelity Methoden

Ziel des Arbeitspakets ist es, die Korrektur des potentialtheoretischen Aerodynamikmodells (DLM) durch Berechnungsverfahren höherer Ordnung (High-Fidelity CFD) um viskose Effekte zu berücksichtigen.

Im Rahmen dieses Arbeitspakets soll basierend auf die Erkenntnisse von Arbeitspaket 1.4 ein geeignetes 3D-Aerodynamikmodell bzw. Vernetzung aufgebaut werden. Durch die Ergebnisse der High Fidelity CFD Berechnung sollen die aerodynamischen Beiwerte des DLM Aerodynamikmodells mit einem erstellten Softwaretool korrigiert werden. Im Speziellen soll auf der Korrektur der instationären Klappenbeiwerte aus AP 1.4 eingegangen werden.

Rechengitter und numerisches Setup

Basierend auf die Ergebnisse von AP 1.4, wurde in AP 1.5 weiterhin das Gamma Transitionsmodell gekoppelt mit dem SST Turbulenzmodell benutzt. StarCCM+ wird ebenfalls weiterhin als Solver benutzt.

Die Erstellung von dem 3D-Aerodynamikmodell basiert auf die Erkenntnisse aus der 2D CFD Untersuchung von AP 1.4 und ähnliche Untersuchungen, die in der Literatur zu finden sind. Es wurden sowohl strukturierte als auch unstrukturierte Gitter untersucht. Die 3D strukturierte Vernetzungen für die CFD-Simulationen wurden in ANSYS ICEM aufgebaut. Die 3D hybride Vernetzungen aus Prismen und Polyeder für die CFD-Simulationen wurden in ANSYS ICEM und StarCCM+ erstellt. Die Domäne mit strukturierter Vernetzung ist in Abbildung 18 erkennbar.

ANSYS ICEM wurde in AP 1.5 analog wie in AP 1.4 aufgrund der Möglichkeit problemspezifische und optimierte Netze individuell zu erstellen ausgesucht.

Im Gegensatz zur 2D Modellierung wurde für die 3D Untersuchungen eine unstrukturierte Vernetzung mit Polyeder Zellen verwendet. Grund dafür war die Schnelligkeit und Flexibilität bei der Generierung des Netzes.

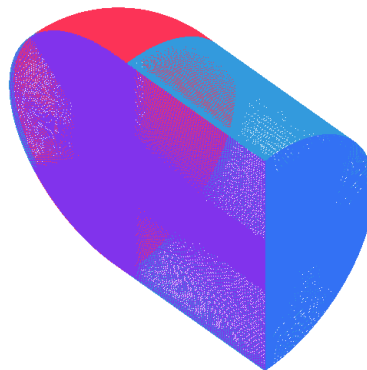


Abbildung 35 3D Strukturierte Vernetzung



Korrektur der aerodynamischen Kräfte durch High-Fidelity Methoden

Stand der Technik in der Aeroelastik ist die Verwendung von potential-theoretischen Verfahren, wie DLM, zu Berechnung der aerodynamischen Kräfte. Es handelt sich dabei um Low-Fidelity Verfahren und somit ist die Vorhersagen der aerodynamischen Kräfte mit einer Unsicherheit verbunden. Die Unsicherheit in Hinblick auf aerodynamischen Kräfte und Momenten aufgrund oszillierenden Steuerflächen ist noch sehr groß. Aus diesem Grund wird eine Korrektur der low-Fidelity Verfahren benötigt. Die Korrektur von DLM findet durch die Berechnung der instationären Druckverteilung mittels CFD und der Generierung von komplexen Korrekturmatrizen für die aerodynamischen Kräfte statt. Damit kann eine neue korrigierte Qhhl Matrix erstellt werden, welche in der Flutterrechnung benutzt werden kann statt der mittels DLM berechnet wurde. Das Problem hierbei ist, dass die Berechnung der Qhhl Matrix im Zeitbereich stattfindet. Somit muss für jede Mode eine Reihe von reduzierten Frequenzen berechnet werden, was mit sehr hohen Rechenzeiten verbunden ist. Eine Berechnung im Frequenzbereich ist leider nicht möglich, weil das Transitionsmodell nicht kompatibel mit dem Verfahren Harmonic Balance ist.

Die instationären aerodynamischen Kräfte werden mittels 3D- als auch 2D-CFD Simulationen bestimmt. Für die 3D instationären Simulationen wird eine harmonische Schwingung des Flügels vorgegeben, die mittels einer Modalanalyse bestimmt wurde, siehe Abbildung 36. Eine detaillierte Beschreibung des Vorgehens und der Ergebnissen kann in [37] gefunden werden. Aufgrund der sehr langen Rechenzeiten von 3D Simulationen und des nahezu 2D Verhalten der Strömung über die Flügeloberfläche wird die Korrektur anhand eines quasi 2D-Ersatzmodells vorgenommen. Hierbei werden aerodynamischen Kräfte aufgrund Klappenschwingungen untersucht. Dabei werden die Steifigkeiten und Massen gezielt so gewählt, dass die Eigenmoden isoliert werden und Eigenfrequenzen des Balkenmodells mit den Eigenfrequenzen vom Windkanal und CFD übereinstimmen. Die instationären Druckverläufe von DLM werden aus einer Flutterrechnung in Nastran extrahiert.

Für den Vergleich zwischen DLM, CFD und Windkanal werden die 2D CFD instationäre Rechnungen bei vorgegebener Klappenschwingung aus AP 1.4 in den Frequenzbereich transformiert und auf das gröbere DLM Gitter interpoliert. Mit dem Windkanaldaten wird analog vorgegangen.

Unterschiedliche DLM Diskretisierungen sowie Flügelgeometrien wurden untersucht aufgrund deren Einfluss auf die Phase des instationären Druckes. Ein Flügel mit einem Aspect Ratio von 10, einer Spannweite von $b=10\text{m}$ und 100 Zellen in Spannweitenrichtung ergibt ein auskonvergiertes Phasenverhalten.

Ein Vergleich des instationären C_p zeigt hohe Betragsabweichungen in der Nähe des Übergangs zur Klappe, siehe Abbildung 37. Ebenso sind Abweichungen in der Phase zu erkennen. Die Betragsabweichungen können quantitativ reduziert werden durch eine Skalierung der aerodynamischen Antwort im Bereich der Scharnierlinie. Eine Reduktion um 25% ergibt eine bessere Übereinstimmung mit CFD in diesem Bereich.

Eine quantitative und qualitative Korrektur der DLM Ergebnisse erzielt man anhand einer Multiplikation der aerodynamischen Kräfte aus DLM mit einer vollbesetzten, diagonaldominanten Matrix, die man aus CFD Ergebnissen berechnet. Die Formulierung der Korrekturmatrix basiert auf Katzenmeier et al. [38]. Abbildung 37 zeigt die instationäre C_p Verläufe von DLM, CFD und korrigiertem DLM. Eine ausführliche Beschreibung der implementierten Korrekturmethodologien und den erhaltenen Ergebnissen kann in [39] gefunden werden.

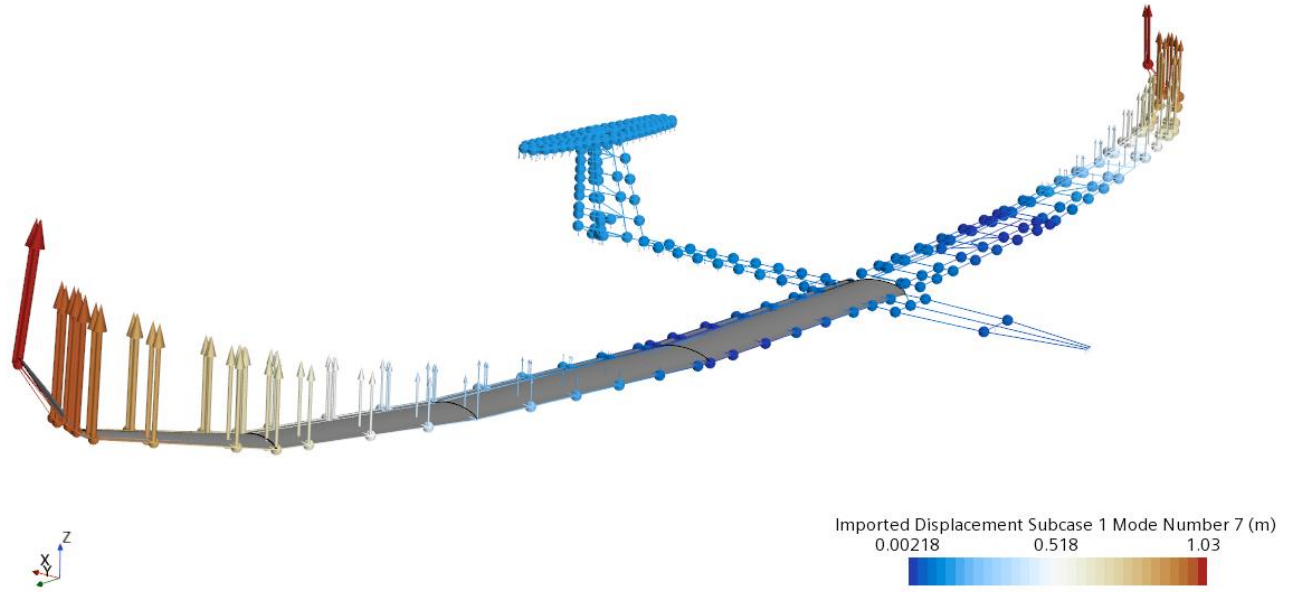


Abbildung 36 Importierte Verschiebungen der ersten symmetrischen Biegeschwingung aus der Modalanalyse in CFD

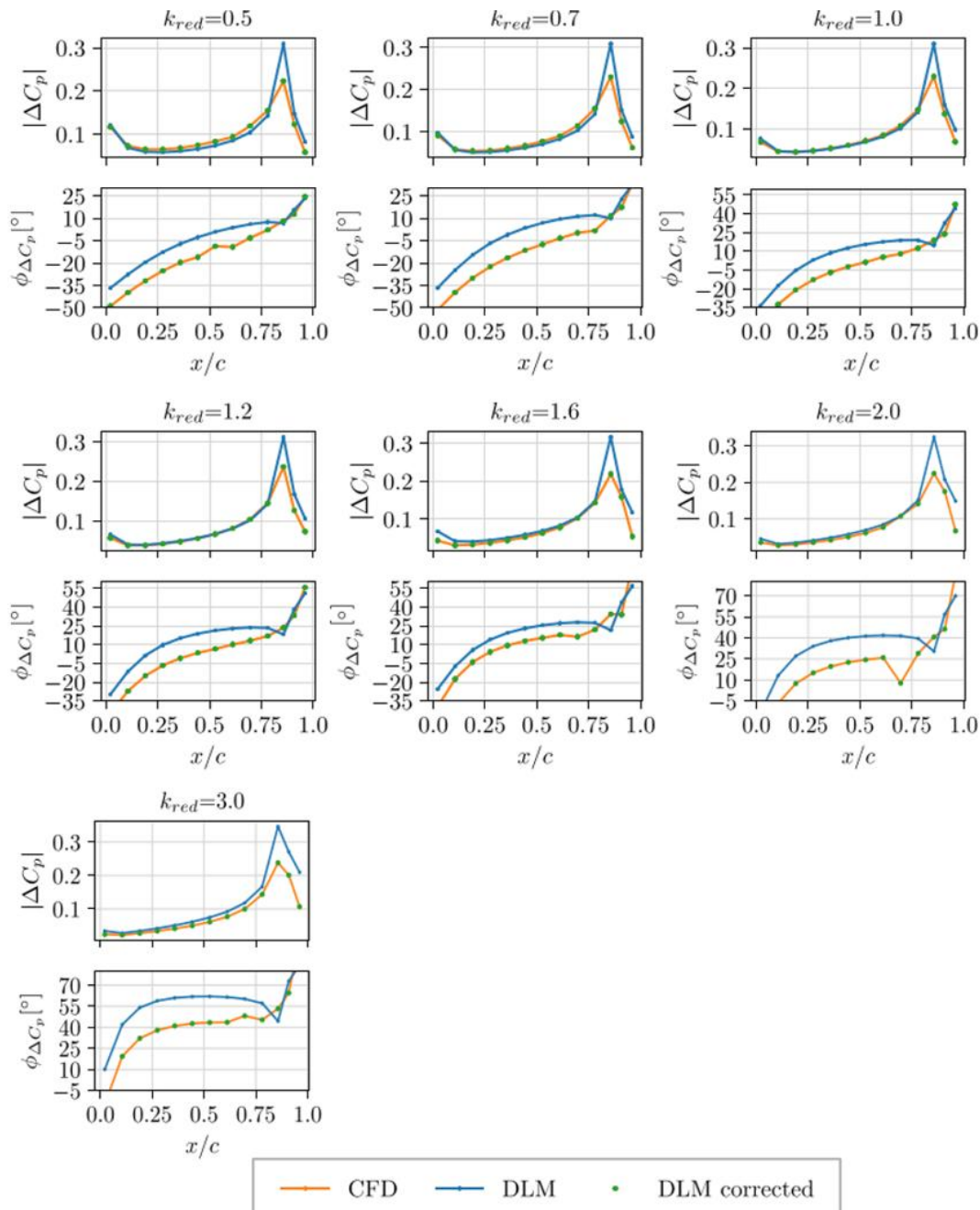


Abbildung 37 Instationäre Druckverläufe aufgrund einer Klappenschwingung für unterschiedliche reduzierte Frequenzen k_{red}

AP 1.6: Simulations-modellbasierte Flutteranalyse

In diesem Arbeitspaket wurden die Eigenschwingungsformen und Frequenzen mit der Aeroelastischen Prozesskette aufbereitet und eine Flutteranalyse mit dieser bestehenden Prozesskette durchgeführt.

Genauere Informationen zu diesem Arbeitspaket sind im Bericht von Schempp-Hirth zu finden.



HAP 2 Validierung von Simulationsmodellen durch Bodenversuche

AP 2.1: Strategieentwicklung Bodenschwingungsversuche

Ziel des AP 2.1 ist die Entwicklung einer Messanlage zur Schwingungsmessung, die gleichzeitig hohe Messgenauigkeit im aeroelastisch interessanten Frequenzbereich von 0-50Hz ermöglicht, andererseits eine einfache Bedienung durch den Entwicklungsingenieur zulässt.

Dieses Arbeitspaket war eines der großen Arbeitspakete von Schempp-Hirth und ist somit in Ihrem Abschlussbericht ausführlich erläutert.

AP 2.2: Bodenschwingversuch

Das Hauptziel der Firma Schempp-Hirth Flugzeugbau GmbH war die Bereitstellung der FEM – Simulation für die Aeroelastischen Prozesskette, deren Evaluation sowie die daraus anschließende Validierung der Simulationsmodellen mittels einem in diesem Projekt entwickelten Versuchsaufbaues für einen Bodenschwingversuch und einem Flugschwingversuch.

Der Bodenschwingversuch wurde am Beispielflugzeug durchgeführt. Zusätzlich wurde geprüft ob der Prozess für die Nachweisführung im Rahmen der Zertifizierung eines neuen Luftfahrzeuges geeignet ist.

Dieses Arbeitspaket war eines der großen Arbeitspakete von Schempp-Hirth und ist somit in Ihrem Abschlussbericht ausführlich erläutert.

AP 2.3: Experimentelle Untersuchung Instationäre Aerodynamik von Klappen an Laminarprofilen

In AP 2.3 wird die experimentelle Untersuchung der instationären Aerodynamik von Hinterkantenklappen an Laminarprofilen durchgeführt. Nach Absprache mit dem Windkanalbetreiber ist die vierwöchige Kampagne für Oktober geplant. Ziel des Arbeitspakets ist es, die Simulationsergebnisse aus AP 1.4 anhand von Windkanalversuchen zu validieren, insbesondere die instationäre Klappenbeiwerten. Die Hinterkantenklappe wird dafür von einem Aktuator schwingend um eine Ruhelage angetrieben. Die instationären Rudermomente werden durch Messung der Druckverteilung und/oder des Aktuatormoments bestimmt. Die Transitionslage wird ebenfalls für die Validierung der Simulationsergebnisse experimentell bestimmt.

Windkanalauswahl

Der ausgesuchte Windkanal ist der Laminarwindkanal der Universität Stuttgart. Der Windkanal hat eine geschlossene Messstrecke und eine Eiffelbauart. Dieser Windkanal eignet sich für die durchzuführende Messungen aufgrund der Bauart, Messstrecke und Turbulenzgrad.

Versuchsplan

Der ausgewählte Messbereich (Re-Zahlen, Anstellwinkel und reduzierte Frequenzen) ist repräsentativ für den Flugbereich. Alle Messungen finden bei konstantem Anstellwinkel des Profils statt. Die Hinterkantenklappe wird durch einen Aktuator angetrieben und um eine Ruhelage schwingend bewegt. Die instationäre Rudermomente



werden durch Messung der Druckverteilung mit Drucksensoren und/oder des Aktuatormoments mit einem Wellendrehmomentensensor bestimmt.

Für die Erstellung des Versuchsplans ist die Bestimmung der Profiltiefe notwendig. Die Profiltiefe hängt von dem gewünschten Messbereich (Re-Zahl repräsentativ für Flugbereich), von den in Oktober im Windkanal erreichbaren Anströmgeschwindigkeiten, der Luftdichte und der Luftviskosität. In Abstimmung mit dem Windkanalbetreiber wurde eine optimale Porfilitiefe von $c=0.8m$ festgelegt. Mit der gegebenen Profiltiefe können zunächst die Aktuatoreigenschaften bestimmt werden. Der notwendige Aktuatormoment hängt vom abzudeckenden Frequenzbereich (reduzierte Frequenz repräsentativ für den Flugbereich), von der Schwingungsamplitude der Klappe und vom Trägheitsmoment ab, aber auch vom aerodynamischen Moment. Das aerodynamische Moment ist ein Ergebnis aus den numerischen Untersuchungen aus AP 1.4 bei Randbedingungen, die repräsentativ für den ausgewählten Flugbereich sind.

Mit einer Profiltiefe von $c=0.8m$, einer Dichte von $\rho = 1.225 \text{ kg/m}^3$, einer Viskosität von $1.79e-5$ und den reduzierten Frequenzen $k_1=0.02$, $k_2=0.2$, $k_3=0.5$ und $k_4=1$ ergibt sich die Versuchsmatrix von Tabelle 3.

Tabelle 3 Versuchsmatrix für die stationäre (oben) und instationäre (unten) Windkanaluntersuchungen

| Messmatrix Version | 02.03.2023 | Target Values | | | | | | | | | |
|--------------------|------------|---------------|------------|-------------|--------|----|------------|--------------|------------|------------|------------|
| | | Re | k1 | k2 | k3 | k4 | U_inf | | | | |
| Sampling Rate | | 1,50E+06 | 0 | 0,2 | 0,5 | 1 | 28,125 | | | | |
| 3033 | | 2,50E+06 | 0 | 0,2 | 0,5 | 1 | 46,875 | | | | |
| | | 3,50E+06 | 0 | 0,2 | 0,5 | 1 | 65,625 | | | | |
| Points | | | | | | | | | | | |
| 65536 | | | | | | | | | | | |
| T[s] | | target | | | | | Target | | Settings | | |
| | | Re | no.Periods | Rounded no. | U_inf | | k1 | f[Hz] Target | f[Hz] | U_mes | Re_mes |
| 21,60764919 | | 1,50E+06 | 1 | 1 | 28,125 | | 0,00413561 | 0,04627991 | 0,04627991 | 28,125 | 1,50E+06 |
| | | 2,50E+06 | 1 | 1 | 46,875 | | 0,00248137 | 0,04627991 | 0,04627991 | 46,875 | 2,50E+06 |
| | | 3,50E+06 | 1 | 1 | 65,625 | | 0,00177241 | 0,04627991 | 0,04627991 | 65,625 | 3,50E+06 |
| dt[s] | | | | | | | | | | | |
| 0,000329707 | | | | | | | | | | | |
| FFT:df[Hz] | | target | | | | | Target | | Settings | | |
| | | Re | no.Periods | Rounded no. | U_inf | | k1 | f[Hz] Target | f[Hz] | U_mes | Re_mes |
| 0,046279907 | | 1,50E+06 | 4,83604337 | 5 | 28,125 | | 0,02 | 0,22381164 | 0,23139954 | 29,0785233 | 1550854,58 |
| | | 2,50E+06 | 8,06007229 | 8 | 46,875 | | 0,02 | 0,3730194 | 0,37023926 | 46,5256373 | 2481367,32 |
| | | 3,50E+06 | 11,2841012 | 11 | 65,625 | | 0,02 | 0,52222716 | 0,50907898 | 63,9727513 | 3411880,07 |
| dyn. Visk [m^2/s] | | | | | | | | | | | |
| 1,50E-05 | | | | | | | | | | | |
| Density [kg/m^3] | | | | | | | | | | | |
| 1,225 | | | | | | | | | | | |
| Chord Length [m] | | target | | | | | Target | | Settings | | |
| | | Re | no.Periods | Rounded no. | U_inf | | k1 | f[Hz] Target | f[Hz] | U_mes | Re_mes |
| 0,8 | | 1,50E+06 | 48,3604337 | 48 | 28,125 | | 0,2 | 2,23811639 | 2,22143555 | 27,9153824 | 1488820,39 |
| | | 2,50E+06 | 80,6007229 | 81 | 46,875 | | 0,2 | 3,73019398 | 3,74867249 | 47,1072078 | 2512384,41 |
| | | 3,50E+06 | 112,841012 | 113 | 65,625 | | 0,2 | 5,22227157 | 5,22962952 | 65,7174627 | 3504931,34 |
| | | target | | | | | Target | | Settings | | |
| | | Re | no.Periods | Rounded no. | U_inf | | k1 | f[Hz] Target | f[Hz] | U_mes | Re_mes |
| | | 1,50E+06 | 120,901084 | 121 | 28,125 | | 0,5 | 5,59529097 | 5,59986877 | 28,1480106 | 1501227,23 |
| | | 2,50E+06 | 201,501807 | 202 | 46,875 | | 0,5 | 9,32548495 | 9,34854126 | 46,9908937 | 2506181 |
| | | 3,50E+06 | 282,10253 | 282 | 65,625 | | 0,5 | 13,0556789 | 13,0509338 | 65,6011486 | 3498727,92 |
| | | target | | | | | Target | | Settings | | |
| | | Re | no.Periods | Rounded Per | U_inf | | k1 | f[Hz] Target | f[Hz] | U_mes | Re_mes |
| | | 1,50E+06 | 241,802169 | 242 | 28,125 | | 1 | 11,1905819 | 11,1997375 | 28,1480106 | 1501227,23 |
| | | 2,50E+06 | 403,003615 | 403 | 46,875 | | 1 | 18,6509699 | 18,6508026 | 46,8745796 | 2499977,58 |
| | | 3,50E+06 | 564,20506 | 564 | 65,625 | | 1 | 26,1113579 | 26,1018677 | 65,6011486 | 3498727,92 |

Die Anstellwinkel bei den instationären Messungen ergeben sich aus den Widerstandspolaren im stationären Fall. Dabei wird für jede Kombination aus Re-Zahl und Klappenposition der Anstellwinkel des unteren Laminardellenecks bestimmt und $\Delta\alpha = +1^\circ, +2^\circ, +3^\circ$ bzw. $\Delta\alpha = -1^\circ$ dazu addiert. Die instationären Messungen wurden bei jeder Kombination aus Anstellwinkel, Klappenposition, Re-Zahl und reduzierte Frequenz durchgeführt.



Modellbau

Das Modell wird in Negativbauweise und basierend auf der Anleitung von dem Windkanalbetreiber hergestellt. Es besteht aus einer Ober- und Unterschale für die Flosse und aus einer Ober- und Unterschale für die Klappe, die im Nasenbereich mit einer Klebelippe überlappend verklebt wird. Das Flügelsegment wird mit Sperrholzstege versteift. Die Flosse ist eine torsionssteife Einheit die an den Drehscheiben gelagert ist. Damit wird das Spiel zwischen den Drehscheiben am Windkanal verhindert.

Die Klappe ist separat von der Flosse gelagert und wird von dem Aktuator angetrieben. Durch die Entkopplung der Klappe wird die Übertragung von Schwingungen auf die Flosse verhindert, welche die Grenzschicht negativ beeinflussen können. Dazu wurde eine Biegeweiche Kopplung zwischen dem Antrieb und der Klappe montiert um gewisse Ungenauigkeiten und Vibrationen abzdämpfen. Hierbei ist es wichtig, dass eine Stufe an der Klappenvorderkante vermieden wird, welche ebenfalls die Grenzschicht negativ beeinflussen kann. Der Spalt zwischen der Flosse und der Klappe wird mit einem Maylarband abgedeckt. Dafür ist im Modell eine Vertiefung des Laminats vorhergesehen um eine glatte Oberfläche zu gewährleisten.

Die Druckbohrungen, siehe Abbildung 19, sind an der Druck- und Saugseite über die gesamte Profiltiefe verteilt. Um die Verbreitung von Störungen in der Strömung wegen den Bohrungen zu vermeiden, sind die Bohrungen mit einem Winkel von 15 deg angeordnet. Zwischen den Drucksensoren und den Hot Film Sensoren muss genug Abstand für eine störungsfreie Widerstandsmessung mittels eines Rechens vorhanden sein. Sowohl bei den Drucksensoren als auch bei den Hot Film Sensoren wird ein mindest Abstand zur Windkanalwand eingehalten um Grenzschichteinflüsse bei der Messung zu verhindern.

Vor dem Zusammenkleben der Formen wurde die Drucksensorik innerhalb des Modells installiert. Die Drucksensoren wurden davor getestet. Nach dem Zusammenkleben der Formen wurden die Oberflächen nachbearbeitet.

Die Hot-Filmsensoren wurden ebenfalls getestet und kalibriert. Dafür wurde die Stromstärke bei konstanter Spannung gemessen und die Widerstände so angepasst bis die Stromstärke im gewünschten Bereich lag. Erst nach einer ersten Kalibrierung wurden die Sensoren auf dem Modell geklebt und in geklebter Form nochmal getestet.

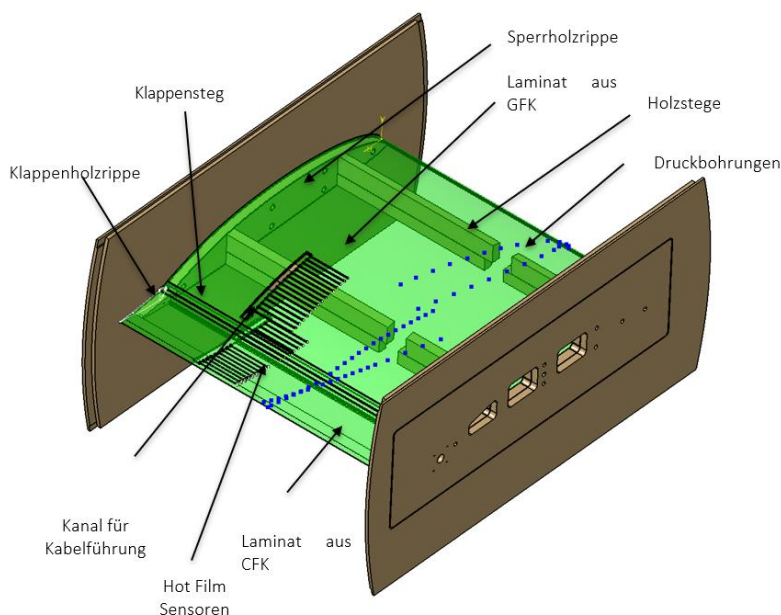


Abbildung 38 Windkanalmodell

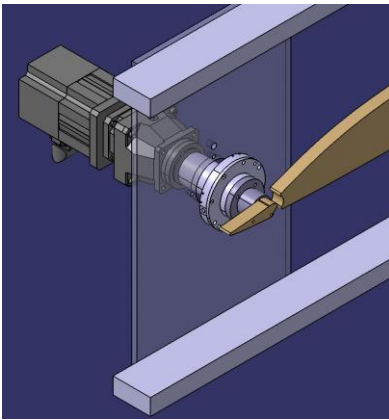


Abbildung 39 Antriebssystem für die Klappensteuerung

Messtechnik

Am Laminarwindkanal ist eine PSI-Anlage installiert, mit der man statische Druckmessungen durchgeführt werden können. Allerdings ist im Rahmen des Projekts eine dynamische Messung gewünscht. Für die dynamischen Druckmessungen sollen 48 piezoresistive Industriedrucksensoren eingesetzt werden. In der Klappe können aufgrund der Klappenschwingung keine Sensoren eingebaut werden. Diese Sensoren müssen stattdessen in der stationären Flosse gelagert sein. Die Druckbohrungen werden durch Schläuche (ca. 20 cm) mit den Sensoren verbunden. Dies ist mit einem starken Abfall der Empfindlichkeit von unmodifizierten Sensoren innerhalb des gewünschten Arbeitsbereichs bis einem linearen Übertragungsverhalten bis 200 Hz verbunden. Der gewünschte Arbeitsbereich der Sensoren ist ein Ergebnis aus AP 1.4 und ist auch in Absprache mit dem Windkanalbetreiber validiert worden. Hinzufügend ist der Einsatz einer Variante von Differenzdrucksensoren, bei der die Druckanschlüsse nicht beide auf der gleichen Seite des Sensors liegen aufgrund des engen Einbauraums innerhalb des Modells notwendig.

Bei der Installation des pneumatischen Systems, einschließlich Schläuche und Druckwandler wurde beschlossen, die Drucksensoren im Hauptprofil zu fixieren um Beschleunigungen der aktiven Sensorteile zu vermeiden. Der Spalt zwischen Klappe und Flügel wird mit einem Mylar-Band um einen glatten Übergang zu schaffen, der eine laminare Strömung auf der Klappe ermöglicht. Der Mylar-Band ist in einer Aussparung angebracht.

Die Druckbohrungen ($\varnothing = 0,3\text{mm}$) sind mit Silikonschläuchen mit einem Durchmesser von 0,8mm und einer Länge von 100mm (basierend auf Vorschlägen von IAG) mit Honeywell TSCDJN001PDUCV Aufnehmern verbunden. Die Klappe wurde mit einem Stoeber-Servomotor ED-401 mit Planetengetriebe 12/1 angetrieben.

Der Servomotor wurde oben auf der oberen Drehplatte positioniert, siehe Abbildung 41. Die Verbindung zur Klappe wurde über eine flexible Kupplung, die selber mit einem Drehmomentsensor TS-110 verbunden ist, hergestellt.

Es wurde eine vollständige statische und dynamische Kalibrierung der Druckaufnehmer, des Drehmoment- und des Klappenwinkelsensors durchgeführt.

Die Verarbeitungskette für die Drucksensorsignale besteht aus sechs Hauptschritten:



- I) Umrechnung der Rohspannungen in sensorbezogene Einheiten
- II) Anwendung der Sensorübertragungsfunktion
- III) Downsampling der Ergebnisse
- IV) Normalisierung der abgetasteten Ergebnisse
- V) Bestimmung von Integralwerten
- VI) Verwendung der Windkanalkorrekturen und notwendigen Korrekturen basierend auf Trockenversuche

Die Windkanalkorrekturen werden auf den integralen Beiwerten sowie den Anstellwinkel verwendet um Windkanaleffekte zu berücksichtigen. Die Druckbeiwerte werden nicht korrigiert.

Für eine Kalibrierung des CFD Transitionsmodells ist die Bestimmung der Transitionslage wichtig. Dennoch ist eine Messung mit den ausgewählten Drucksensoren aufgrund des begrenzten Arbeitsbereichs nicht hinreichend genau. Der Einsatz von dynamischen Drucksensoren mit einem größeren Arbeitsbereich ist mit viel höheren Kosten verbunden. Eine Transitionbestimmung mit Hot-Film Sensoren ist eine kostengünstigere und messgenaue Alternative zu den dynamischen Drucksensoren.

Die Hot-Film Sensoren wurden mit 30330Hz (pro Kanal) abgetastet. Aufgrund der begrenzten Anzahl von CTA-Brücken musste die Abtastung in zwei verschiedenen Messungen erfolgen, eine für die Oberseite und eine für die Unterseite. Das Heißfilmmesssystem ist ein eigenständiges System und die Kombination mit den Druckmessungen kann erst in der Nachbearbeitung unter Verwendung der Klappenwinkelmessung erfolgen.

Die Signale werden so wie in Abbildung 43 gezeigt verarbeitet. Anhand der Standarddeviation können laminare und turbulente Grenzschichten über einen Sensor erkannt werden, und somit die Lage der Transition in Profiltiefenrichtung bestimmt werden.

Ein Vergleich der experimentellen Daten mit CFD zeigt eine gute Übereinstimmung in der Transitionslage über eine Schwingungsperiode der Klappe, siehe Abbildung 44, womit die Kalibrierung vom Transitionsmodell validiert werden konnte.

Anhand der Trockenversuche wird der Einfluss von Trägheits- und Reibungskräfte auf dem Scharniermoment untersucht. Das ist notwendig, um die die Scharniermomentkurven aus der direkten Messung mit einem Drehmomentsensor und aus der Berechnung der Druckverteilung vergleichbar zu machen, da die Effekte aus Trägheits- und Reibungskräfte nur von der direkten Momentenmessung mitgenommen werden.



Abbildung 40 Windkanalmodell eingebaut im Windkanal. Druckseite mit Hot-Film Sensoren (orange) und Druckbohrungen (blau)

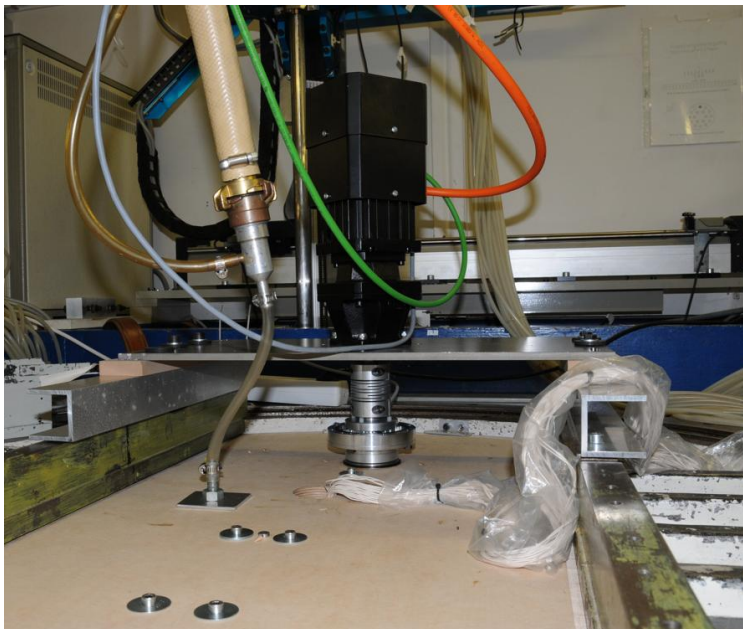


Abbildung 41 Ansteuerung der Klappe: Antrieb und Drehmomentsensor

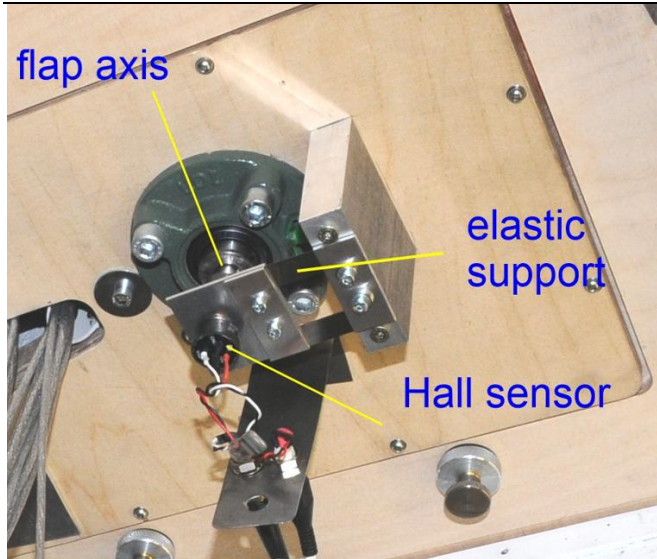


Abbildung 42 Positionsmesssystem der Klappe anhand eines Hall Sensors an der Scharnierlinie

Scharnierdrehmoment

Abbildung 45 zeigt den Momentenbeiwert an der Scharnierlinie aufgrund einer Schwingung der Klappe bei unterschiedlichen reduzierten Frequenzen. Das aus der Druckverteilung gewonnene Momentenbeiwert kann nur anhand der verfügbaren Druckbohrungen berechnet werden. Da in der Nähe der Scharnierlinie aufgrund des Maylarbands keine Druckbohrungen vorhanden sind, weist die Druckverteilung in der Nähe des Klappenscharniers eine gewisse Lücke. Daher wird dieser Teil von der Integration ausgenommen und die Klappe wird so behandelt, als würde sie bei $x/c = 0.87$ anfangen.

Abbildung 45 zeigt beispielhaft die Trends bei Änderung der reduzierten Frequenz k . Unter anderem kann man folgende Beobachtungen machen:

- Nichtlineare Effekte von Auftrieb und Moment sind mit dem instationären Transitionssverhalten verbunden.
- Je höher die reduzierte Frequenz k , desto größer ist die dämpfende Wirkung auf Cl .
- Die Phasenverschiebung von Cl ist am höchsten bei $k = 0,2$ und nimmt mit zunehmendem $k > 0,2$ ab.
- Je höher k , desto deutlicher und stärker ist das hysterische Verhalten von Cm -hinge und folglich die Phasen-Verschiebung.

Eine detaillierte Beschreibung der Windkanalversuche und der erzielten Ergebnisse kann in [40] gefunden werden.

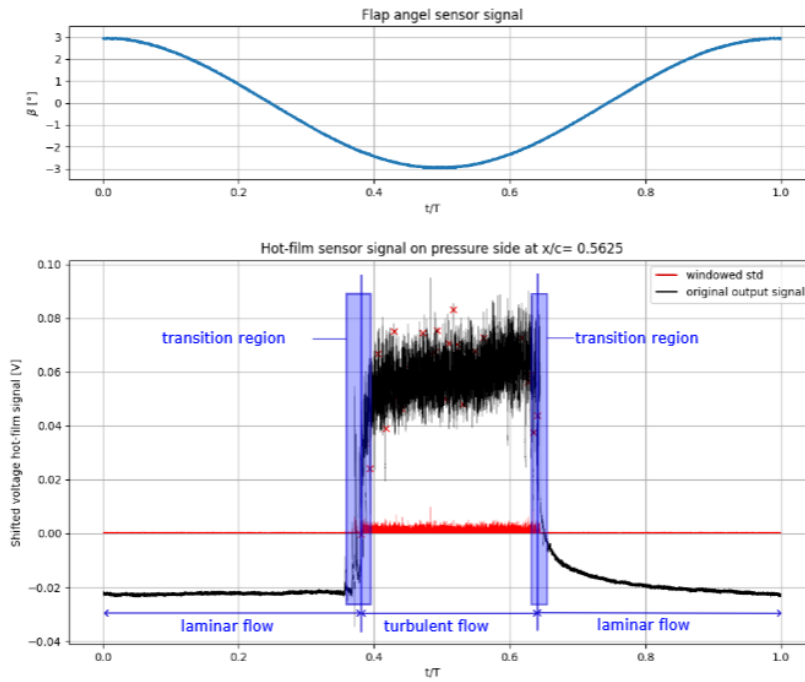


Abbildung 43 Signal eines Hot-Film Sensors für eine volle Schwingungsperiode der Klappe

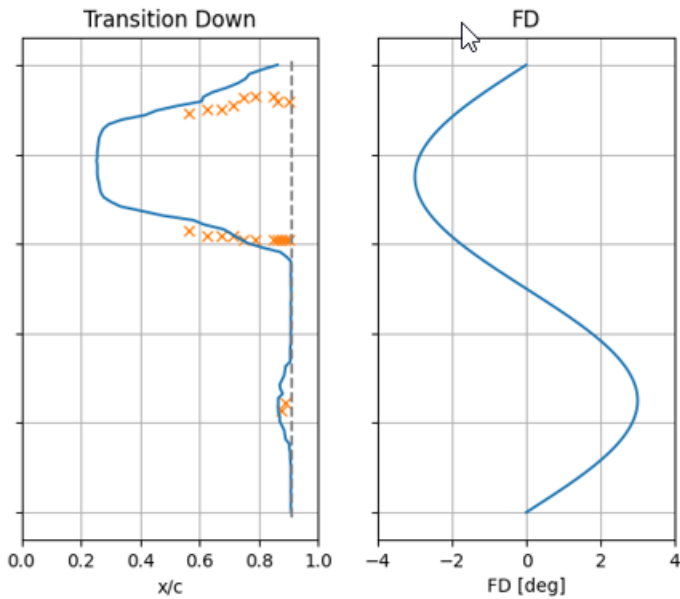


Abbildung 44 Transitionslage an der Druckseite bei einer $Re=3.5e6$ und eine reduzierte Frequenz von $k=0.02$

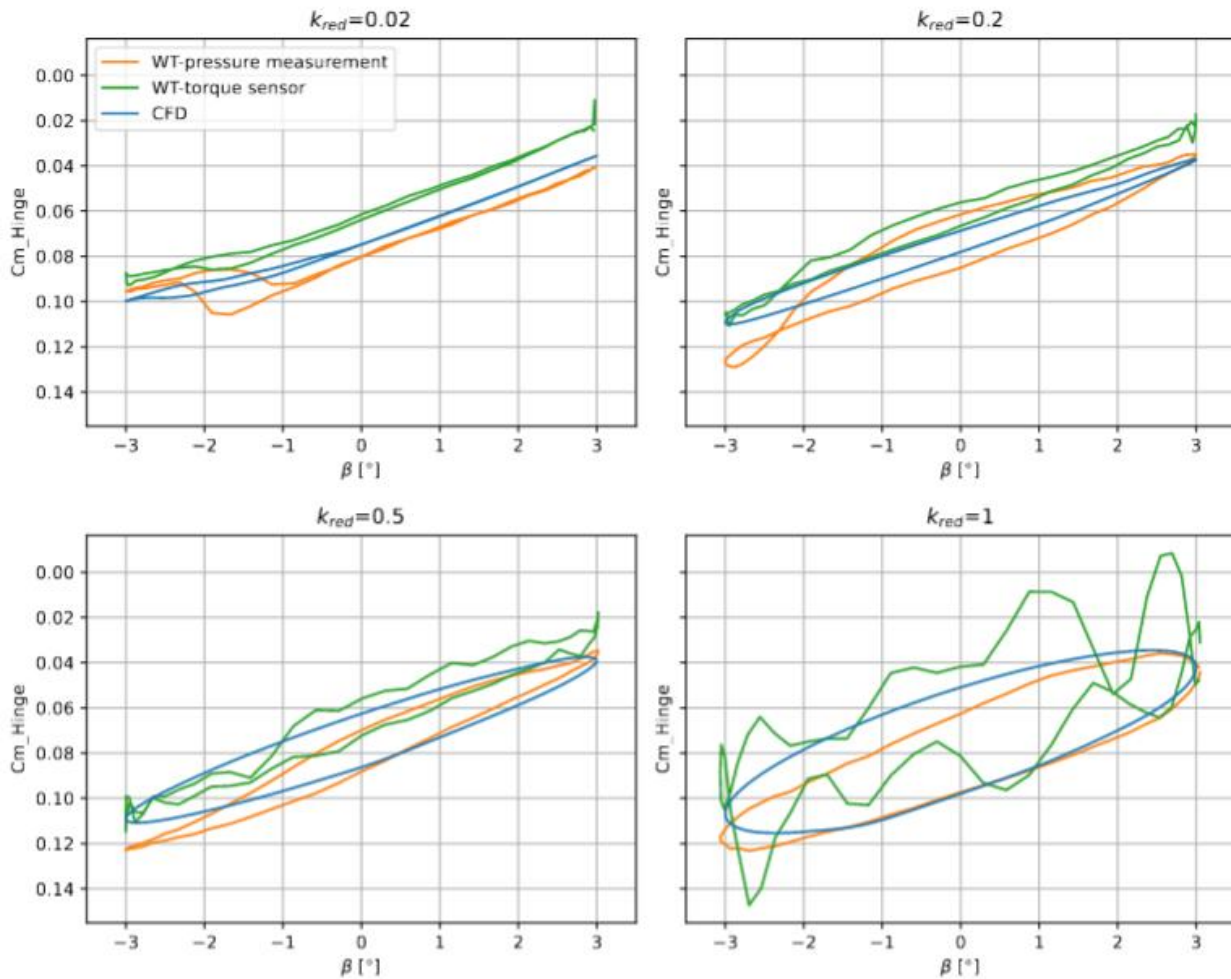


Abbildung 45 Scharnier Momentbeiwert in Abhängigkeit der Klappenposition bei unterschiedlichen reduzierten Frequenzen

AP 2.4: Validierung Aeroelastische Prozesskette durch Standschwingungsversuch und Anpassung Strukturdynamisches Modell

Zur numerischen Optimierung von Balkenmodellen an experimentelle Modaldaten aus einem Standschwingungsversuch wurde in der Bachelorarbeit von Mendl (siehe Verwertung) ein Softwaremodul implementiert.

Ziel der Optimierung ist eine Minimierung des Frequenzunterschieds und eine Maximierung der Übereinstimmung der Eigenschwingungsformen. Die beiden Summanden der Zielfunktion werden mit Gewichtungsfaktoren angepasst.

Das verwendete Balkenmodell ist in Abbildung 14 gezeigt. Mehrere parallele Balkenelemente mit unterschiedlichen Steifigkeiten bilden die Gesamtsteifigkeiten ab. Balken an der Flügelvorder- und Hinterkante bzw. die Rumpfsseiten dienen der Visualisierung und haben keine Steifigkeit.

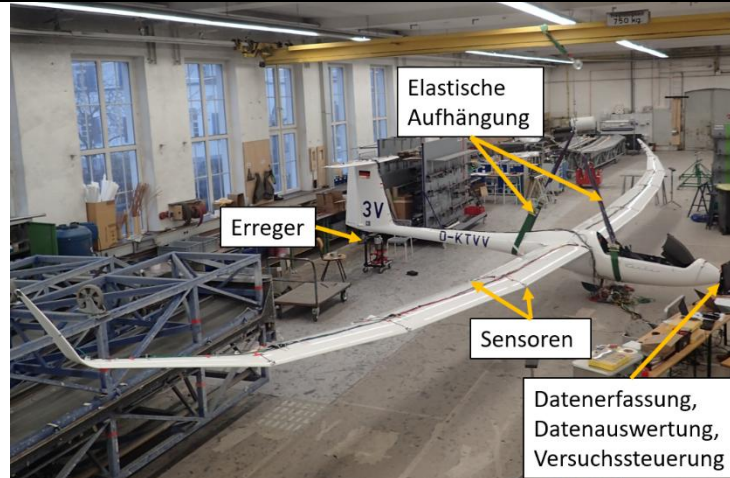


Abbildung 47 Standschwingungsversuch des Referenzflugzeugs

Da die Steifigkeit am freien Balkenende nur noch einen sehr geringen Einfluss auf die Eigenschwingungsformen hat, werden im Balken des Außenflügels die Faktoren bis an die erlaubten Grenzwerte erhöht. Die Übergangs- und Anschlusssteifigkeiten zwischen den Hauptbaugruppen (z.B. Rumpf-Seitenleitwerk) wurden idealisiert modelliert und sind nicht Teil der Designvariablen. Eine feinere Diskretisierung und eine Modifikation der Anschlusssteifigkeiten kann das Ergebnis verbessern.

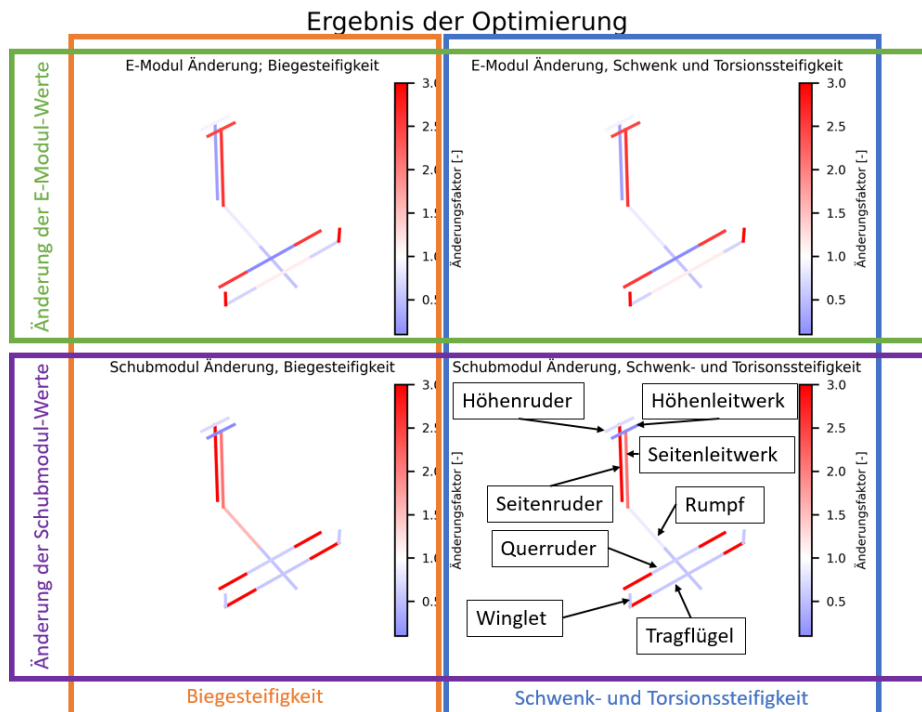


Abbildung 48 Optimierungsergebnis mit Änderungsfaktoren der Steifigkeiten

Die Unterschiede der Eigenfrequenzen und Schwingungsformen im Sinne des MAC-Werts (Modal Assurance Criterion) konnten mit implementierten Methode verringert werden. Diese Ergebnisse sind in Abbildung 49 und Abbildung 50 gezeigt. Ein MAC von 1 entspricht komplette Übereinstimmung der Eigenvektoren.

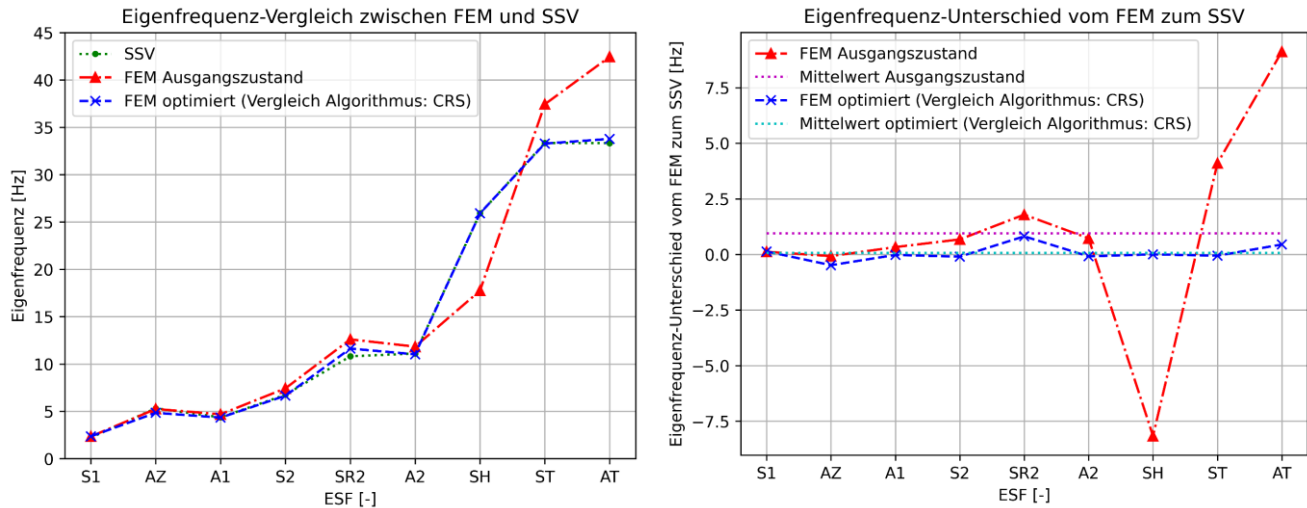


Abbildung 49 Ergebnisse der Modelloptimierung (Eigenfrequenzen)

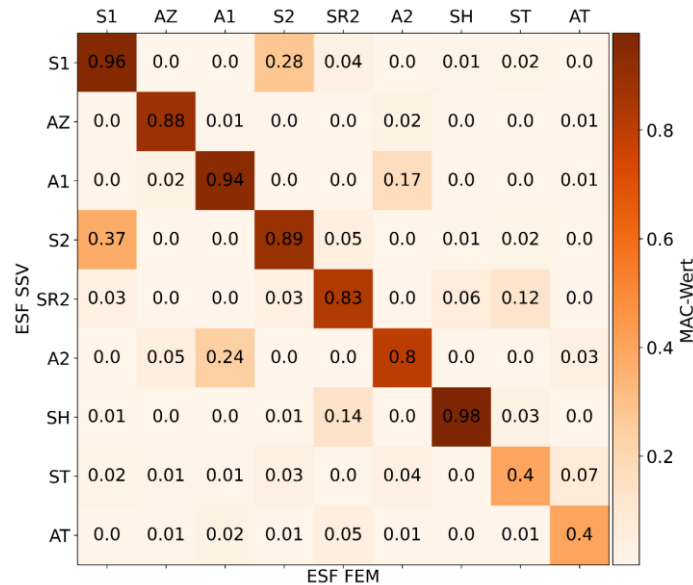


Abbildung 50 Ergebnisse der Modelloptimierung (MAC-Wert)

Diese Methodik kann auch für die experimentellen Modaldaten aus dem Flugschwingungsversuch in AP. 3.3 verwendet werden.

HAP 3 Validierung von Simulationsmodellen durch Flugversuche

AP 3.1: Entwicklung Flugmessinstrumentierung

In diesem Arbeitspakete wurde die in AP 2.1 entwickelte Messanlage für die Flugschwingungsversuche angepasst. Dafür wurde eine kleinere Version als Flugmessanlage verwendet. Es wird eine Messkarte aus der Anlage (8Kanäle)



mit dem Tablet zur Aufzeichnung verwendet. Genauere Informationen zu diesem Arbeitspaket sind im Bericht von Schempp-Hirth zu finden.

AP 3.2: Flugschwingungsversuch

Im Rahmen vom AP 3.2 finden die Flugschwingungsversuche statt. Die Versuche wurden erfolgreich durchgeführt und dienen zur Validierung des Standschwingungsversuchs und können in Zukunft für die Validierung von kleinen Änderungen am Flugzeug als vereinfachte Zulassungsmethodik verwendet werden.

Die Messtechnik aus AP2.1 bzw. AP3.1 kann in vereinfachter Form auch für den Flugschwingungsversuch verwendet werden. Genauere Informationen zu diesem Arbeitspaket sind im Bericht von Schempp-Hirth zu finden.

AP 3.3: Auswertung Flugschwingungsversuch und Anpassung Prozesskette

Ziel des AP 3.3 ist die Auswertung Validierung der Aeroelastischen Prozesskette und des Strukturmodells aus den durchgeführten Flugschwingungsversuchen. Da die Flugmessinstrumentierung gegenüber AP 2.1 nur skaliert wurde, können die Optimierungstools von AP 2.4 unverändert wiederverwendet werden, siehe AP 2.4.

AP 3.4: Erstellen von Berichtsvorlagen

Genauere Informationen zu diesem Arbeitspaket sind im Bericht der Schempp-Hirth zu finden.



HAP 4 Evaluation

AP 4.1: Definition der Nachweisführungen

Genauere Informationen zu diesem Arbeitspaket sind im Bericht von Schempp-Hirth zu finden.

AP 4.2: Überprüfung der Anwendbarkeit für die Musterzulassung

Genauere Informationen zu diesem Arbeitspaket sind im Bericht der Schempp-Hirth zu finden.



HAP 5 Evaluation

AP 5.1: Kontinuierliches Prüfen der wirtschaftlichen Verwertbarkeit

Genauere Informationen zu diesem Arbeitspaket sind im Bericht der Schempp-Hirth zu finden.

AP 5.2: Prüfung der Anerkennung als Dokumentation für die Musterzulassung

Genauere Informationen zu diesem Arbeitspaket sind im Bericht der Schempp-Hirth zu finden.



Zusammenfassung und Fazit

Nach der Durchführung aller Arbeitspakete konnte eine Toolkette für die Flutteranalyse entwickelt werden. Die Entwicklung der Technologien erfolgte in enger Abstimmung aller Projektpartner und hat sich durch eine sehr gute und produktive Zusammenarbeit ausgezeichnet.

Mit der Prozesskette ist es möglich ausgehend von einer parametrischen Definition des Flugzeugs in tabellarischer Form Nastran-Eingabedateien zu erhalten, die das Balkenmodell eines Beispielflugzeugs definieren. Die mittels eines PYTHON-Skripts generierten Inputdateien können dabei für unterschiedliche Strukturanalysen (hier: Modalanalyse) bis hin zur Flutteranalyse verwendet werden.

Durch die numerische und experimentelle Untersuchung im Windkanal an einem repräsentativen NLF Profil konnten Unsicherheiten bei der Vorhersage von instationären aerodynamischen Kräfte und Momenten an Steuerklappen reduziert werden und anhand Korrekturfaktoren in der Flutteranalyse berücksichtigt werden. Diese Korrekturfaktoren sind von den Randbedingungen abhängig. Für jede Korrektur ist demzufolge eine CFD Rechnung notwendig und die Korrekturfaktoren in Form einer Matrix muss in jeder Iteration der Flutterlösung aktualisiert werden. Die Verwendung von einer einzelnen Matrix mit fixen Korrekturfaktoren ist im Prinzip möglich, was die Komplexität der Modifizierung eindeutig erleichtert. Dadurch schafft man nur eine qualitative Verbesserung der instationären aerodynamischen Kräfte und Momente, die nur für einen Betriebspunkt optimiert ist und für andere Betriebspunkte nicht konservative Flatterergebnisse liefern könnte.

Es wurde gezeigt, dass für bestimmte Betriebspunkte, die aerodynamische Antwort auf eine Schwingung der Steuerflächen nicht-lineare Effekte aufweist. Diese Nicht-Linearitäten werden in der traditionellen Flattergleichung nicht erfasst und müssen mit Vorsicht betrachtet werden. Die Erweiterung und Modifizierung von den Algorithmen für die Analyse des Flatterverhaltens ist notwendig wenn diese nicht-linearen Effekten in der Flutterlösung berücksichtigen werden sollen.



Verwertung und Anschluss

Studienarbeiten

Im Rahmen der Tätigkeiten sind folgende Studienarbeiten und Praktikumsberichte während der Projektlaufzeit entstanden:

| Typ | Thema | Betreuer | Berichts-Nr. | Student Name |
|-----|---|-------------|--------------|--------------|
| MA | Numerical assessment of unsteady aerodynamics on an airfoil with hinged flap undergoing plunging and pitching motions | Sebastia | LS-MA 21/04 | Botsko |
| SA | Aerodynamic Analysis of an Airfoil Undergoing Pitching and Plunging Motions Using CFD | Sebastia | LS-MA 21/04 | Boldrin |
| SA | Aerodynamic Analysis of a NACA 63-415 Airfoil with Focus on Laminar-Turbulent Transition Prediction and Studies on the Use of Large Eddy Simulations | Sebastia | LS-SA 21/12 | Blaschke |
| SA | Planung einer Windkanalmesskampagne und Bau eines Flügelmodells für die experimentelle Untersuchung instationärer aerodynamischer Beiwerte an Laminarprofilen | Sebastia | LS-SA /22 | Schmidt |
| SA | Implementation of a pk-Method | Sebastia | LS-MA /22 | Bantlin |
| FP | Study of the Effects of Surface Roughness Height on Transition and Aerodynamic Behavior on a Laminar Airfoil | Sebastia | | Belur |
| MA | Calibration of the Gamma Transition Model for a Natural Laminar Flow (NLF) Airfoil | Sebastia | LS-SA 23/02 | Belur |
| MA | Implementierung und Vergleich aerodynamischer Methoden zur aeroelastischen Simulation von Segelflugzeugen | Illenberger | LS-MA 21/27 | Techmer |
| BA | Unsteady Aerodynamic Analysis of a High Aspect Ratio Wing by Means of a Loosely Coupled CFD-FEM Model | Sebastia | LS-BA 23/05 | Martin |
| BA | Modelloptimierung eines strukturdynamischen Modells eines Hochleistungs-Segelflugzeuges anhand eines Standschwingungsversuches | Sturm F. | LS-BA 22/07 | Mendl |
| MA | Automated Generation of a FE Beam Model for the Investigation of the Modal Behavior of a High Performance Glider | Illenberger | LS-MA 21/03 | Aguilar |
| BA | CFD Analysis of the Laminar-Turbulent Transition on a Sailplane Wing | Sebastia | LS-BA 22/04 | Areal |
| SA | Numerical Simulation of a Wind Tunnel Setup in CFD and Evaluation of the GAF | Sebastia | LS-SA 24/13 | Verducci |
| BA | Evaluation of Generalized Aerodynamic Forces Based on CFD Simulation Results | Sebastia | LS-BA 24 | Perez |
| FP | Implementation of an optimization algorithm for model updating of a structural dynamic FE Model | Sebastia | LS-SA 24 | Wels |
| SA | Development of a coupled FE Shell-Beam | Illenberger | LS-SA 21/05 | Beyer |



| Typ | Thema | Betreuer | Berichts-Nr. | Student Name |
|-----|---|----------|--------------|--------------|
| | Model for the Investigation of the Modal Behavior of a High Performance Sailplane | | | |
| FP | Automated DLM Model Generation For High Aspect Ratio Wings of Sailplanes and Coupling with a Beam Model | Sebastia | LS-FP 24 | Saenz |

Eine Dissertation im Rahmen des Projekts ist in Arbeit.

Vorträge und Präsentationen

Im Rahmen des Projekts sind folgende Publikationen veröffentlicht und Vorträge gehalten worden:

| Jahr | Titel | Autoren | Veranstaltung/ Fachzeitschrift | Vortrag | Publikation |
|------|---|--|---|---------|-------------|
| 2021 | Numerische Untersuchung instationärer aerodynamischer Beiwerte an Laminarprofilen | Carlos Sebastia Saez | Symposium für Segelflugzeugentwicklung 2021 | x | |
| 2023 | Numerical Analysis of Aerodynamic Flap Hinge Moment under Unsteady Flow Conditions considering Laminar-Turbulent Transition | Carlos Sebastia Saez und Mirko Hornung | AIAA Aviation 2023 | x | x |
| 2024 | Experimental and Numerical Assessment on the Aeroelastic Behavior of a NLF Airfoil with Oscillating Control Surfaces | Carlos Sebastia Saez und Mirko Hornung | IFASD 2024 | x | x |
| 2024 | Experimental and Numerical Analysis of Aerodynamic Flap Hinge Moment under Unsteady Flow Conditions on a NLF Airfoil | Carlos Sebastia Saez, Werner Würz, Ulrich Deck und Mirko Hornung | AIAA Aviation 2024 | x | x |
| 2024 | Numerical Analysis of Generalized Aerodynamic Forces Considering Laminar-Turbulent Transition on a NLF Wing | Carlos Sebastia Saez, Jaime Martin Ferrer und Mirko Hornung | ICAS 2024 | x | x |

Anschluss

Schempp-Hirth wird die Methoden die in diesem Forschungsvorhaben entwickelt wurden bei zukünftigen Projekten einführen. Für das derzeitige Projekt, ein Elektrisch-Eigenstartfähiges Segelflugzeug, kann die Messanlage bereits Verwendung finden und so die Zulassung deutlich beschleunigen.



Nebenbei konnte die Messanlage schon für die Zertifizierung eines weiteren Segelflugzeuges in Anspruch genommen werden und diente in diesem Fall zum Erkenntnisgewinn der Mitarbeiter des Unternehmens. Die komplette Prozesskette wird vermutlich erst bei einem komplett neuen Flugzeug in Anspruch genommen werden. Die Teilaspekte, vor allem der Boden- und Flugschwingungsversuchsanlage, finden zügig Anwendung bei der stets weiteren Optimierung unserer Flugzeugfamilie. Im aktuellen Fall bis zum Ende des Jahres 2024 für die Zulassung des neuen Ventus 3E (elektrisch eigenstartfähiges Hochleistungssegelflugzeug).



References

- [1] ALBANO, E., and Rodden, W. P., "A doublet-lattice method for calculating lift distributions on oscillating surfaces in subsonic flows," *AIAA Journal*; Vol. 7, No. 2, 1969, pp. 279–285. doi: 10.2514/3.5086.
- [2] Hendrik Tijdeman, *Investigation of the transonic flow around oscillating airfoils*, 1977.
- [3] French, M., Noll, T., Cooley, D., Moore, R., and Zapata, F., "Flutter prediction involving trailing-edge control surfaces," *Journal of Aircraft*; Vol. 25, No. 5, 1988, pp. 393–394. doi: 10.2514/3.45593.
- [4] Hertrich, H., *Zur experimentellen Prüfung instationärer dreidimensionaler Tragflächentheorien bei Inkompressibler Strömung*.
- [5] Hertrich, H., *Druckverteilungsmessungen an Halbflügelmodellen mit Ruder in stationärer Unterschallströmung*.
- [6] Försching, H. W., "Pressure Measurement on an Harmonically Oscillating Swept Wing with Two Control Surfaces in Incompressible Flow," *AGARD*, CP80-71, 1971.
- [7] LaBarge, W. L., "Correlation of Theoretical and Experimental Pressure Distributions over an Oscillating Wing and Two Control Surface," *Lockheed California Company*, LR-24737, 1971.
- [8] Ashley, H., and RODDEN, W. P., "Wing-Body Aerodynamic Interaction," *Annual Review of Fluid Mechanics*; Vol. 4, No. 1, 1972, pp. 431–472. doi: 10.1146/annurev.fl.04.010172.002243.
- [9] Rowe, W. S., Sebastian, J. D., and Redman, M. C., "Recent Developments in Predicting Unsteady Airloads Caused by Control Surface Motions," *Journal of Aircraft*; Vol. 13, No. 12, 1976, pp. 955–961. doi: 10.2514/3.58735.
- [10] Turner, C. D., "Wing/control surface flutter analysis using experimentally corrected aerodynamics," *Journal of Aircraft*; Vol. 19, No. 4, 1982, pp. 342–344. doi: 10.2514/3.44757.
- [11] Roughen, K. M., Baker, M. L., and Fogarty, T., "Computational Fluid Dynamics and Doublet-Lattice Calculation of Unsteady Control Surface Aerodynamics," *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*; Vol. 24, No. 1, 2001, pp. 160–166. doi: 10.2514/2.4697.
- [12] Siemens, "Simcenter STAR-CCM+ Topic Version 2019.3," https://web.cecs.pdx.edu/~gerry/class/ME448/lecture/pdf/STARCCM_Turbulence_Technical_Spotlight_Rich.pdf, [retrieved 21 April 2021].
- [13] Hodson, H. P., Huntsman, I., and Steele, A. B., "An Investigation of Boundary Layer Development in a Multistage LP Turbine," *Journal of Turbomachinery*; Vol. 116, No. 3, 1994, pp. 375–383. doi: 10.1115/1.2929424.
- [14] Schlichting, H., and Gersten, K., *Grenzschicht-Theorie*, 10th edn., Springer, Heidelberg, 2006.
- [15] Saric, W. S., Reed, H. L., and Kerschen, E. J., "Boundary Layer Receptivity to Freestream Disturbances," *Annual Review of Fluid Mechanics*; Vol. 34, No. 1, 2002, pp. 291–319. doi: 10.1146/annurev.fluid.34.082701.161921.
- [16] Kachanov, Y. S., "Physical Mechanisms of Laminar-Boundary-Layer Transition," *Annual Review of Fluid Mechanics*; Vol. 26, No. 1, 1994, pp. 411–482. doi: 10.1146/annurev.fl.26.010194.002211.
- [17] Boerman, L. M. M., and van Garrel, A., "Design and windtunnel test results of a flapped laminar flow airfoil for high performance sailplane applications," 1994.
- [18] Schempp-Hirth, <https://www.schempp-hirth.com/flugzeuge/ventus>, [retrieved 24 April 2021].
- [19] Lehrstuhl für Luftfahrtsysteme, <https://www.lrg.tum.de/lls/forschung/laufende-projekte/>, [retrieved 24 April 2021].
- [20] Schürmann, H., *Konstruieren mit Faser-Kunststoff-Verbunden*, 2nd edn., Springer Berlin Heidelberg, Berlin, Heidelberg, 2007.
- [21] Liu, K., Wang, Y., Song, W.-P., and Han, Z.-H., "A two-equation local-correlation-based laminar-turbulent transition modeling scheme for external aerodynamics," *Aerospace Science and Technology*; Vol. 106, 2020, p. 106128. doi: 10.1016/j.ast.2020.106128.



- [22] Menter, F. R., Smirnov, P. E., Liu, T., and Avancha, R., "A One-Equation Local Correlation-Based Transition Model," *Flow, Turbulence and Combustion*; Vol. 95, No. 4, 2015, pp. 583–619. doi: 10.1007/s10494-015-9622-4.
- [23] Rezende Dessimoni Carvalho, A., and Brito, P., "Evaluation of Transitional Turbulence Models Applied to Airfoil Boundary Layers at Low Reynolds Number," *Proceedings of the 25th International Congress of Mechanical Engineering*, ABCM, 10/20/2019.
- [24] Mauro, S., Lanzafame, R., Messina, M., and Pirrello, D., "Transition turbulence model calibration for wind turbine airfoil characterization through the use of a Micro-Genetic Algorithm," *International Journal of Energy and Environmental Engineering* [online], Vol. 8, No. 4, 2017, pp. 359–374, https://www.researchgate.net/publication/320463528_Transition_turbulence_model_calibration_for_wind_turbine_airfoil_characterization_through_the_use_of_a_Micro-Genetic_Algorithm.
- [25] Liggett, N., and Smith, M. J., "The physics of modeling unsteady flaps with gaps," *Journal of Fluids and Structures*; Vol. 38, 2013, pp. 255–272. doi: 10.1016/j.jfluidstructs.2012.12.010.
- [26] Liu, J., Xiao, Z., and Fu, S., "Unsteady Transition Studies over a Pitching Airfoil Using a $k-\omega-\gamma$ Transition Model," *AIAA Journal*; Vol. 56, No. 9, 2018, pp. 3776–3781. doi: 10.2514/1.J056466.
- [27] Khayatzadeh, P., and Nadarajah, S., "Laminar-turbulent flow simulation for wind turbine profiles using the $\gamma-Re_{\theta t}$ transition model," *Wind Energy*; Vol. 17, No. 6, 2014, pp. 901–918. doi: 10.1002/we.1606.
- [28] Drela, M., "XFOIL: An Analysis and Design System for Low Reynolds Number Airfoils," 1989.
- [29] Drela, M., and Youngren, H., "XFOIL 6.9 User Primer," https://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil/xfoil_doc.txt, [retrieved 22 April 2021].
- [30] Axten, C. J., and Maughmer, M. D., "Demonstrating the Potential of CFD Transition Modeling for Racing Sailplane Design," *AIAA AVIATION 2020 FORUM*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2020.
- [31] Axten, C. J., *Demonstrating the Potential of Transitional CFD for Sailplane Design*, 2019.
- [32] Achleitner, J., Rohde-Brandenburger, K., Rogalla von Bieberstein, P., Sturm, F., and Hornung, M., "Aerodynamic Design of a Morphing Wing Sailplane," *AIAA Aviation 2019 Forum*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2019.
- [33] Kubrynski, K., "Design of a Flapped Laminar Airfoil for High Performance Sailplane," *30th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Reston, Virginia, 2012.
- [34] Boerman, L. M. M., and van Garrel, A., "Design and Windtunnel Test Results of a Flapped Laminar Flow Airfoil for High-Performance Sailplane Applications," *ICAS*, 1994.
- [35] Mack, L. M., "Transition and Laminar Instability," NASA CR-153203, 1977.
- [36] Braslow, A. L., Knox, E. C., and United States. National Advisory Committee for Aeronautics, *Simplified Method for Determination of Critical Height of Distributed Roughness for Boundary-layer Transition at Mach Numbers from 0 to 5*, National Advisory Committee for Aeronautics, 1958.
- [37] Sebastia Saez, C., Ferres Martin, J., and Hornung, M., "Numerical analysis of generalized aerodynamic forces considering laminar-turbulent transition on a NLF wing," *ICAS 2024*, 34th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences.
- [38] Lukas Katzenmeier, Cyrille Vidy, and Christian Breitsamter, *Correction Technique for Quality Improvement of Doublet Lattice Unsteady Loads by Introducing CFD Small Disturbance Aerodynamics*, 2017.
- [39] Sebastia Saez, C., and Hornung, M., "Experimental and numerical assessment on the aeroelastic behavior of a NLF airfoil with oscillating control surfaces," *IFASD 2024*.
- [40] Sebastia Saez, C., Würz, W., Deck, U., and Hornung, M., "Experimental and Numerical Analysis of Aerodynamic Flap Hinge Moment Under Unsteady Flow Conditions on a NLF Airfoil," *AIAA AVIATION 2024 FORUM 2024*.