

Gefördert durch:


 Bundesministerium
 für Wirtschaft
 und Klimaschutz

 aufgrund eines Beschlusses
 des Deutschen Bundestages

Exemplar-Nr. / Copy No.:

 Ausgabe / Issue: **A**

 Datum / Date: **28.06.2024**

Projekt / Project: DigiFly - 20X1909C

 Art des Dokuments / **Schlussbericht**

Type of Document:

Ident Code (Bitte nur auf diesen Code beziehen/Please refer only to this code)

Fa Co.	Org.-Kz. Locator	Project	Art Type	Syst Code	Lfd.Nr. Seq.No.	- Nr. - No.	Ausgabe Issue	Datum Date
TEAG	-		R	-	2420001		A	28.06.2024

Verfasser / Author: Dr. Kolja Elssel

 Titel / Title: Anwendung moderner Ansätze digitaler Technologien im Flugzeugentwurf
 Schlussbericht

Datum / Date: 28.06.2024

 Berichtsumfang / Number of Pages: **41**

Der Inhalt dieser Unterlage ist geistiges Eigentum der Airbus Defence and Space GmbH. Die Verantwortung für den Inhalt dieser Veröffentlichung liegt beim Autor.

Das diesem Bericht zugrundeliegende Vorhaben wird mit Mitteln des Bundesministeriums für Wirtschaft und Energie gefördert. Außerhalb der Regelungen des Zuwendungsbescheides ist eine Weitergabe an Dritte sowie Vervielfältigung dieser Unterlage, Verwertung und Mitteilung ihres Inhalts an Dritte nicht gestattet, soweit nicht vorher schriftlich von der Airbus Defence and Space GmbH zugestanden. Zuwiderhandlungen verpflichten zu Schadenersatz. Alle Rechte für den Fall der Patenterteilung oder Gebrauchsmuster-Eintragung vorbehalten.

The content of this document is the intellectual property of Airbus Defence and Space GmbH. The responsibility for the content of this publication rests with the author.

The project which forms the basis for this report is endorsed and funded by the Federal Ministry for Economic Affairs and Energy. Apart from the user rights contained in the notification concerning the allocation of funds, copying of this document, and disclosure to third parties and the use of the contents thereof, are forbidden without prior written consent by Airbus Defence and Space GmbH. Offenders are liable to the payment of damages. All rights are reserved in the event of the grant of a patent or the registration of a utility model or design.

Kennblatt / Identification Sheet	
Dokument-Nummer / Report No.:	TEAG-R-2420001 Issue A
Projekt / Project:	DigiFly
Auftraggeber / Customer:	Bundesministerium für Wirtschaft und Klimaschutz
Vertrags-Nr. / Contract No.:	20X1909C
Vertragsthema / Object of Contract:	Luftfahrtforschungsprogramm der Bundesrepublik Deutschland
Vertragsdatum / Date of Contract: von-bis	01.07.2020-31.12.2023
Vertragsdauer / Contract Termination:	3,5 Jahre
Interne Auftragsnummer / Internal Order No.:	510674
PSP-Nr. / WBS No.:	
Schlüsselworte / Keywords:	Schlussbericht, aerodynamischer Simulation, CFD, Künstliche Intelligenz, Advanced Neural Networks, Aeroacoustic, Netzgenerierung, Aerodynamischer Datensatz, CFD, Multifidelity, Postprocessing
Zusammenfassung / Summary In diesem Schlussbericht sind alle Ergebnisse und Aktivitäten der Firma Airbus DS im Vorhaben des LuFo VI-1 des Projektes DigiFly zusammengefasst. In diesem Forschungsprojekt wurden komplexe aerodynamische Simulationsketten integriert. Dies konnte auf Basis von Verbesserungen in der Robustheit und Effizienz der darunterliegenden Einzelkomponenten aufgebaut und weitgehend automatisiert werden.	

	Bearbeiter/ Prepared by:	Abteilung/ Department:
Unterschr. / Sign		
Datum / Date	28.06.2024	28.06.2024
Name / Name	Dr. S.Ketterl	Dr. K. Elssel
Abtlg. / Dept.	TADGA-TL5	TADGA-TL5
	Projektleitung/ Technical Management:	
Unterschr. /Sign.		
Datum / Date	28.06.2024	
Name / Name	Dr. K. Elssel	
Abtlg. / Dept.	TADGA-TL5	

Inhalt

Abkürzungen.....	6
Abbildungen.....	6
Tabellen	7
1 Projektstrukturplan und Balkenplan	8
2 Arbeitspaket 1.1 Physikalische Modellierung	9
2.1 ERWEITERUNG UND VERBESSERUNG VON VERFAHREN ZUR GENAUIGKEITSBEWERTUNG UND ERSTELLUNG VON TOLERANZBÄNDERN	9
2.2 DURCHFÜHRUNG VON RANS RECHNUNGEN MIT PHYSIKALISCHER MODELLIERUNG ZUR ANWENDBARKEIT BEI AKUSTISCHEN VORHERSAGEN.....	10
3 Arbeitspaket 1.3 – Flexibilisierung Netzstrategien	11
3.1 ROBUSTE NETZGENERIERUNG.....	11
3.1.1 Point Insertion.....	11
3.1.2 Multinormals	12
4 Arbeitspaket 2.3 – Maschinelles Lernen KI & Statistik.....	13
4.1 ANWENDUNG VON NEURONALEN NETZEN AUF AERODYNAMISCHE DATEN	14
5 Arbeitspaket 2.4 – Datenfusion & Inverse Probleme	14
5.1 AUTOMATISIERTE SELEKTION VON HiFi PUNKTEN BEI MULTIFIDELITY VERFAHREN	14
5.2 ERWEITERUNG DER MULTIFIDELITY VERFAHREN AUF KOMPONENTENLASTEN.....	16
6 Arbeitspaket 2.5 – Unsicherheiten	17
6.1 APPROXIMATION DISKRETISIERUNGSFEHLER UND VERBESSERTE ABSCHÄTZUNG DES MODELLIERUNGSFEHLERS.....	17
6.1.1 Vorgehensweise	18
6.1.2 Implementierung	19
6.1.3 Anwendung	19
7 Arbeitspaket 3.2 – FlowSimulator Einbindung & Schnittstellen.....	20

7.1	WEITERENTWICKLUNG UND ANPASSUNG DER SIMULATIONSINFRASTRUKTUR UND DES POSTPROCESSING AN DEN NEUEN CFD LÖSER (CODA).....	21
8	Arbeitspaket 3.3 – Templates für Postprocessing.....	23
8.1	ERSTELLUNG EINER AUTOMATISIERTEN ANALYSE DIE KOMPLEXE SIMULATIONSKETTEN (MULTIFIDELITY VERFAHREN, CFD-CSM, NEUER LÖSER) INTEGRIERT	23
8.2	ERWEITERUNG UM NEUEN CFD LÖSER CODA	25
8.3	OPTIMIERUNGSKETTE	26
9	Arbeitspaket 3.4 – KI Unterstützung	26
9.1	AUTOMATISIERTE GENERIERUNG VON AERODATENSÄTZEN AUF BASIS VON NEURONALEN NETZEN (KI)...	27
9.1.1	Methode	27
9.1.2	Bewertungskriterien	27
9.1.3	Architektur.....	27
9.1.4	Ergebnisse.....	28
10	Arbeitspaket 4.1 – Use Case Definition	29
10.1	MULTIFIDELITY METHODEN.....	29
10.2	VERBESSERUNG DER NETZGENERIERUNG MIT POLYEDERN.....	29
10.3	POSTPROCESSING	29
10.4	KÜNSTLICHE NEURONALE NETZE FÜR AERODYNAMISCHE DATENSÄTZE	30
10.5	TESTFÄLLE ZU AKUSTISCHEN VORHERSAGEN	30
10.5.1	Lärm wirbeldominierter Strömungen	30
10.5.2	Strahlärm	31
10.6	DATENBASIS AUS DER SACCON FORSCHUNGSKONFIGURATION.....	32
11	Arbeitspaket 4.2 – Simulationen.....	34
11.1	ERSTELLUNG EINES AERODATENSATZES AUF BASIS DER NEUEN METHODEN	34
11.1.1	Annahmen	34
11.1.2	SACCON Dataset/SACCON Datensatz	35
11.1.3	Datencharakteristik.....	35

11.1.4	Ergebnisse.....	36
11.1.5	Gesamtüberblick.....	36
11.1.6	Testdatenanalyse	37
11.1.7	Konsistenzcheck.....	37
11.1.8	Zusammenfassung	38
12	Arbeitspaket 4.3 – Evaluierung & Best Practice	38
12.1	EVALUIERUNG DER AERODATENSATZERSTELLUNG	38
13	Arbeitspaket 4.4 – Einbindung in Industrielle Prozesse.....	39
13.1	INDUSTRIALISIERUNG DER METHODEN UND WERKZEUGE.....	39
13.2	NETZGENERIERUNG	39
13.3	MULTIFIDELITY METHODEN	39
13.4	KOMPLEXE SIMULATIONSABLÄUFE	40
13.5	POSTPROCESSING ERWEITERUNG	40
13.6	AERODATENSATZERZEUGUNG MIT KI.....	40

Abkürzungen

AoA	Angle of Attack (Anstellwinkel)
CFD:	Computational Fluid Dynamics
CODA	Common Onera DLR Aerodynamics Solver – Neuer CFD Löser der aktuell in der Entwicklung ist
WT	Windtunnel (Windkanal)
API	Abstract Programming Interface
ABI	Abstract Binary Interface

Abbildungen

Abbildung 1 Projektstrukturplan mit den Beteiligungen von Airbus Defence and Space im Gesamtverbund	8
Abbildung 2 Balkenplan von Airbus Defence and Space mit allen Meilensteinen	8
Abbildung 3 Automatische Konvergenzverlaufsanalyse	9
Abbildung 4 Verbesserte Konvergenzanalyse	10
Abbildung 5 Navier-Stokes Rechnung mittels Finite Volumen (SA) - Use Case Rechteckdüse	11
Abbildung 6 Point Insertion Options	12
Abbildung 7 Vernetzungsvergleich einer rückwärtsgewandten Stufe in 3D mit und ohne Multinormals	13
Abbildung 8 Beispiele für Aerodatenmodellierung. Modell (blau/rot), Experimentelle Daten (grün)	14
Abbildung 9 Automatische Selektionsfunktion für HiFi Punkte basierend auf dem Diskretisierungsfehler	15
Abbildung 10 Vergleich der Abweichung einer MultiFidelity Polare erstellt mit ausgewählten HiFi Punkten per Selektionsfunktion (grün) und beliebig verteilte HiFi Punkte nach Standardvorgehen.	16
Abbildung 11 Erweiterung von CfdControl um Komponentenlasten	16
Abbildung 12 Anwendung der Multifidelity Verfahren auf Komponentenlasten	17
Abbildung 13 Oberflächendruckdiagramme von Setup A (links) und Setup B. Das Strömungsfeld für beide Aufbauten ist ähnlich, wie es für den vorgeschlagenen Ansatz erforderlich ist.	19
Abbildung 14 Oberflächendarstellung der oberen Störungsregionen	20
Abbildung 15 FlowSimulator Umgebung	21
Abbildung 2 Postprocessing Beispiele – Isoflächen und Stromlinien	21
Abbildung 17 Diskretisierung am unstrukturierten Netz mit Volumenschnitt visualisiert in zwei Dimensionen.	22
Abbildung 18 Diskretisierung am unstrukturierten Netz mit Volumenschnitt visualisiert in zwei Dimensionen. In rot dargestellt ist die Interpolationen der Zellmittelpunktswerte auf die Schnittebene.	22
Abbildung 19 Diskretisierung am unstrukturierten Netz mit Volumenschnitt visualisiert in zwei Dimensionen. In rot dargestellt ist die Konvertierung der Zellmittelpunktswerte zu den Eckpunkten.....	23
Abbildung 20 Prozessautomatisierung High und Low Fidelity Punkte in cfdControl	24
Abbildung 21 Automatische Erstellung der Polaren.....	24
Abbildung 22 Asymmetrische Datensynthese.....	24
Abbildung 23 Darstellung der Synthese in Form von Hypercubes	25
Abbildung 24 Automatisierte Analyseketten erweitert um den neuen CFD Löser CODA.....	25
Abbildung 25 Erweiterung der Analyse komplexer Simulationsabläufe um Optimierungsstudien.....	26
Abbildung 26: Darstellung des Datensatzdesignprozesses für Kampfflugzeuge.....	26
Abbildung 27: Reflektion der möglichen Anpassung des Datensatzdesignprozesses mithilfe Neuronaler Netze als neue Methode.	27
Abbildung 28: Liste möglicher Hyperparameter und erlaubte diskrete Variationen.	28
Abbildung 29: Zusammenfassung der globalen Leistungswerte für das neuronale Netz. R^2 ist der Korrelationsfaktor. RMSE (Root Mean Square Error) reflektiert die Abweichung zwischen Modell und Testdaten. Für CM, CM_α und CM_β werden die Anzahl an Punkten Punkte außerhalb der Toleranz wiedergegeben.	Fehler! Textmarke nicht definiert.
Abbildung 30: Resultate des neuronalen Netzes im Vergleich zu Testdaten. ML steht für Machine Learning und reflektiert die Vorhersage des neuronalen Netzes. Dazu im Vergleich stehen die Wind Tunnel Testdaten,	

also dem Modell unbekannte Daten. Zusätzlich ist die von Industrieseite definierte Toleranz mit dargestellt.	
..... Fehler! Textmarke nicht definiert.	
Abbildung 31: Übersicht der Schallentstehungsmechanismen [1] an einer generischen Klappenseitenkante (links) im Vergleich zu einem Wirbelpfad aus einem exemplarischen Strömungsergebnis (rechts)	31
Abbildung 32: Windkanalaufbau der generischen Klappenseitenkante (links) und ein berechnetes Strömungsfeld (rechts)	31
Abbildung 33: Simulationsaufbau einer generischen Rechteckdüse und ein entsprechendes Strömungsgitter	32
Abbildung 34: Darstellung der turbulenten kinetischen Energie aus der RANS Lösung	32
Abbildung 35: Darstellung der zeitlichen Ableitung des Drucks bei einer generischen Rechteckdüse im Mittelschnitt	32
Abbildung 36 Blended Wing Body Demonstrator von Airbus [1]	33
Abbildung 37 DLR-F17E Windkanalmodell [2]	33
Abbildung 38: Skizze des DLR-F17E Modells mit Maßen, Referenzpositionen und Steuerflächen [2]	34
Abbildung 39: Darstellung der Eingangs- und Ausgangsvariablen im Datensatzmodell. AoA = Anstellwinkel, AoS = Schiebewinkel, LTIP = Left Tip Flap (linke Flügelspitzenklappe), LIB = Left Inboard (linke Innenklappe), LOB = Left Outboard (linke Außenklappe), ROB = Right Outboard (rechte Außenklappe), RIB = Right Inboard (rechte Innenklappe), RTIP = Right Tip Flap (rechte Flügelspitzenklappe)	35
Abbildung 40: Illustration der Klappenkonfiguration am SACCON Windkanalmodell. Die Nomenklatur ist identisch zur Beschreibung unter Abbildung 3.	35
Abbildung 41: exemplarische Darstellung der physikalischen Charakteristiken der SACCON Windkanaldaten. Oben links: Darstellung des Einflusses der Hinterkantenklappen in CM und CM_α . Oben rechts: Effekt des Schiebewinkels auf CM und CM_α . Unten links: Effekt der Machzahl auf CM und CM_α . Unten rechts: Effekt der Reynoldszahl auf CM und CM_α	36
Abbildung 42: Zusammenfassung der globalen Leistungswerte für das neuronale Netz. R^2 ist der Korrelationskoeffizient. RMSE (Root Mean Square Error) reflektiert die Abweichung zwischen Modell und Testdaten. Für CM, CM_α und CM_β werden die Anzahl an Punkten Punkte außerhalb der Toleranz wiedergegeben. .	37
Abbildung 43: Resultate des neuronalen Netzes im Vergleich zu Testdaten. ML steht für Machine Learning und reflektiert die Vorhersage des neuronalen Netzes. Dazu im Vergleich stehen die Wind Tunnel Testdaten, also dem Modell unbekannte Daten. Zusätzlich ist die von Industrieseite definierte Toleranz mit dargestellt. .	37
Abbildung 44: Darstellung der Konsistenz des neuen Modells. In blau sind rekonstruierte Modellergebnisse dargestellt. In grün werden dem Modell unbekannte Windkanaltestdaten dargestellt. Oben links: Hier ist als Referenz das Schiebewinkelverhalten ohne jegliche Klappenausschläge dargestellt. Unten links: Reproduktion des Verhaltens unter Schiebewinkel ohne jegliche Information bei diesem Klappenausschlag. Rechts: Hier zeigt sich die Rekonstruktionsfähigkeit des Modells, wenn eine Schiebewinkelpolare nicht vorhanden ist. In beiden Fällen hat es von ähnlichen Klappenausschlägen gelernt, anstatt einfach zu interpolieren.	38
Abbildung 45: Industrieller Anwendungsfall der entwickelten KI-Methodik.	39

Tabellen

Tabelle 1 Verbesserung der zuverlässigen Erzeugung von Netzen hoher Qualität	12
Tabelle 2 Vernetzungsvergleich mit und ohne Multinormals	13
Tabelle 3 Angenommener Modellierungsfehler für Setup A	20
Tabelle 4 Globale Modellierungsfehlerkoeffizienten für die relevanten Kräfte und Momente	20
Tabelle 5 Ergebnis der Schätzung des gesamten Modellierungsfehlers des Setup B	20
Tabelle 6: Übersicht der akustischen Validierungsfälle in DIGIFLY	30
Tabelle 7: Einstellungen der generischen Klappenseitenkante	31
Tabelle 8: Einstellungen der generischen Rechteckdüse	32

1 Projektstrukturplan und Balkenplan

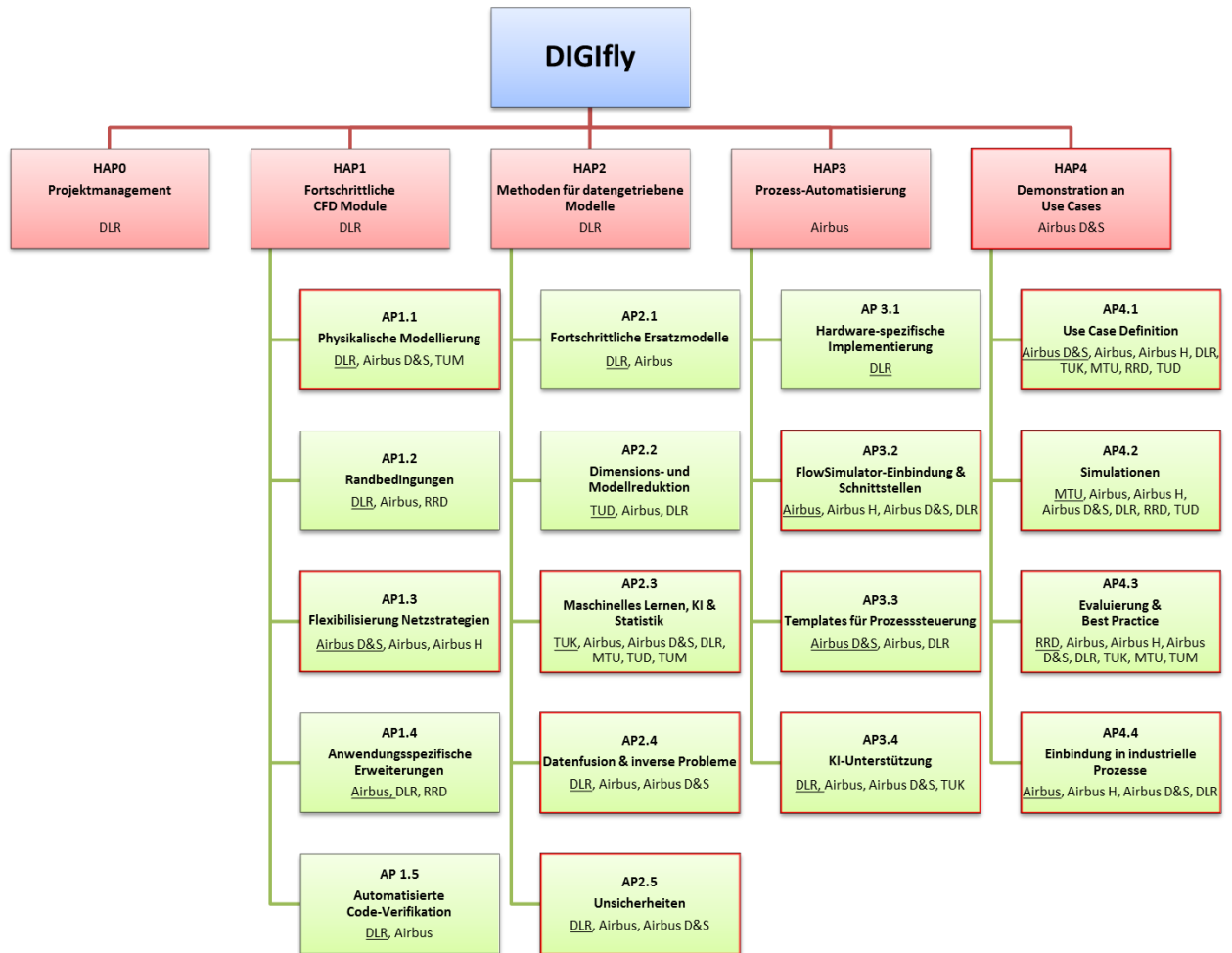


Abbildung 1 Projektstrukturplan mit den Beteiligungen von Airbus Defence and Space im Gesamtverbund

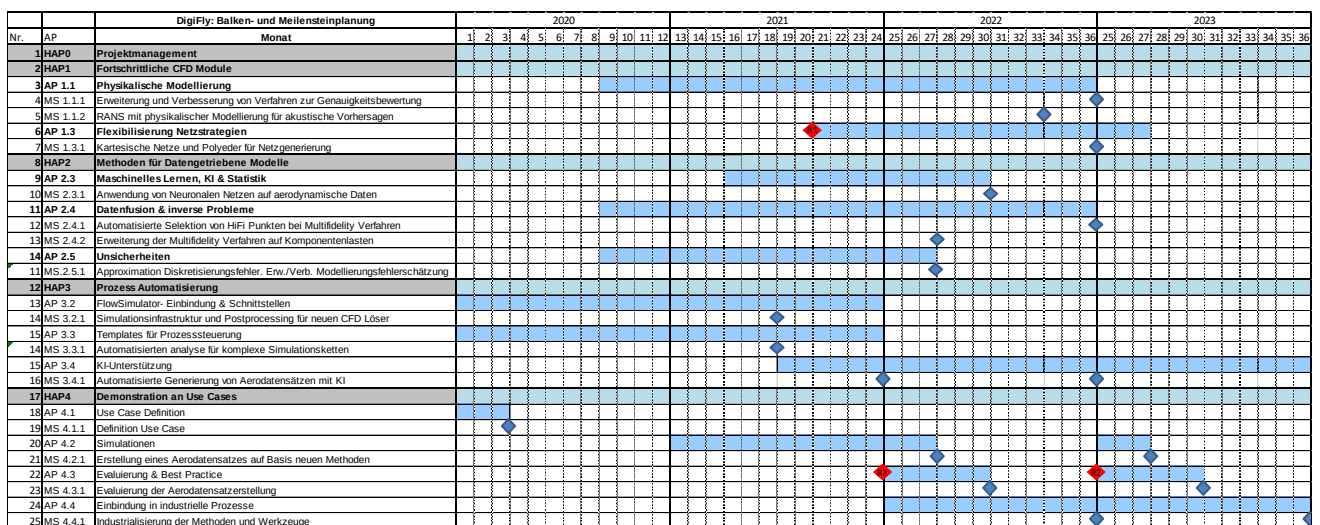


Abbildung 2 Balkenplan von Airbus Defence and Space mit allen Meilensteinen

Im Rahmen von DigiFly wurde diese Methodik verbessert und dahingehend erweitert, dass nun auch eine Gesamtbewertung des Konvergenzverlaufes in Form einer Zahl erfolgen kann. Natürlich erhebt diese Methode keinen Anspruch auf Richtigkeit oder Vollständigkeit, aber es kann als Indikator für die weitere Verarbeitung dienen.

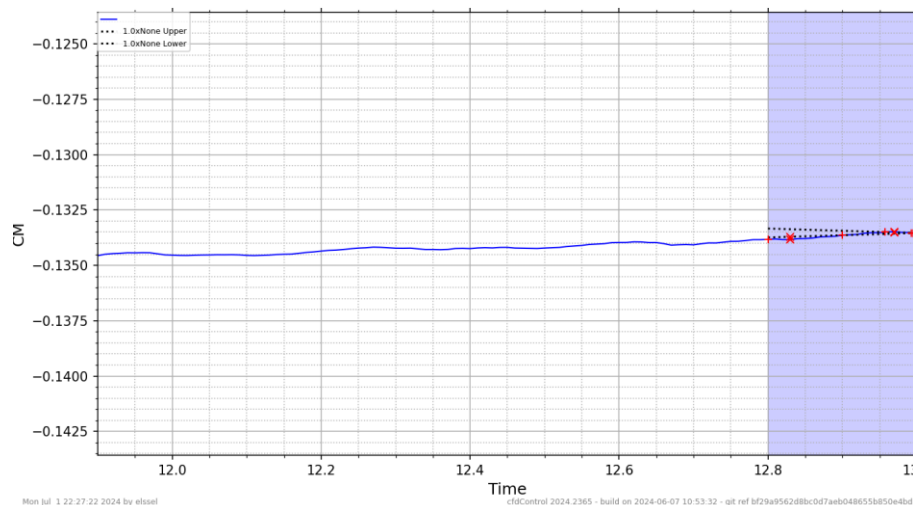


Abbildung 4 Verbesserte Konvergenzanalyse

Für die Analyse kann ein Bereich des Konvergenzverlaufes in Bezug auf über- oder Unterschreitung innerhalb eines vorgegebenen Bereiches bewertet werden. Hierbei kann die Maximalüberschreitungen, Überschreitungsdauer, Überschreitungsintegrale oder eine Kombination dieser Kriterien herangezogen werden.

Die daraus bestimmten Werte sind in der CFD Datenverarbeitungskette (CfdControl) vollständig integriert und werden bis hin zur Datensatzerstellung weiterverarbeitet werden. Für das Vorhaben DigiFly wurden diese zur Erstellung von Toleranzbändern verwendet.

Die Verwendung wurde bereits in einige industriell genutzte Prozesse integriert und wird dort standardmäßig verwendet. Es wurden hierfür auch Projektabhängige Best practice Parametersätze definiert.

3.2 Durchführung von RANS Rechnungen mit physikalischer Modellierung zur Anwendbarkeit bei akustischen Vorhersagen

Zur Bestimmung der Anwendbarkeit von CFD Simulationen auf Basis von CODA wurde der Use Case einer Rechteckdüse herangezogen (siehe Abschnitt UseCases).

Es war der Plan dieses Beispiel mit verschiedenen Verfahren in CODA zu berechnen und die Ergebnisse dann Aeroakustisch auszuwerten und zu vergleichen.

Nach vielen Versuchen, hat sich die Berechnung als wenig Robust und Effizient herausgestellt. Es konnte bis zum Projektende lediglich eine RANS Rechnung auf Basis des Finite Volumen (FV) Verfahrens mit dem Spalart-Almaras (SA) Model durchgeführt und ausgewertet werden (Abbildung 5).

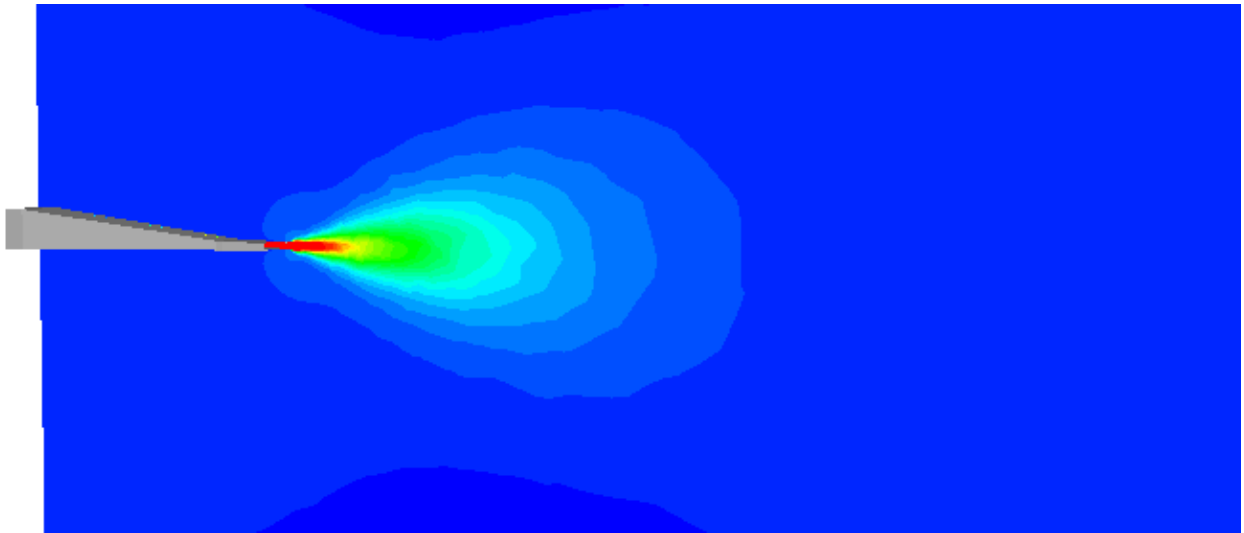


Abbildung 5 Navier-Stokes Rechnung mittels Finite Volumen (SA) - Use Case Rechteckdüse

Die Ergebnisse sind plausibel und sinnvoll, allerdings sind vor einem industriellen Einsatz noch Verbesserungen am CFD Löser nötig, um die gewünschte Robustheit, Effizienz zu erreichen.

4 Arbeitspaket 1.3 – Flexibilisierung Netzstrategien

Im Arbeitspaket zur Flexibilisierung von Netzstrategien wurde der Fokus von der Nutzung Kartesischer und Polyedernetze zu ganz allgemein robusteren und effizienteren Netzen verschoben. Robust ist damit sowohl für die Netzgenerierung selbst als auch für die anschließende Berechnung auf den Netzen bezogen.

4.1 Robuste Netzgenerierung

Der Meilenstein des Projektantrags lautet „Evaluierung des Einsatzes von Kartesischen Netze und Polyedern für Netzgenerierung und Netzüberlagerungsmethoden und Erstellung von Methoden und Werkzeugen die die Integration erlauben“. Im Projektverlauf hat es bei diesem Meilenstein immer weitere Verzögerungen gegeben, da die Voraussetzung zur Bearbeitung, die Integration von Polyedern und Kartesischen Netzen im FlowSimulator und deren Verarbeitung durch den neuen CFD Löser CODA ist. Dieses ist bis Ende des Projektes nicht gegeben gewesen.

Die Idee von der Verwendung von Polyeder- und Kartesischen Netzen ist es, den Simulationsprozess robuster und unabhängiger von der Vernetzung zu machen. Auch wenn es gute Gründe gibt warum dies mit diesen alternativen Vernetzungsstrategien der Fall ist, ist dies aber auch nicht garantiert. Hinzu kommt, dass man sich durch Technologien wie Kartesische Netze neue Probleme (Randbedingungen) hinzuzieht.

Wegen der starken Verzögerung ist in der zweiten Hälfte der Projektlaufzeit die Entscheidung gefallen, den ursprünglichen Plan nicht weiter zu verfolgen und statt dessen die Robustheit der Simulation für die Verwendung der Standardnetze (hybrid Strukturiert-Unstrukturierten) zu verbessern.

Hierfür wurden zwei Erweiterungen des Netzgenerierungsprozesses evaluiert und integriert. Zum einen wurde die Volumennettoptimierung um einen weiteren Schritt ergänzt. Zum anderen wurden Multinormale für die Layernetzgenerierung integriert.

4.1.1 Point Insertion

Bei der Analyse von verschiedenen Netzen und deren Bewertung in Bezug auf die Simulationsstabilität wurde eine Korrelation mit den Netzqualitätsparameter der Tetrahedron Skewness festgestellt.

Verschiedene Möglichkeiten zur Verbesserung der Skewness wurden untersucht und in Bezug auf Effizienz und Wirksamkeit abgewogen.

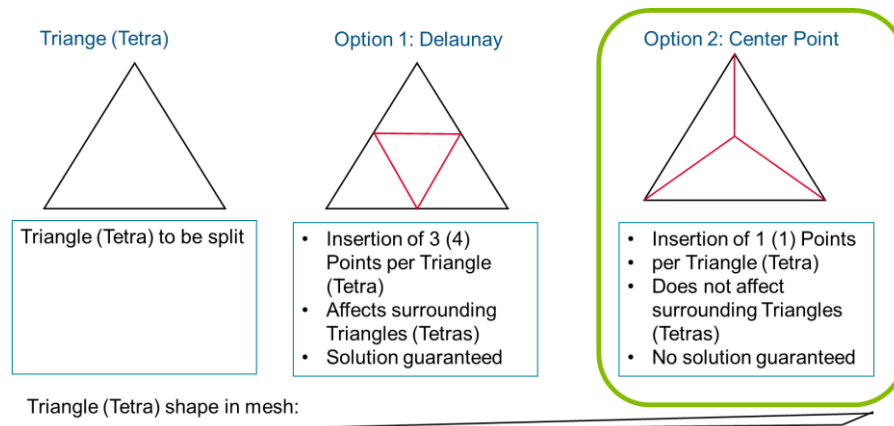


Abbildung 6 Point Insertion Options

Es hat sich dabei ergeben, dass eine einfache Teilung einiger Tetraeder in Kombination mit vorhandenen Netzoptimierungsverfahren am effizientesten war. Hierbei hat sich sogar die einfache lokale Teilung als effektiver erwiesen als das Delaunay Verfahren (Abbildung 6).

Der Hauptvorteil durch die „Point Insertion“ ist die Erhöhung der Zuverlässigkeit bei der Generierung qualitativ hochwertiger Netze.

Tabelle 1 Verbesserung der zuverlässigen Erzeugung von Netzen hoher Qualität

Meshing Step	Reliability	Reliability	Reliability
Point Insertion	Without	Without	With
Target	Valid Mesh	Robust Mesh	Robust Mesh
Geometry Preparation	100 %	100 %	100 %
Rasterization	100 %	100 %	100 %
Surface Meshing	99,8 %	99,8 %	99,8 %
Layer Meshing	98,0 %	98,0 %	98,0 %
Volume Meshing	96,0 %	30,0 %	96,0 %

Zwar wurde auch früher schon auf die Qualitätsparameter geachtet, allerdings war der Aufwand hoch sehr gute Werte zu erreichen. Durch die „Point Insertion“ passiert dies in ca. 96% der gestarteten Netzgenerierungen (Tabelle 1).

4.1.2 Multinormals

Als eine weitere mögliche Verbesserung wurden Multinormals identifiziert. Die Motivation ist es den Lösungsprozess der CFD Rechnung dadurch zu stabilisieren, dass an starken transienten Gradienten die Netzauflösung erhöht wird, um eine lokale Divergenz (NaN) der Zwischenlösung zu verhindern.

Hintergrund ist, dass besonders kurz nach der Initialisierung der CFD Rechnung an scharfen Kanten kurzzeitig sehr hohe Gradienten auftreten können, wenn sich die Lösung einschwingt. Ein gutes Beispiel sind rückwärts gerichtete Stufen (Hinterkanten). Entlang der Oberfläche besitzt die Strömung mit annähernd Freistromgeschwindigkeit und auf der Rückseite der Stufe ist ein Totwassergebiet mit Geschwindigkeiten ähnlich einer stillstehenden Strömung. Vor dem einschwingen der Rechnung kommt es hier zu starken Fluktuationen die eine Rechnung schnell divergieren lassen.

Eine klassische Maßnahme zur Stabilisierung ist an solchen Stellen, dass das Netz stark zu verfeinern. Dies hat den Nachteil, dass das Rechengitter und damit der Rechenaufwand deutlich ansteigt, da eine normale Verfeinerung immer bedingt, dass die Verfeinerung sich lokal graduell ändert.

Mit Multinormals kann eine gezielte stark an die Geometrie angepasste Verfeinerung gemacht werden, bei der die Anzahl zusätzlichen Punkte praktisch nicht ins Gewicht fallen. Auf der Oberfläche entstehen zudem gar keine zusätzlichen Punkte (Abbildung 7).

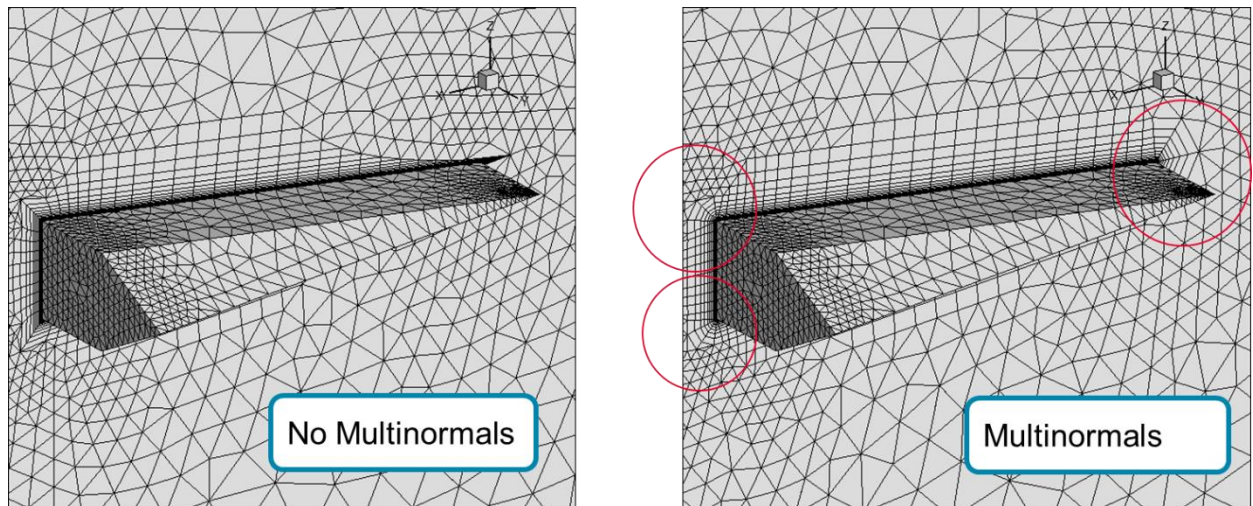


Abbildung 7 Vernetzungsvergleich einer rückwärtsgewandten Stufe in 3D mit und ohne Multinormals

Die Netzmetriken der Vergleichsnetze zeigen weniger sogar weniger Punkte für das Netz mit Multinormals, was auf die bessere Abdeckung mit der strukturierten Vernetzung zusammenhängt. Insbesondere ist aber auch eine Verbesserung in Bezug auf die Netzqualität zu sehen, welcher einer wesentlich höheren CFL Zahl in der Berechnung ermöglicht (Tabelle 2).

Tabelle 2 Vernetzungsvergleich mit und ohne Multinormals

Mesh	No Multinormals	Multinormals
nTriangles	5868	5688
nQuads	1784	2248
nNodes	69715	58884
Max Sliver	43.95	6.24
Max Skewness	48.26	8.43
Max CFL	17.0	> 100.0

Die erreichten Verbesserungen sind so eindeutig und allgemein, dass diese nach sehr kurzer Testphase bereits in die Best Practise Guidelines übernommen wurde. Inzwischen ist

5 Arbeitspaket 2.3 – Maschinelles Lernen KI & Statistik

Ein modernes agiles Flugzeug ist ein komplexes Fluggerät, was sich in der Anzahl an abhängigen Parametern widerspiegelt, die einen Einfluss auf die Aerodynamik haben. Neben den reinen Strömungsbedingungen – Anströmwinkel und -geschwindigkeit – zählen im Wesentlichen Einflüsse auf die Formgebung dazu. Das betrifft zum einen den Einfluss der Steuerflächen, der besonders bei Flugzeugen mit instabiler Auslegung hohen Genauigkeitsanforderungen unterliegt. Zum anderen sind alle geometrischen Unterschiede, die von einer Referenzgeometrie abweichen, zu berücksichtigen. Beispiele sind Sensoren oder Außenlasten, die temporär am Flieger angebracht werden können. Andere Einflüsse auf den Flieger sind u.a. Änderungen des Massenstroms am Triebwerk und Aeroelastische Effekte. Insgesamt ergibt sich daraus ein großer Parameterraum, der abgedeckt werden muss. Zusätzlich zu dem Parameterraum ist zu berücksichtigen, dass das Verhalten innerhalb dieses Raums bei einem instabilen Kampfflugzeug hochgradig nichtlinear ist.

5.1 Anwendung von Neuronalen Netzen auf aerodynamische Daten

Um den benannten Parameterraum sauber zu beleuchten, ist eine Vielzahl an Daten erforderlich. Dafür kommen mehrere Datenquellen in Frage: Experimentelle Daten, Empirische Daten, Numerische Daten oder Flugtestdaten. Jede Quelle hat ihre eigenen Unsicherheiten und Datenqualität. Gleichzeitig bringen experimentelle und Flugtestdaten Rauschen in das System ein. Auch ist es nicht möglich, den gesamten Parameterraum zu beleuchten; die Daten reflektieren nur einen Bruchteil des Gesamtbildes. All das erschwert die Erstellung von Datensätzen zusätzlich.

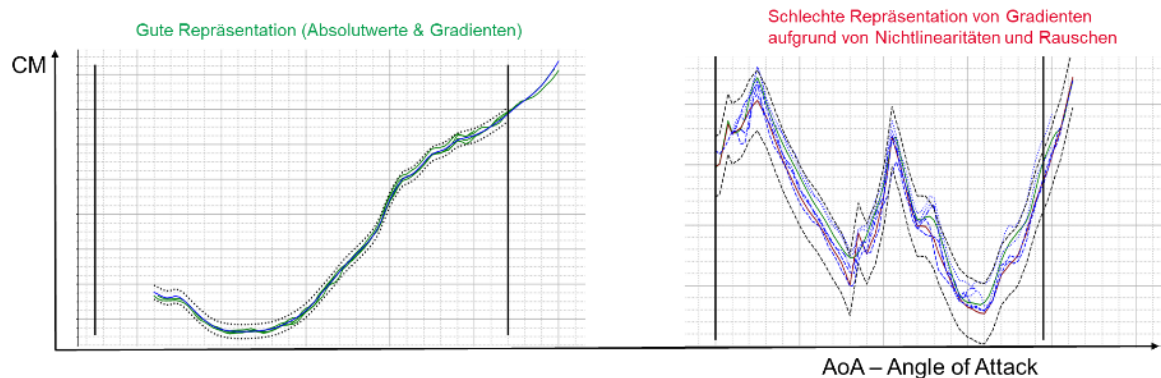


Abbildung 8 Beispiele für Aerodatenmodellierung. Modell (blau/rot), Experimentelle Daten (grün)

Zwei Beispiele für die Repräsentation experimenteller Daten mithilfe verschiedener Modellansätze sind in Abbildung 8 gezeigt. Auf der linken Seite zeigt sich, dass das gewählte Modell (blau) die experimentellen Daten (grün) gut repräsentiert. Auf der rechten Seite sind zwei Modellansätze illustriert (grün und rot) gegenüber experimentellen Daten (blau). Es zeigt sich, dass sich die Modelle voneinander unterscheiden. Dem Modell in grün ist es nicht gelungen, das charakteristische Zick-Zack Verhalten zu repräsentieren. In beiden Bildern zeigen sich die Nichtlinearität des Problems, sowie das Rauschen inhärent in den Daten im Vergleich zu den hohen Genauigkeitsanforderungen (schwarze Strichlinien).

Die ermittelten Ergebnisse sind Ausgangspunkt für die Arbeiten in MS 3.4.1 „Automatisierte Generierung von Aerodaten auf Basis von Neuronalen Netzen (KI)“

6 Arbeitspaket 2.4 – Datenfusion & Inverse Probleme

Die arbeiten bei Airbus Defence and Space im Arbeitspaket Datenfusion & Inverse Probleme fokussieren sich auf Multifidelity Verfahren. Also, Methoden die Daten aus unterschiedlichen Datenquellen zusammenführen. Bei CFD können diese unterschiedliche Netzauflösungen (grob, fein) oder Verfahren (Euler, Navier Stokes) sein. Allgemeiner kann damit aber auch eine Zusammenführung von Windkanal und CFD Daten adressiert werden.

6.1 Automatisierte Selektion von HiFi Punkten bei Multifidelity Verfahren

Die Vorteile von Multifidelity Methoden können nur bei großen Datensätzen genutzt werden, da man hinreichend viele Stützstellen aus der genaueren Quelle benötigt, um eine Fehlerabschätzung für die effizientere Methode abzuleiten. Dieser Vorteil muss gegen den Zusatzaufwand zwei Datenquellen zu verwenden hinreichen groß werden. Es kommt zusätzlich zur weiteren Modellgenerierung, der Einstellung der Numerik, der Modellvalidierung, vor allem die deutlich komplexere Fehlerbehandlung und die Datensynthese hinzu. Derzeit rechnet sich dieser Aufwand ab einer Größenordnung von über 1000 Cfd Punkten. Abhängig vor allem von der Modellgröße, bei der sich größere früher lohnen und kleinere erst bei sehr viel mehr Punkten.

Die Anwendung von Multifidelity Verfahren bei AirbusDS basiert auf dem Ansatz, dass eine Flugzeugkonfiguration (Geometrie) mit unterschiedlichen Detailgraden vernetzt wird. Typischerweise kann ein feineres Netz zwischen zehn und fünfzig Mal so viele Netzknoten haben wie das grobe Netz. Folglich ist die Rechnung mit dem feineren Netz auch um denselben Faktor aufwendiger.

Bekanntlich sind gerade bei Aerodynamischen Simulationen nicht alle Punkte in der Enveloppe so empfindlich, dass hochaufgelöste Modelle nötig sind, um die lokal entscheidenden aerodynamischen Effekte richtig zu erfassen.

Unter der Annahme, dass ein gröberes Modell im Wesentlichen nur eine konstante Abweichung besitzt kann damit ein Großteil der Enveloppe mittels des gröberen Modells berechnet werden.

Die konstante Abweichung kann über ein gleichmäßiges Raster an punktuellen Rechnungen mit dem feinen Modell bestimmt werden. Die große Frage ist, wie bestimmt man die empfindlichen Stellen an denen nur das feinere Modell die aerodynamischen Effekte auflöst.

Dafür werden die entwickelten Verfahren zur Genauigkeitsbewertung AP 1.1 und die Abschätzung des Diskretisierungsfehlers AP 2.5 zur Hilfe gezogen. Beiden Verfahren sind in die automatische Punktselektion integriert worden. Dadurch können die empfindlichen Stellen, die mit größter Unsicherheit behaftet sind, identifiziert werden und durch eine Selektionsfunktion geordnet werden. Abbildung 9 zeigt das Vorgehen. Aus der Diskrepanz aus LowFi und HighFi kann eine Abweichung berechnet werden. Durch Vorgabe einer maximalen Toleranz, hier am Beispiel des Rollmomentenbeiwertes dargestellt, können Bereiche detektiert werden, in den die Toleranz überschritten wird. Basierend darauf wird die maximale Abweichung berechnet. Falls die Toleranz innerhalb einer Polare nicht eingehalten werden kann, wird automatisiert ein Plot mit in rot markierten Maximalabweichung erstellt. Falls ein größerer Bereich die Toleranz überschreitet, wird die Stelle der größten Abweichung detektiert. Die Stellen mit berechneten Toleranzabweichungen werden durch die Selektionsfunktion erkannt, und in geordneter Reihenfolge zur Verfügung gestellt, entweder per Bildschirmausgabe oder in Textform gelogged. Die Selektionsfunktion macht einen Vorschlag von Stellen, an denen eine HiFi Simulation sinnvoll erscheint.

Die Auswertung erfolgt auf Ebene von Polaren. Das hat den Vorteil, dass die HiFi Punkte pro Polare individuell an die best-geeigneten Stellen gesetzt werden können. Die MultiFidelity Korrektur erfolgt anschließend auf Polarenebene. Die HiFi-Punkte werden damit automatisch in die Synthesefunktion (Response-Surface) übernommen.

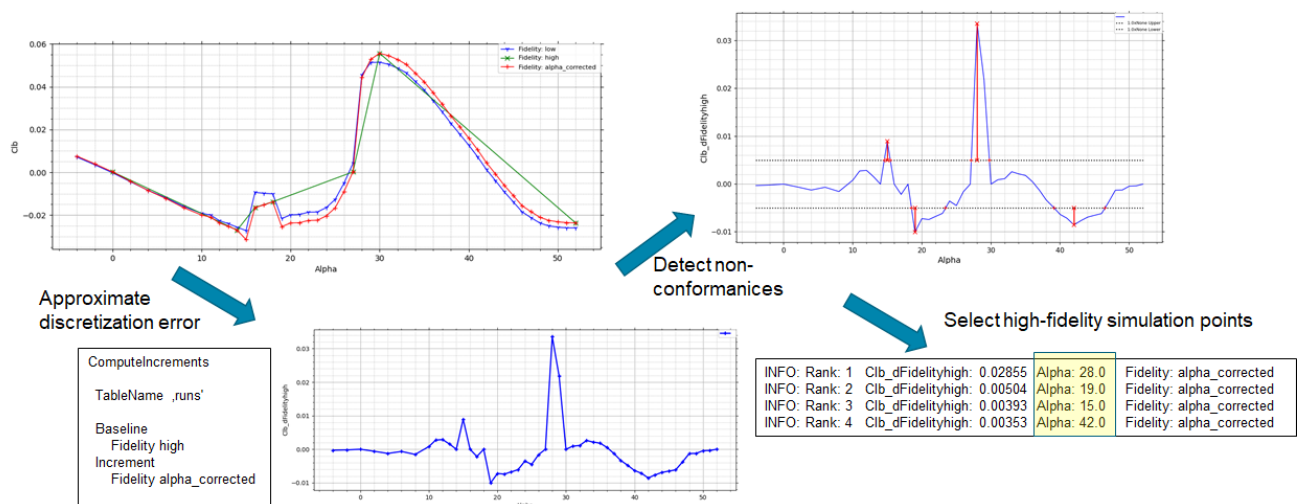


Abbildung 9 Automatische Selektionsfunktion für HiFi Punkte basierend auf dem Diskretisierungsfehler

Abbildung 10 zeigt den Vergleich der Abweichung einer MultiFidelity Polare erstellt mit ausgewählten HiFi Punkten per Selektionsfunktion (grün) und beliebig verteilte HiFi Punkte nach Standardvorgehen. Der Fehler kann durch geschickte Wahl der HiFi Punkte um ca. 40% reduziert werden. Damit ist das SMART-E Ziel dieses Arbeitspaketes erfüllt.

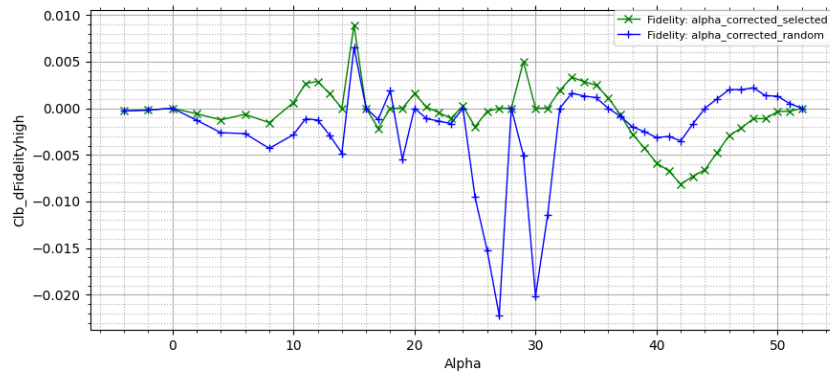


Abbildung 10 Vergleich der Abweichung einer MultiFidelity Polare erstellt mit ausgewählten HiFi Punkten per Selektionsfunktion (grün) und beliebig verteilte HiFi Punkte nach Standardvorgehen.

6.2 Erweiterung der Multifidelity Verfahren auf Komponentenlasten

Zusätzlich zu den aerodynamischen Datensatz des Gesamtflugzeugs, werden immer öfter auch die Erstellung von Komponentendatensätzen gefordert. In der Vergangenheit wurden diese mit Daten aus dem Windkanal ergänzt um Daten mit linearen aerodynamischen Verfahren wie der Vortex-Lattice- oder der Doublet-Lattice-Methode erzeugt. Mit der inzwischen vergleichsweise hohen Punktdichte der CFD Datensätze des Gesamtflugzeugs ist es aber zunehmend interessant die Komponentendatensätze auch auf dieser Basis zu erstellen.

In DigiFly wurde deshalb ein Konzept entwickelt wie auch Komponentendaten analog zu Gesamtflugzeugdaten im Simulationsframe behandelt werden können (Abbildung 11).

Simulations														
File Data View														
Simulations Cfd Points Runs Functions Files														
ID	SimID	Mach	Alpha	Beta	BetaTAU	Status	CM	Delta	Fidelity	Domain	tStart	tEnd	DataSource	
56	18	0.30	16.00	5.00	-5.00	DONE	1.373674e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads	
460	188	0.30	16.00	5.00	-5.00	DONE	1.382199e-01	0.00	high	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads	
552	18	0.30	16.00	5.00	-5.00	DONE	2.745006e-02	0.00	low	Fuselage	-9999.00	0.00	AeroLoads	
956	188	0.30	16.00	5.00	-5.00	DONE	2.748901e-02	0.00	high	Fuselage	-9999.00	0.00	AeroLoads	
1048	18	0.30	16.00	5.00	-5.00	DONE	5.062153e-02	0.00	low	RightWing	-9999.00	0.00	AeroLoads	
1452	188	0.30	16.00	5.00	-5.00	DONE	5.285533e-02	0.00	high	RightWing	-9999.00	0.00	AeroLoads	
1544	18	0.30	16.00	5.00	-5.00	DONE	8.574423e-03	0.00	low	LevConRight	-9999.00	0.00	AeroLoads	
1948	188	0.30	16.00	5.00	-5.00	DONE	8.597773e-03	0.00	high	LevConRight	-9999.00	0.00	AeroLoads	
80	26	0.30	24.00	5.00	-5.00	DONE	2.152889e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads	
462	190	0.30	24.00	5.00	-5.00	DONE	2.183054e-01	0.00	high	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads	
576	26	0.30	24.00	5.00	-5.00	DONE	5.068932e-02	0.00	low	Fuselage	-9999.00	0.00	AeroLoads	
958	190	0.30	24.00	5.00	-5.00	DONE	5.034477e-02	0.00	high	Fuselage	-9999.00	0.00	AeroLoads	
1072	26	0.30	24.00	5.00	-5.00	DONE	7.380731e-02	0.00	low	RightWing	-9999.00	0.00	AeroLoads	
1454	190	0.30	24.00	5.00	-5.00	DONE	7.589756e-02	0.00	high	RightWing	-9999.00	0.00	AeroLoads	
1568	26	0.30	24.00	5.00	-5.00	DONE	1.220238e-02	0.00	low	LevConRight	-9999.00	0.00	AeroLoads	
1950	190	0.30	24.00	5.00	-5.00	DONE	1.352395e-02	0.00	high	LevConRight	-9999.00	0.00	AeroLoads	

Abbildung 11 Erweiterung von CfdControl um Komponentenlasten

Die initiale Idee war es die Koeffizienten der Gesamtflugzeugdaten von Skalaren zu Feldern zu erweitern. Dies hätte aber sehr große Änderungen an der gesamten Datenverarbeitung erfordert. Die Lösung ist für die Komponentenlasten zusätzliche Datenpunkte zu erzeugen, diesen aber eigene Kategorien zuzuweisen.

Dies hat auch den Vorteil, dass alle bestehenden Funktionen ohne Anpassungen auch auf Komponenten angewendet werden können. Insbesondere die Multifidelity Verfahren (Abbildung 12).

Zur Implementierung der Komponentenlasten wurde der Importfilter für „AeroLoads“ Daten implementiert und generisch erweitert, damit beliebige Kombinationen von Komponentenlasten berechnet werden können, um diese in den Prozess zu verarbeiten.

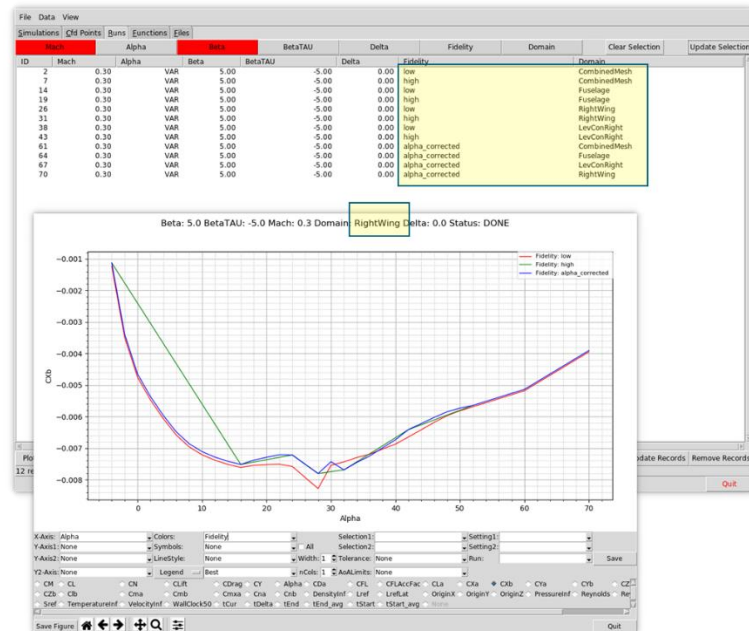


Abbildung 12 Anwendung der Multifidelity Verfahren auf Komponentenlasten

Mit diesen Arbeiten wurde der Meilenstein MS2.4.2 „Erweiterung der vorhandenen Multifidelity Verfahren von Integralwerten auf lokale Strömungsgrößen“ erreicht.

7 Arbeitspaket 2.5 – Unsicherheiten

Im Arbeitspaket „Unsicherheiten“ beschäftigen wir uns mit der verbesserten Abschätzung von Fehlern bei CFD Simulationen.

7.1 Approximation Diskretisierungsfehler und verbesserte Abschätzung des Modellierungsfehlers

Die Identifizierung von Toleranzen in aerodynamischen Daten ist nicht trivial, unabhängig davon, woher die Daten stammen. Bei Windkanaltests beispielsweise werden Aussagen über die Fehlerhaftigkeit der Daten üblicherweise aus einer Kombination von Wiederholungen und Erfahrungen mit Abweichungen von Flugtestdaten abgeleitet. Ein solcher Ansatz ist möglicherweise nicht streng und kann nur grobe Schätzungen der Genauigkeit der gemessenen Windkanaldaten liefern.

Bei CFD-Simulationen gibt es zwei Hauptfehlerquellen, nämlich den Diskretisierungsfehler und den Modellierungsfehler. Während der Diskretisierungsfehler durch die mathematische Theorie beschrieben wird und somit auf einer gesicherten Grundlage ausgewertet werden kann, ist die Modellierung von Turbulenzen heuristisch und inkonsistent. Der Modellierungsfehler lässt sich daher nicht durch strenge mathematische Theorie abschätzen, und jeder Versuch, eine sinnvolle Bewertung zu erzielen, muss auf Annahmen basieren.

Im Folgenden wird ein Verfahren beschrieben, das versucht, den Modellierungsfehler auf ein für technische Anwendungen relevantes Genauigkeitsniveau zu quantifizieren, basierend auf den folgenden Hauptannahmen:

- Der Modellierungsfehler ist proportional zur Größe der Turbulenzempfindlichkeit multipliziert mit der Wirbelviskosität.
- Der Modellierungsfehler ist glatt genug, um eine Interpolation zwischen Geometrien zu ermöglichen, die sich auf einem in der Industrie typischen Niveau unterscheiden.

Wir gehen von einem numerischen Setup (Geometrie und Randbedingungen) A aus, bei dem der Modellierungsfehler bekannt ist, und wir möchten den Modellierungsfehler auf einem ähnlichen Setup B approximieren. Die erste Annahme oben führt zu der folgenden Formel für den Modellierungsfehler:

$$E_i^A = k_i^A \sum \vartheta_i^A \mu_t^A \quad [1]$$

wobei E_i^A der lokale Modellierungsfehler des Integralwertes i (z.B. lokaler Auftriebsbeitrag) für Setup A, $\vartheta_i^A = \frac{\Delta C_i}{\Delta \mu_t}_A$ ist die lokale Sensitivität des Integralwertes C_i auf die Wirbelviskosität, μ_t , von A. Der globale Fehlerkoeffizient für den Integralwert kann damit wie folgt berechnet werden:

$$k_i^A = \frac{E_i^A}{\sum \vartheta_i^A \mu_t^A} \quad [2]$$

Wir gehen davon aus, dass für einen ähnlichen Setup B diese Koeffizienten ähnlich bleiben, wir erhalten somit die Näherung für den Fehler auf B:

$$E_i^B = k_i^A \sum \vartheta_i^A \mu_t^B \quad [3]$$

Es ist zu beachten, dass bei dieser Formulierung der resultierende Modellierungsfehler wie gewünscht ähnlich ist, wenn der lokale Unterschied im Turbulenzfeld zwischen A und B gering ist oder die lokale Empfindlichkeit gering ist. Wenn der globale Modellierungsfehler bei A klein ist, d. h. das Turbulenzmodell das Strömungsfeld gut vorhersagt, weist eine ähnliche Konfiguration B ebenfalls einen geringen Modellierungsfehler auf. Wenn eine Region auf A eine niedrige Wirbelviskosität aufweist, hat diese Region nur geringe Auswirkungen auf den globalen Fehler, selbst wenn die Empfindlichkeit erheblich ist.

Das Verfahren basiert auf der Übertragung bekannter globaler Fehlerdaten für eine Konfiguration, die der analysierten ähnelt, unter der Annahme, dass die Fehlerempfindlichkeiten für beide Konfigurationen gleich sind. Das Verfahren ist in einem vom Benutzer festgelegten Ausmaß lokal, indem die Empfindlichkeiten in bestimmten Bereichen mit beliebiger Auflösung ausgewertet werden. Da davon ausgegangen wird, dass das Verfahren keine hohe Genauigkeit aufweist, sollte keine sehr feine Auflösung bei der Empfindlichkeitsbewertung erforderlich sein, wodurch sich der Rechenaufwand des Prozesses verringert.

7.1.1 Vorgehensweise

Die Vorgehensweise kann wie folgt zusammengefasst werden:

1. Es wird eine bekannte Geometrie mit Strömungsverhältnissen identifiziert, die der betrachteten Konfiguration möglichst nahekommt. Diese Kombination aus Geometrie und Randbedingung wird als Grundlinie bezeichnet. Für diesen Fall sind globale Modellierungsfehler in den Integralwerten zwischen CFD-Simulation und experimentellen Daten (Windkanal oder Flugversuch) bekannt. Die Diskretisierungsfehler wurden mit geeigneten Mitteln bewertet.
2. Der Benutzer gibt N Bereiche an, für die das Turbulenzfeld für die Empfindlichkeitsbewertung gestört werden soll. Die Anzahl der Regionen sollte geringgehalten werden, da für jede Box eine separate CFD-Berechnung erforderlich ist.
3. Die turbulente Wirbelviskosität der Referenz Simulation wird mit einem Faktor je nach Region perturbiert, welcher in Schritt 2 definiert wurde. Dann wird mit der Startlösung der Referenz weitergerechnet, wobei das perturbierte Wirbelviskositätsfeld für die Berechnung „eingefroren“ wird. Diese N Simulationen konvergieren, wegen der kleinen Perturbationen typischerweise sehr schnell.
4. Für jede der N perturbierten Berechnungen werden die lokalen Änderungen der Integralwerte für die globalen Sensitivitäten berechnet.
Unter der Annahme, dass der globale Fehler entsprechend den Sensitivitäten verteilt ist, wird die Modellierungsfehlermatrix berechnet, die die Sensitivitäten der Integralwerte entsprechend den berechneten Störungen beschreibt. Der globale Fehlerkoeffizient wird dann wie in Gleichung [2] beschrieben berechnet.
5. Die Turbulenzwirbelviskosität wird durch Interpolation von der Analyse auf das Grundliniennetz übertragen und der Zuwachs der Wirbelviskosität zwischen den beiden Netzen wird für jeden Störungsbereich berechnet.
6. Das Wirbelviskositätsinkrement wird mit der Modellierungssensitivität (Schritt 5) multipliziert, was dann eine Schätzung für das globale Modellierungsfehlerinkrement der Analysekonfiguration ergibt. Dieses Inkrement kann dann auf den globalen Fehler der Referenzkonfiguration addiert werden, um eine Schätzung für den Modellierungsfehler der Analysekonfiguration zu erhalten.

Wenn der Unterschied im Strömungsfeld zwischen der Referenz- und der Analysekonfiguration nur in Regionen auftritt, in denen die Auswirkungen der Turbulenzmodellierung gering sind, wird erwartet, dass die Schätzung des Modellierungsfehlers dem Fehler in der Referenzkonfiguration sehr ähnlich ist. Eine gründliche statistische Analyse ist erforderlich, um zu untersuchen, ob die Fehlerschätzungen durch die Einführung von „Erfahrungsfaktoren“ verbessert werden können, die mit der Ausgabe des aktuellen Verfahrens multipliziert werden.

7.1.2 Implementierung

Das oben beschriebene Verfahren wurde mit einem hohen Automatisierungsgrad umgesetzt. Als Eingabe dienen die Feldlösungen der Basislinien- und Analysefälle sowie die Definition der Störungs- und Inkrementbereiche. Anschließend erhöht das Programm automatisch die Turbulenzfelder, startet die Berechnungen und überwacht den Fortschritt. Durch die adaptiven Änderungen der Solver-Einstellungen bei erkannter Divergenz wird die Robustheit erhöht. Die Software führt dann automatisch die Interpolationen zwischen den Netzen durch und bewertet die Fehler entsprechend den vom Benutzer angegebenen globalen Fehlern für die Basiskonfiguration. Die Implementierung ermöglicht die Nutzung aller Funktionalitäten der CFD-Suite, einschließlich der Chimera-Technik.

7.1.3 Anwendung

Um die Implementierung zu verifizieren, wurde ein Testfall bestehend aus einem Delta-Flügel berechnet. Die Referenz (Setup A) besteht aus einem 55° gepfeilten Flügel, während die zu analysierende Konfiguration einem Flügel mit 57° ähnelt (Abbildung 13). Die Machzahl ist 0.5 und der Anstellwinkel $\text{AoA}=20^\circ$ für beide Setups. Der angenommene Modellierungsfehler für Setup A ist in Tabelle 3 aufgeschrieben. Sieben Regionen für Perturbationen wurden definiert. Sechs auf der oberen Flügelseite und eine auf der unteren (Abbildung 14). Die globalen Modellierungsfehler für die verschiedenen Perturbationflächen sind in Tabelle 4 aufgeführt. Die sich aus dem Verfahren ergebene Schätzung für den Modellierungsfehler von Setup B ist in Tabelle 5 dargestellt.

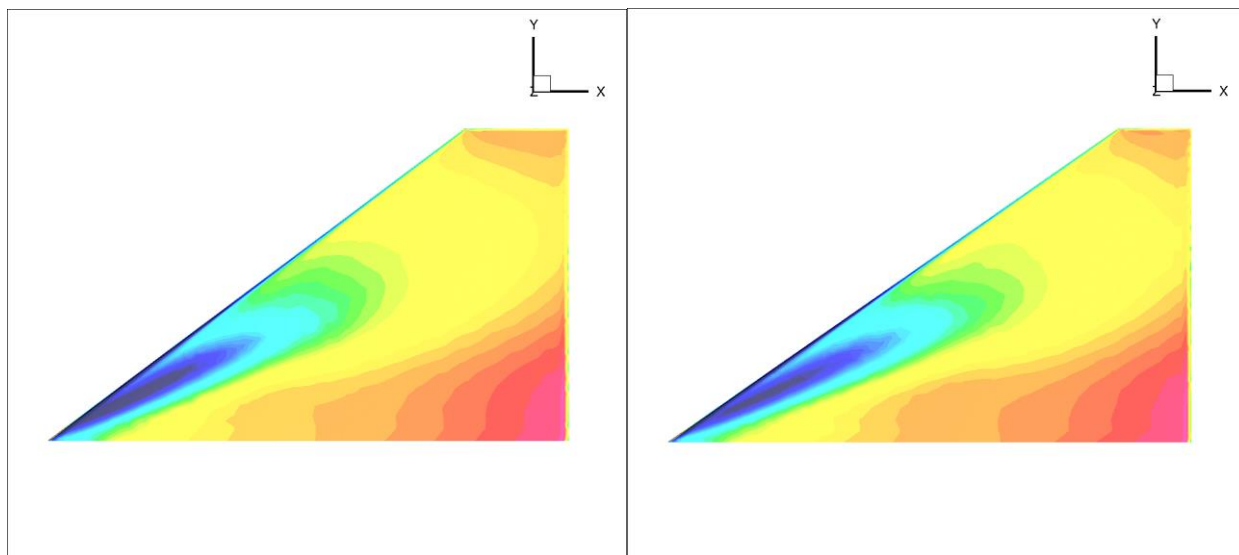


Abbildung 13 Oberflächenendruckdiagramme von Setup A (links) und Setup B. Das Strömungsfeld für beide Aufbauten ist ähnlich, wie es für den vorgeschlagenen Ansatz erforderlich ist.

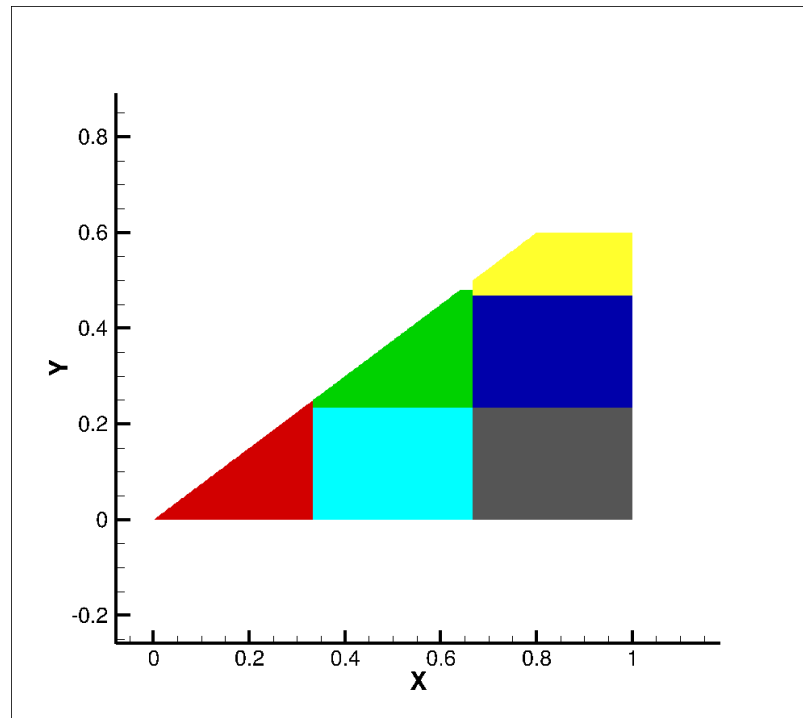


Abbildung 14 Oberflächendarstellung der oberen Störungsregionen

Tabelle 3 Angenommener Modellierungsfehler für Setup A

CD	CL	CMy
0.001	0.02	0.005

Tabelle 4 Globale Modellierungsfehlerkoeffizienten für die relevanten Kräfte und Momente

CD	CL	CMy
1.992	0.954	2.046

Tabelle 5 Ergebnis der Schätzung des gesamten Modellierungsfehlers des Setup B

CD	CL	CMy
0.001	0.03	0.007

8 Arbeitspaket 3.2 – FlowSimulator Einbindung & Schnittstellen

Ziel der Arbeiten an FlowSimulator ist die Weiterentwicklung und Anpassung der Simulationsinfrastruktur und des Postprocessing an den neuen CFD Löser CODA. Im Rahmen von des LuFo-V Vorhabens AeroStruct oder MFly wurden umfangreiche Postprocessing Methoden auf Basis de CFD Löser TAU in FlowSimulator integriert. Zu Beginn der Entwicklung des neuen Strömungslösers CODA ist die Entscheidung getroffen

worden diesen mit einer cell-centered Diskretisierung zu erstellen. Dies resultiert in einer unterschiedlichen Datenstruktur im Vergleich zum bisherigen legacy Löser TAU. In diesem Arbeitspaket wurden Anpassungen vorgenommen, die nötig sind, damit die Postprocessing Methoden auch für Lösungen basierend auf cell-centered Netzen funktionieren.

8.1 Weiterentwicklung und Anpassung der Simulationsinfrastruktur und des Postprocessing an den neuen CFD Löser (CODA)

Die Arbeiten fokussierten sich auf das Postprocessing von Aerodynamiksimulation mit FlowSimulator. Eine Einordnung in FSDM ist mit roter Umrahmung in Abbildung 1 zu sehen.

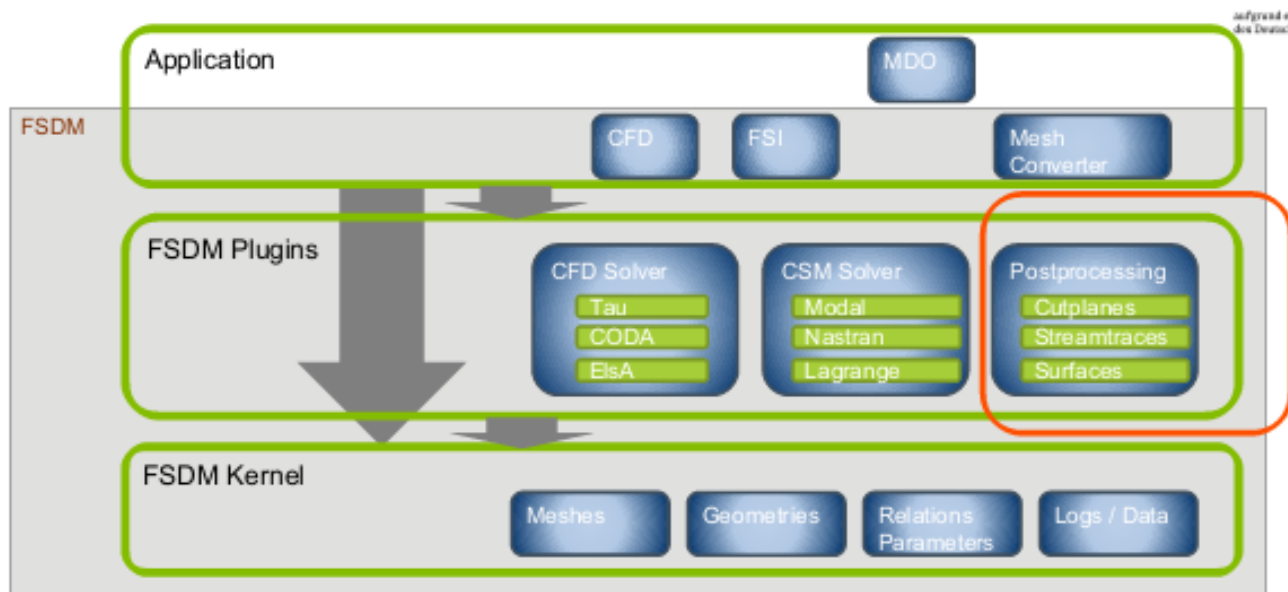


Abbildung 15 FlowSimulator Umgebung

Das Postprocessing mit FlowSimulator erlaubt das Erstellen von Isoflächen, Volumen- und Oberflächenschnitten, Oberflächenextrahierungen, Integration sowie Stromlinien. Ergebnisse des Postprocessings sind beispielhaft in Abbildung 2 zu sehen. Diese sind essentieller Bestandteil der aerodynamischen Analyse und Bewertung im Auslegungs- und Entwicklungsprozesses.

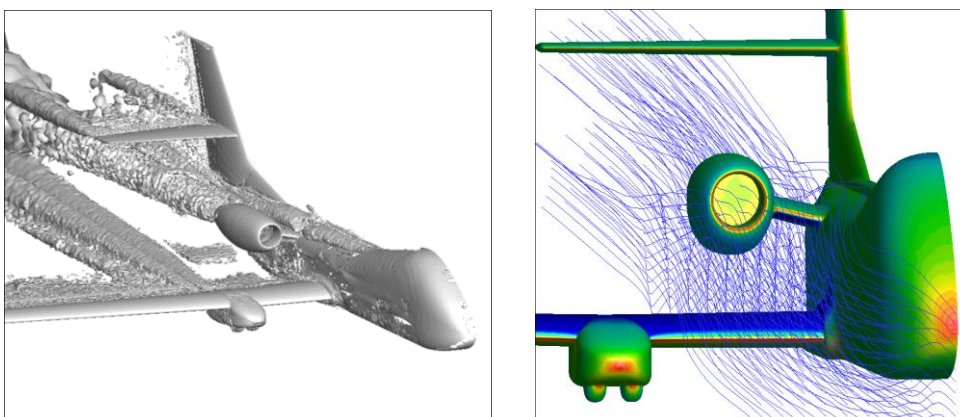


Abbildung 16 Postprocessing Beispiele – Isoflächen und Stromlinien

Das smarte Ziel ist Arbeitspaketes ist die Anpassung der parallelen Postprocessing Methoden an das Datenmodell von CODA, damit die Postprocessingzeit einer CODA Simulation einer agilen Flugzeugkonfiguration um mehr als 50% reduziert wird und die Vorhaltung von Volumenlösungen, die ca. 70%

des Datenvolumens einer Simulation entsprechen, zu umgehen gegenüber konventionellem Postprocessing mit z.B. Tecplot.

Der Strömungslöser TAU beruht auf einer sogenannten cell-vertex Diskretisierung. Bei der Diskretisierung der Navier-Stokes Gleichungen sind die Primärvariablen, also Druck, Geschwindigkeiten, Dichte sind an den Zelleckpunkten gespeichert (schwarze Punkte). Im Gegensatz dazu basiert der neue Strömungslöser CODA auf einer sogenannten cell-centered Diskretisierung. Die Lösungsvariablen sind hierbei am Zellmittelpunkt gespeichert (blaue Punkte).

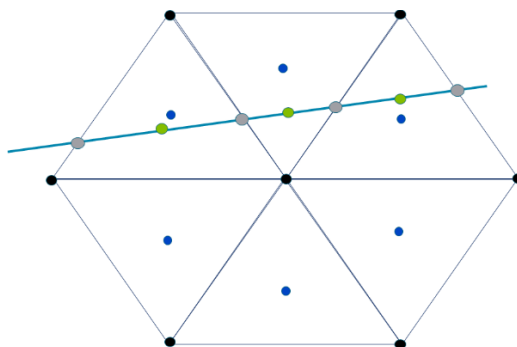


Abbildung 17 Diskretisierung am unstrukturierten Netz mit Volumenschnitt visualisiert in zwei Dimensionen.

Abbildung 3 zeigt ein schematisches Beispiel anhand eines unstrukturierten Netzes. Das Postprocessing wird am Beispiel einer Volumenschnitterstellung gezeigt. Um den Volumenschnitt zu extrahieren, müssen bei einer cell-vertex Diskretisierung die Werte der Zelleckpunkte entlang Zelllinien zum Schnittpunkt mit der Schnittebene interpoliert werden (graue Punkte). Wenn dagegen die Werte bei der cell-centered Diskretisierung am Zellmittelpunkt (blaue Punkte) gespeichert sind, gibt es keine direkte geometrische Verbindung zur Schnittebene. Die Schnittpunkte (grüne Punkte) müssten aus allen umliegenden Zellmittelpunktswerten interpoliert werden. Dies ist in Abbildung 4 gezeigt. Dieses Vorgehen hat potentiell mehrere Nachteile. Es wird eine Cell-to-node Verbindung gebraucht, der Einflussbereich muss nicht immer genau definiert sein. Zudem wird bei der parallelen Verarbeitung ein Abgleich der unterteilten Gebiete gebraucht und das Verfahren kann potentiell hohe Dissipation und damit eine Verschlechterung der Genauigkeit zur Folge haben.

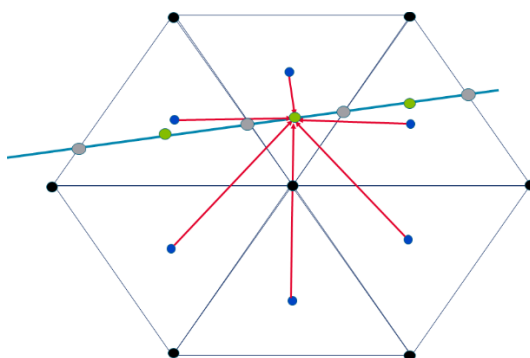


Abbildung 18 Diskretisierung am unstrukturierten Netz mit Volumenschnitt visualisiert in zwei Dimensionen. In rot dargestellt ist die Interpolationen der Zellmittelpunktswerte auf die Schnittebene.

Das Cell-Vertex Mapping hat dagegen nur einen lokalen Einflussbereich und benötigt nur lokale Daten. Desweiteren ist es unabhängig vom Zelltyp.

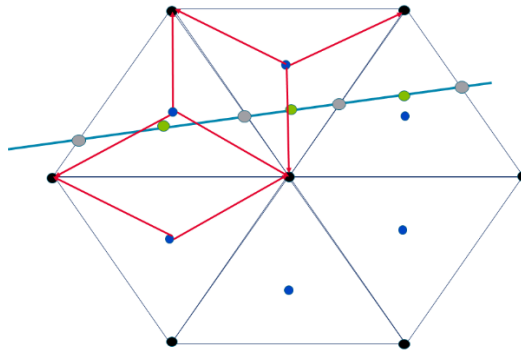


Abbildung 19 Diskretisierung am unstrukturierten Netz mit Volumenschnitt visualisiert in zwei Dimensionen. In rot dargestellt ist die Konvertierung der Zellmittelpunktswerte zu den Eckpunkten.

Im Rahmen dieses Projektes wurde eine cell-centered zu cell-vertex Konvertierung implementiert. Die Zellmittelpunktswerte werden dabei auf die Zelleckpunkte interpoliert. Abbildung Mit diesem Schritt gelangt man von der Coda Diskretisierung zur Datenstruktur einer Tau Diskretisierung. Das gewohnte Postprocessing kann somit ohne Einschränkung wie gewohnt und in voller Funktionalität durchgeführt werden.

Das postprocessing in FlowSimulator kann vollends parallel durchgeführt werden. Die parallele Verarbeitung erlaubt eine starke Reduktion der Postprocessing Berechnungszeit. Zudem können die Operationen während der Simulationslaufzeit durchgeführt und extrahiert werden. Eine Speicherung der Volumenlösung für ein postprocessing nach Beendigung der Simulation ist nicht mehr nötig. Die Vermeidung des Exports einer Volumenlösung spart große Datenmengen ein und erlaubt die CFD Massenproduktion.

9 Arbeitspaket 3.3 – Templates für Postprocessing

Im Rahmen von DigiFly – DigiDesign ist die automatische Analyse von aerodynamischen Simulationen auf neue Verfahren und Prozessketten erweitert worden. Diese betreffen das Multi-Fidelity Verfahren, den neuen CFD-Löser CODA und Optimierungsketten.

9.1 Erstellung einer automatisierten Analyse der komplexen Simulationsketten (Multifidelity Verfahren, CFD-CSM, neuer Löser) integriert

Die MultiFidelity Methode wurde in das Airbus Defence and Space Simulationsframework CfdControl implementiert und automatisiert. Abbildung 20 Prozessautomatisierung High und Low Fidelity Punkte in cfdControl zeigt die graphische Nutzerschnittstelle nach dem Einlesen der Simulationen, die nun durch eine neue, zusätzliche Fidelity Variable in Low- und HighFidelity Simulationen unterschieden werden können. Ausgehend von den Simulationen können automatisch Low- und HighFidelity Polare erstellt werden (Abbildung 20 und Abbildung 21). Im Anwendungsfall des Use-Case wurde basierend auf den Polaren eine automatisierte HighFidelity Korrektur auf Polarebene durchgeführt, wodurch eine MultiFidelity Polare abgeleitet werden kann (Abbildung 22).

File Data View													
Simulations Cfd Points Buns Functions Files													
Mach Alpha Beta BetaTAU Status Delta Fidelity Domain Clear Selection Update Selection													
ID	SimID	Mach	Alpha	Beta	BetaTAU	Status	CM	Delta	Fidelity	Domain	tStart	tEnd	DataSource
206	64	0.85	0.00	5.00	-5.00	DONE	-4.211560e-03	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
210	66	0.85	2.00	5.00	-5.00	DONE	1.454974e-02	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
218	68	0.85	4.00	5.00	-5.00	DONE	3.453702e-02	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
222	70	0.85	6.00	5.00	-5.00	DONE	5.582776e-02	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
230	72	0.85	8.00	5.00	-5.00	DONE	7.793199e-02	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
234	74	0.85	10.00	5.00	-5.00	DONE	9.982071e-02	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
242	76	0.85	12.00	5.00	-5.00	DONE	1.218150e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
246	78	0.85	14.00	5.00	-5.00	DONE	1.432837e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
254	80	0.85	16.00	5.00	-5.00	DONE	1.608044e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
258	82	0.85	18.00	5.00	-5.00	DONE	1.802450e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
266	84	0.85	20.00	5.00	-5.00	DONE	1.922562e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
270	86	0.85	22.00	5.00	-5.00	DONE	2.005769e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
278	88	0.85	24.00	5.00	-5.00	DONE	2.080557e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
282	90	0.85	26.00	5.00	-5.00	DONE	2.121719e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
290	92	0.85	28.00	5.00	-5.00	DONE	2.242588e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
294	94	0.85	30.00	5.00	-5.00	DONE	2.331444e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
302	96	0.85	32.00	5.00	-5.00	DONE	2.417804e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
306	98	0.85	34.00	5.00	-5.00	DONE	2.489435e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
314	100	0.85	36.00	5.00	-5.00	DONE	2.581374e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
318	102	0.85	38.00	5.00	-5.00	DONE	2.645638e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
326	104	0.85	40.00	5.00	-5.00	DONE	2.704232e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
330	106	0.85	42.00	5.00	-5.00	DONE	2.748745e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
338	108	0.85	44.00	5.00	-5.00	DONE	2.783153e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
342	110	0.85	46.00	5.00	-5.00	DONE	2.813432e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
350	112	0.85	48.00	5.00	-5.00	DONE	2.860711e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
354	114	0.85	50.00	5.00	-5.00	DONE	2.866315e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
362	116	0.85	52.00	5.00	-5.00	DONE	2.887409e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
372	118	0.85	60.00	5.00	-5.00	DONE	2.831005e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
382	120	0.85	70.00	5.00	-5.00	DONE	2.846826e-01	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
386	122	0.85	-2.00	5.00	-5.00	DONE	-2.168499e-02	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
394	124	0.85	-4.00	5.00	-5.00	DONE	-3.937135e-02	0.00	low	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
488	216	0.85	16.00	5.00	-5.00	DONE	1.612841e-01	0.00	high	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
490	218	0.85	24.00	5.00	-5.00	DONE	2.127648e-01	0.00	high	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
492	220	0.85	28.00	5.00	-5.00	DONE	2.299300e-01	0.00	high	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
494	222	0.85	36.00	5.00	-5.00	DONE	2.633715e-01	0.00	high	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads
496	224	0.85	-4.00	5.00	-5.00	DONE	-3.861140e-02	0.00	high	CombinedMesh	-9999.00	0.00	AeroLoads

Abbildung 20 Prozessautomatisierung High und Low Fidelity Punkte in cfdControl

File Data View													
Simulations Cfd Points Buns Functions Files													
Mach Alpha Beta Delta Fidelity Domain Clear Selection Update Selection													
ID	Mach	Alpha	Beta	Delta	Fidelity	Domain							
3	0.85	VAR	0.00	0.00	low	CombinedMesh							
4	0.85	VAR	5.00	0.00	low	CombinedMesh							
11	0.85	VAR	0.00	0.00	high	CombinedMesh							
12	0.85	VAR	5.00	0.00	high	CombinedMesh							
15	0.85	VAR	0.00	0.00	alpha_corrected	CombinedMesh							
18	0.85	VAR	5.00	0.00	alpha_corrected	CombinedMesh							

Abbildung 21 Automatische Erstellung der Polaren

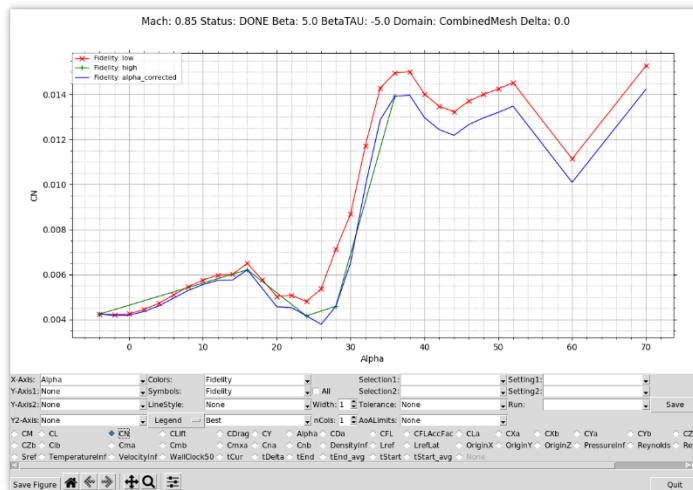


Abbildung 22 Asymmetrische Datensynthese

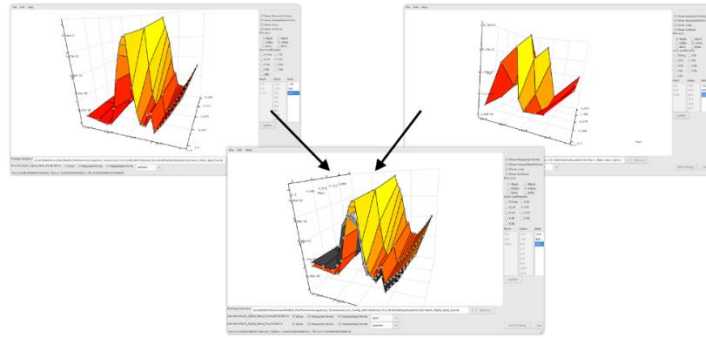


Abbildung 23 Darstellung der Synthese in Form von Hypercubes

Die Prozessautomatisierung ist voll funktionstüchtig, erleichtert die Anwendung der MultiFidelity Methode für den Nutzer und bringt in der Auswertung eine deutliche Zeitersparnis ein und ist weniger fehleranfällig als das bisherige Framework.

9.2 Erweiterung um neuen CFD Löser CODA

Die in LuFo-Toscana aufgebaute automatische Analyse von aerodynamischen Simulationen wurde um komplexe Simulationsabläufe wie MultiFidelity Verfahren, Optimierung und dem neuen Löser CODA erweitert. Die Erweiterungen für den neuen Löser CODA wurde am Anwendungsfall getestet. Dafür wurde der Use-Case mit CODA gerechnet und automatisiert ausgewertet. Alle Fähigkeiten und Funktionen der Analyseketten können stehen dem Nutzer nach der Integration zur Verfügung und können im vollen Umfang genutzt werden. In Abbildung 24 ist beispielhaft die Auswertung von Oberflächendruckverteilungen und die Analyse des Konvergenzverlaufes gezeigt. Die Implementierung ist unter Vorbehalt, dass sich die Schnittstelle des, derzeit nach wie vor sich in Entwicklung befindenden, Löfers CODA noch ändern kann in Zukunft.

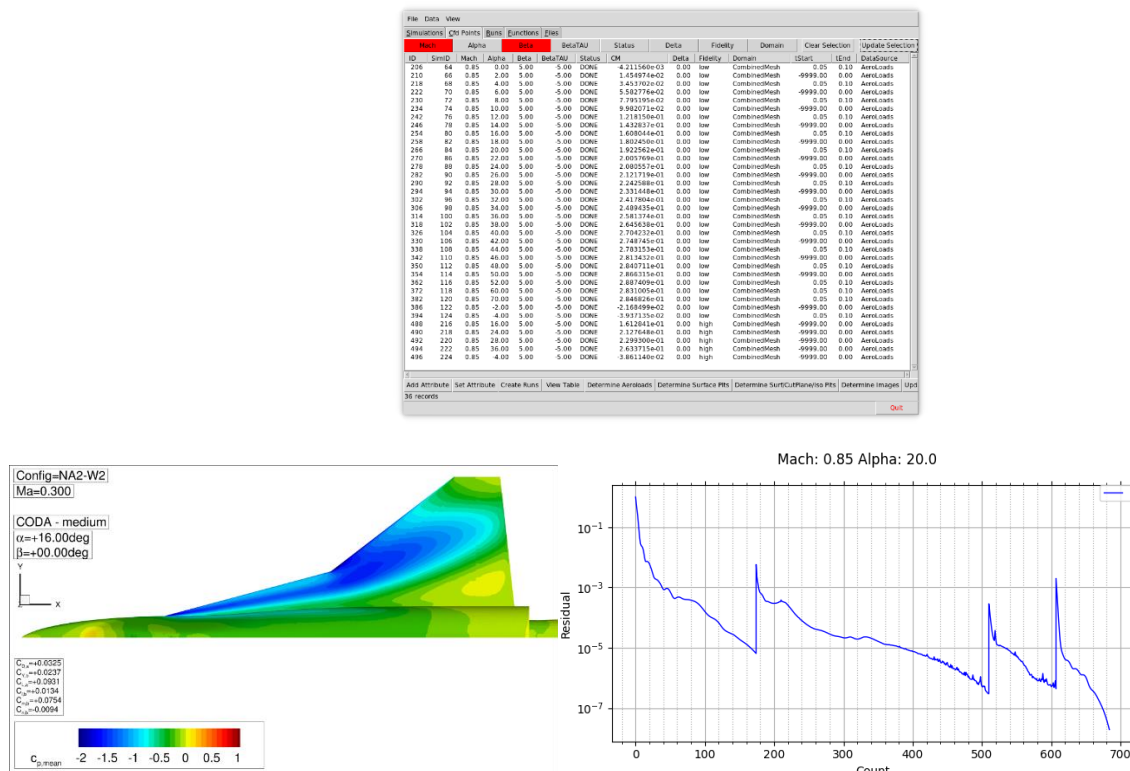


Abbildung 24 Automatisierte Analyseketten erweitert um den neuen CFD Löser CODA.

9.3 Optimierungskette

Die Analysekette wurde zudem erweitert, um Optimierungen automatisiert verarbeiten zu können, siehe Abbildung 25. Die Optimierungsverarbeitung ist generisch gehalten und kann für Turbulenzmodelloptimierungen, für Geometrie- und Shapeoptimierungen sowie im Sinne einer Multidisziplinären Optimierungen in Richtung CFD-CSM Kopplung genutzt werden.

Airbus DS - CFD Analysis Tool											
File Data View											
Simulations Old Points Buns Files											
Mach		Alpha		Beta		Status		Domain		tStep	
ID	SimID	Mach	Alpha	Beta	Status	Domain	tStart	tEnd	DataSource	tStep	Delta
1	1	0.15	28.00	0.00	DONE	Total	0.00	0.15	Aeroloads	0.00	
2	2	0.15	28.00	0.00	DONE	Total	0.00	0.15	Aeroloads	0.00	
3	3	0.15	28.00	0.00	DONE	Total	0.00	0.15	Aeroloads	1.00	
4	4	0.15	28.00	0.00	DONE	Total	0.00	0.15	Aeroloads	1.00	
5	5	0.15	28.00	0.00	DONE	Total	0.00	0.15	Aeroloads	2.00	
6	6	0.15	28.00	0.00	DONE	Total	0.00	0.15	Aeroloads	2.00	
7	7	0.15	28.00	0.00	DONE	Total	0.00	0.15	Aeroloads	3.00	
8	8	0.15	28.00	0.00	DONE	Total	0.00	0.15	Aeroloads	3.00	
9	9	0.15	28.00	0.00	DONE	Total	0.00	0.15	Aeroloads	4.00	
10	10	0.15	28.00	0.00	DONE	Total	0.00	0.15	Aeroloads	4.00	

Abbildung 25 Erweiterung der Analyse komplexer Simulationsabläufe um Optimierungsstudien

10 Arbeitspaket 3.4 – KI Unterstützung

Um ein besseres Verständnis für den Anwendungsbereich für KI im Rahmen von DigiDesign zu bekommen hilft es, den grundsätzlichen Prozess für die Erstellung eines aerodynamischen Datensatzes zu verstehen. Vorgelagert zu dem Prozess steht eine Kundenanfrage, die eine veränderte Enveloppe, eine Anpassung der Außenform eines existierenden Fluggeräts oder die Entwicklung eines neuen Fluggeräts Bedarf. Beispiel für eine veränderte Enveloppe können neue Aktuatoren mit größeren Klappenausschlägen sein. Eine Anpassung der Außenform kann auch eine neue Behängung bedeuten. Das sind alles Fälle, die regelmäßig auch in fertigen Serienprodukten eintreten. Je nach Abschätzung kann eine Anfrage zu dem Schluss führen, dass ein neuere aerodynamischer Datensatz bzw. eine Anpassung eines existierenden Datensatzes notwendig ist. Dann wird der in Abbildung 26 dargestellte Prozess initiiert. In den meisten Fällen werden bis heute für Kampfflugzeuge Windkanaldaten als Grundlage für aerodynamische Datensätze verwendet. Daher wird sich auf diesen Fall in dieser Arbeit fokussiert.

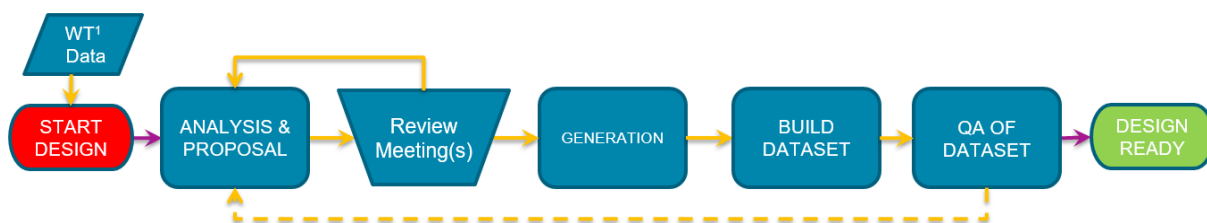


Abbildung 26: Darstellung des Datensatzdesignprozesses für Kampfflugzeuge.

Der Prozess stellt die Kernarbeitsschritte für die Erstellung eines aerodynamischen Datensatzes dar:

1. Im ersten Schritt werden die Daten intensiv ausgewertet, um darauf aufbauend Vorschläge für die Generierung des Datensatzes zu erarbeiten. Hier kommt es darauf an, die Expertise einfließen zu lassen, um korrekte Komplettierungsmethoden zu identifizieren. Häufig wird in Abhängigkeit der in der Einleitung genannten Einflussfaktoren eine Vielzahl verschiedener Methoden vorgeschlagen. Das führt zur Erstellung vieler einzelner Datentabellen.
2. Die Vorschläge werden im Expertenkomitee überprüft.
3. Der Datensatz kann gemäß des Vorschlages mithilfe existierender Tools generiert werden.
4. Der Datensatz wird final kompiliert, um die einzelnen Datentabellen zu kombinieren.
5. Der Datensatz wird einer Qualitätsprüfung unterzogen.

Erst wenn diese wesentlichen Schritte durchlaufen wurden, ist der Datensatz fertig.

Bemerkung: Flugtestdaten finden im Datensatz ebenfalls immer Berücksichtigung. Jedoch folgt das erst nach Freigabe des Datensatzes und der im Anschluss resultierenden Flugerprobung.

10.1 Automatisierte Generierung von Aerodatenätzen auf Basis von Neuronalen Netzen (KI)

Hauptanwendungsfall ist die Beschleunigung des intensiven Auswertungsprozesses zu Beginn der Datensatzgenerierung. Das ist in Abbildung 27 dargestellt. Hierbei würde eine neue Methode die ersten 3 Schritte übernehmen. Nur noch die Kompilierung und natürlich Überprüfung und Qualitätsprüfung bleiben bestehen.

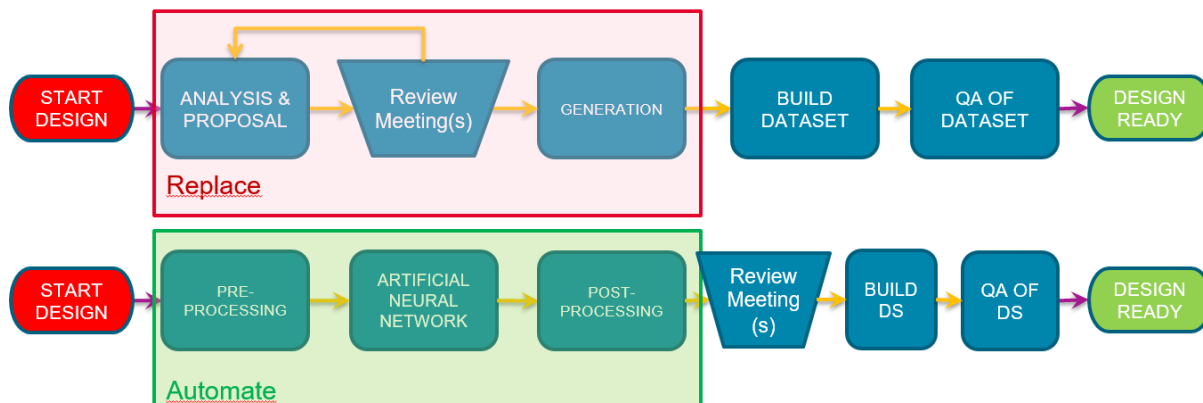


Abbildung 27: Reflektion der möglichen Anpassung des Datensatzdesignprozesses mithilfe Neuronaler Netze als neue Methode.

Bemerkung: Das Postprocessing wird von der aktuellen Tätigkeit ausgeklammert.

Weitere Anwendungsfälle sieht die automatische Generierung eines Datensatzes als Referenz für eine der 5 Prozessschritte vor und die Erstellung vorläufiger Datensätze ist ebenfalls ein Anwendungsfall.

10.1.1 Methode

Die hier beschriebene Methode ist im Wesentlichen vom Kooperationspartner der TU Kaiserslautern erarbeitet worden. Erste Ergebnisse und Diskussion möglicher Methoden finden sich im Meilensteinbericht 2.3.2. Hier wird die final ausgewählte Methode beschrieben: ein adaptiver, automatisierter Trainingsprozess für neuronale Netze. Damit wird je nach Datengrundlage automatisch eine neue neuronale Netzarchitektur generiert. Es handelt sich also nicht um eine fest definierte Architektur, vielmehr um einen Trainingsalgorithmus, der die Architektur in Anbetracht der Eingangsdaten automatisch optimiert.

10.1.2 Bewertungskriterien

Als Bewertungsgrundlage sind von Industrieseite wesentliche Anforderungen definiert worden. Diese fokussierten sich auf die Definition von Toleranzen, die als Grenzwert für akzeptable Abweichungen zwischen experimentellen und Modelldaten fungieren. Toleranzen sind hier sowohl für den untersuchten Koeffizienten CM, als auch dessen wesentliche Gradienten $CM\alpha$ und $CM\beta$ definiert worden. Die Toleranzinformation spiegelt eine wesentliche Metrik wieder.

Somit sind insgesamt folgende Metriken als Bewertungsmaßstab für das neuronale Netz verwendet worden:

- R^2 – Korrelationsfaktor
- RMSE – Root Mean Square Error / Fehlerabweichung
- CM Toleranz
- $CM\alpha$ / $CM\beta$ Toleranz

10.1.3 Architektur

Die final gewählte Architektur besteht aus 3 grundsätzlichen Bausteinen: Datenaufbereitung, Training des neuronalen Netzes, k-Fold Cross Validation Training. Dabei ist das Training des neuronalen Netzes als Teil des k-Fold Trainingsprozesses zu verstehen. Weitere Architekturen sind vom Kooperationspartner der TU Kaiserslautern untersucht worden und ist im Meilensteinbericht 2.3.2 beschrieben. Die hier beschriebene Architektur hat sich jedoch als performanteste Lösung erwiesen.

Es ist nicht Aufgabe dieses Berichts, die Details der k-Fold Cross Validation Prozedur zu beschreiben. Um jedoch das wesentliche Merkmal der entwickelten Architektur zu erklären, hilft eine grundsätzliche

Erläuterung. K-fold cross validation Training wird verwendet, um die performanteste Netzarchitektur aus einer Vielzahl von Architekturen zu bestimmen. Jede Architektur ist über ein Satz an sogenannten Hyperparametern definiert. Als Startpunkt für das Training erlaubt man jedem Hyperparameter eine diskrete Variation, wodurch sich eine Vielzahl verschiedener Architekturen ergeben. Eine Liste wesentlicher Hyperparameter und möglicher Parametervariation ist in Abbildung 28 dargestellt. Für jede Architektur werden nun folgende Schritte als Trainingsprozedur durchgeführt:

1. Teile alle verwendeten Eingangsdaten in k Gruppen auf. Merke: Vorab sollten die gesamten Daten bereits in Training- und Testdaten aufgeteilt werden. Testdaten werden nur final zur Bewertung verwendet, nicht jedoch dem Training beigelegt. Trainingsdaten werden als Eingangsdaten verwendet.
2. Dann führe für jede der k Gruppen folgendes durch:
 - a. Nutze die Gruppe als Validierungsdatensatz.
 - b. Nutze alle anderen Eingangsdaten als Trainingsdatensatz.
 - c. Trainiere die ausgewählte Netzarchitektur für die Trainingsdaten. Dafür wird als Zielfunktion klassisch das RMSE Kriterium verwendet.
 - d. Evaluiere die trainierte Architektur gegen den Validierungsdatensatz. Hier liegt ein Kernmerkmal der neuen Methode. Für die Evaluation wird eine andere Zielfunktion verwendet – das wird unten beschrieben.

Um die statistische Signifikanz zu erhöhen, kann man die Trainingsprozedur mehrmals wiederholen.

Die Zielfunktion für die k-fold cross Validierung ist wie folgt:

$$Score = RMSE(1 + |k_1 \log(r_{CM}) + k_2 \log(r_{dCM})|)$$

k_1 und k_2 sind hier Gewichtungsfaktoren. r_{CM} für CM und r_{dCM} für CM_α bzw. CM_β ist der Anteil an Punkten, die außerhalb der Toleranz liegen im Vergleich zur Gesamtmenge an Datenpunkten. Über die logarithmische Kopplung wird also der klassische RMSE penalisiert, je nachdem, wie viele Datenpunkte außerhalb der Toleranz liegen.

```

1 {
2   "DATA_TRAIN_SHUFFLE"      : [1],
3   "DATA_NORMALIZATION_VALUES" : ["normalization.val"],
4   "NORMALIZATION_TYPE"      : ["meanstd", "minmax"],
5   "EPOCHS"                  : [250, 500],
6   "MINI_BATCH_SIZE"         : [64],
7   "BATCH_NORM"               : [0, 1],
8   "NN_MODEL"                 : ["FFNN"],
9   "NUM_HIDDEN_LAYERS"        : [3],
10  "INPUT_COLS"               : [0, 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7, 8, 9, 10, 11],
11  "OUTPUT_COLS"              : ["12"],
12  "NEURONS_PER_LAYER": {
13    "0": [50, 150, 250, 500],
14    "1": [50, 150, 250, 500],
15    "2": [50, 150, 250, 500]
16  },
17  "DROPOUT": {
18    "0": [0.0, 0.5, 0.75],
19    "1": [0.0, 0.5, 0.75],
20    "2": [0.0, 0.5, 0.75]
21  },
22  "ACTIVATION"               : ["ReLU", "Tanh", "Sigmoid"],
23  "SEED"                     : ["Inf"],
24  "LOSS_FUNC_NAME"           : ["MSE"],
25  "REGULARIZATION"           : [1e-1, 1e-2, 1e-3, 0],
26  "ENCODER"                   : ["None"],
27  "OPTIMIZER"                 : ["ADAM"],
28  "OPT_LEARNING_RATE"         : [1e-3, 1e-4],
29  "OPT_LEARNING_RATE_DECAY_RATE": [0],
30  "OPT_MOMENTUM"              : [0.9],
31  "OPT_ADAM_BETAS"            : ["0.9, 0.999"],
32  "OPT_ADAM_EPS"              : [1e-8],
33  "OPT_CONVERGENCE"           : [1e-9],
34  "PATIENCE"                  : [2000],
35  "MIN_DELTA"                 : [1e3],
36  "COUT_FREQ"                 : [25],
37  "CHECKFILE_FREQ"           : [2000],
38  "USE_CUDA"                  : [0],
39  "NUM_PROC"                  : [0],
40  "NUM_THREADS"               : [1]
41 }

```

Abbildung 28: Liste möglicher Hyperparameter und erlaubte diskrete Variationen.

10.1.4 Ergebnisse

Repräsentative Ergebnisse sind im Abschnitt zum Arbeitspaket 4.2 Simulationen (Abbildung 41) dargestellt. Verglichen werden hier SACCON Windkanaldaten, die das Modell nicht als Input bekommen hatte mit der Modellvorhersage. Das wird im traditionellen Polarenformat sowohl für CM als den Gradient von CM dargestellt. Zusätzlich wird die geforderte Toleranz abgebildet. Es lässt sich erkennen, dass das Modell die SACCON Windkanaldaten gut vorhersagt. Insgesamt sind die Ergebnisse zufriedenstellend.

11 Arbeitspaket 4.1 – Use Case Definition

Der UseCase DigiDesign fasst die Arbeiten des von ADS im Technologieprojekt DigiFly zusammen und bildet die Grundlage anhand derer der Erfolg des Projektes gemessen werden kann.

Der UseCase umfasst daher verschiedene Aspekte die in diesem Projekt bearbeitet werden.

Im Einzelnen sind dieses:

1. Multifidelity Methoden
2. Verbesserung der Netzgenerierung mit Polyedern
3. Postprocessing
4. Künstliche Neuronale Netze für aerodynamische Datensätze
5. Aeroakustisches Design

Die Erzeugung der Windkanaldaten ist explizit nicht Teil des Use Case, da dies mit erheblichem Aufwand und Kosten verbunden wäre (Modellbau, Windkanalmesszeit, etc.). Für den Use Case wird daher auf eine bestehende Konfiguration zurückgegriffen für die es bereits experimentelle Daten gibt.

11.1 Multifidelity Methoden

Erweiterung und Verbesserung der in ViTAM entwickelten Verfahren zur Genauigkeitsbewertung und Ableitung von Toleranzbändern daraus.

Die folgenden Methoden sind Teil des Use-Cases die an der im Meilensteinbericht Use Case Definitionen (MS 4.1.1) beschriebenen Planform Konfiguration NA2 demonstriert werden

- Automatischen Approximation des Diskretisierungsfehlers
- Automatischen Selektion für hochaufgelöste Simulationspunkte
- Lokale Sensitivität der Strömung in Abhängigkeit vom Modellierungsfehler
- Multifidelity für Komponentenlasten.

11.2 Verbesserung der Netzgenerierung mit Polyedern

Im neuen CFD Löser (CODA) wird derzeit die Unterstützung für Polyeder und Kartesische Netze implementiert. Polyeder werden wie normale Elemente eines unstrukturierten Netzes behandelt. Der bei AirbusDS entwickelte und verwendete Netzgenerator (Mesher) kann diese derzeit nicht erzeugen, aber es gibt Anwendungsfälle in denen diese sehr nützlich wären wie zum Beispiel Multinormals.

Diese Multinormals ermöglichen es backward facing steps so zu vernetzen, dass große Gradienten über deutlich mehr Elemente verteilt werden können, was die Wahrscheinlichkeit von nicht physikalischen Zuständen der Lösung (und damit der Abbruch der Rechnung) deutlich mindert.

Teil des Use-Case ist es Multinormals an einem industriellen Beispiel zu demonstrieren.

11.3 Postprocessing

Die im Rahmen des LuFo-V Vorhaben AeroStruct in den FlowSimulator integrierten Postprocessing Methoden sollen auch für CODA angepasst werden. Die im FlowSimulator verfügbaren Postprocessing Methoden sind

alle für unstrukturierte Cell-Vertex Netze implementiert worden. Zu Beginn der Entwicklung des neuen Löfers (CODA) ist die Entscheidung getroffen worden diesen mit einer Cell-Centered Diskretisierung zu erstellen. Teil des Use-Case ist es diese Postprocessing Methoden mit Rechnungen von CODA zu demonstrieren.

11.4 Künstliche Neuronale Netze für aerodynamische Datensätze

Die Generierung aerodynamischer Datenmodelle mit künstlich neuronalen Netzen (KNN) ist ein weiterer Aspekt in DigiDesign. Diese Aufgabe lässt sich in folgende Unterschritte aufteilen.

1. Auswahl der Daten und ggf. Erweiterung
2. Datenvorbereitung
3. Wahl der Hyperparameter für das KNN
4. Trainieren des KNN
5. Verifizierung des KNN

Nachdem die Daten aus einem Windkanaldatensatz extrahiert wurden sind, wird ggf. durch logische Spiegelung asymmetrischer Klappenausschläge die Datenabdeckung der Envelope erhöht. Des weiteren wurden gemeinsam mit dem Verbundpartner TU Kaiserslautern verschiedene Methoden der Data Augmentation (z.B. Variational Autoencoder) untersucht, um durch größere Datenmengen robustere Modelle zu erhalten.

Nach Vorbereitung der Daten zum Trainieren der Modelle müssen die Hyperparameter gewählt werden. Dieser Vorgang ist iterativ und die Wahl neuer Hyperparameter abhängig vom Trainingsergebnis. Auch hier wurde gemeinsam mit der TU Kaiserslautern an verschiedenen Techniken gearbeitet.

Das aerodynamische Datenmodell wird durch Anwendung globaler Qualitätsmaße aber auch durch die Bewertung der Repräsentation kritischer Regionen des aerodynamischen Datensatzes verifiziert.

Der Use-Case besteht aus der Anwendung dieser Schritte auf die SACCON Konfiguration die in Abschnitt 10.6 Beschrieben ist.

11.5 Testfälle zu akustischen Vorhersagen

Im Rahmen von DIGIFLY sollen aerodynamische Simulation durchgeführt und daraus abgeleitete akustische Vorhersagen überprüft werden. Dabei sollen zwei generische Testfälle untersucht werden. Der erste Testfall ist Turbulenz-getriebener Lärm einer Wirbel-dominierten Strömung, der zweite Testfall ist generischer Strahlärm.

Für beide Testfälle sind numerische und experimentelle Ergebnisse aus dem LuFo5-3 INTONE oder Vorgängerprojekten vorhanden. Diese Daten sollen zur Validierung herangezogen werden. Tabelle 6 zeigt dabei die Validierungsfälle mit den entsprechenden Validierungszielen.

Validierungsfall	Validierungszweck	Numerischer Fokus
Airfram noise Klappenseitenkante	Wirbeldominierende Strömung, Wirbel-Oberflächen -Interaktion	Vergleich Verfahren hoher Ordnung mit klassischen Verfahren, Tubulenzmodellierung, CAA Schnittstellen
Jet noise Generischer Strahlärm	Strahlströmung mit starken Scherschicht- Gradienten als CAA Input	Gitterstudien, Scherschichtgradienten, Numerische Stabilität, HPC Leistung, CAA Schnittstellen

Tabelle 6: Übersicht der akustischen Validierungsfälle in DIGIFLY

Die einzelnen Testfälle sind in den folgenden Abschnitten beschrieben.

11.5.1 Lärm wirbeldominierter Strömungen

Die Umströmung einer Klappenseitenkante ist eine dominante Quelle, die in Überflugmessungen von Zivilflugzeugen anhand von akustischen Quelllokalisierungen identifiziert worden ist. Abbildung 29 zeigt dazu eine Übersicht zum Schallentstehungsmechanismus, wie anhand von Strömungssimulationen bestätigt werden kann.

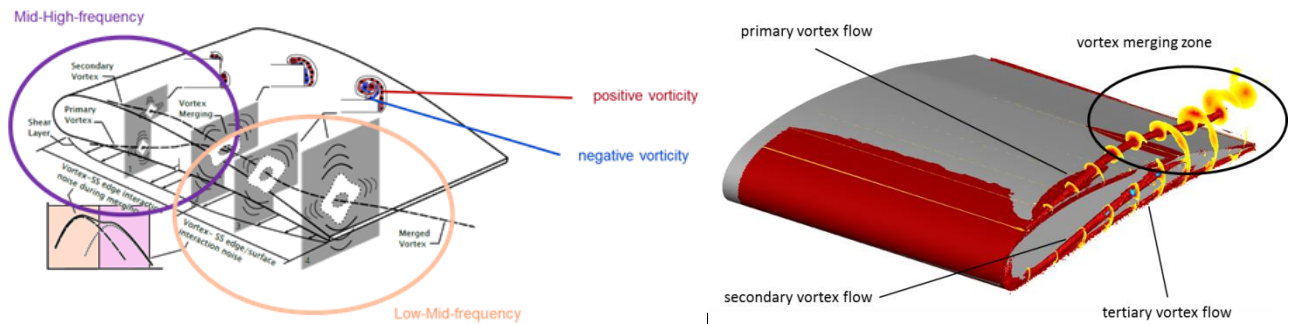


Abbildung 29: Übersicht der Schallenstehungsmechanismen [1] an einer generischen Klappenseitenkante (links) im Vergleich zu einem Wirbelpfad aus einem exemplarischen Strömungsergebnis (rechts)

Der Testfall ist ein generischer Windkanalaufbau der in Aeroakustischen Windkanal in Braunschweig (AWB) vermessen [1]. Dabei wurden verschiedene Anstellwinkel und Geschwindigkeiten vermessen.

Einstellung	Werte
Alpha [m/s]	20,25,30
V [m/s]	40, 50, 60

Tabelle 7: Einstellungen der generischen Klappenseitenkante

Abbildung 30 zeigt dazu den Aufbau im Windkanal und ein entsprechendes Strömungsergebnis [2]. Zur Validierung stehen aerodynamische und akustische Messdaten zur Verfügung.

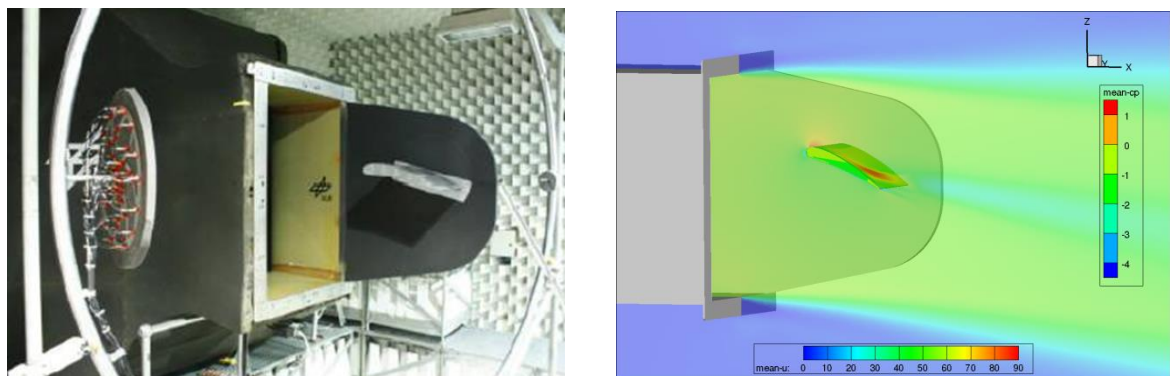


Abbildung 30: Windkanalaufbau der generischen Klappenseitenkante (links) und ein berechnetes Strömungsfeld (rechts)

Die Strömungsdaten sollen hinsichtlich aerodynamischer und akustischer Genauigkeit bewertet werden

11.5.2 Strahlärm

Im zweiten Testfall soll der Strahlärm an einem generischen Beispiel einer Rechteckdüse getestet werden. Die Messdaten wurden in INTONE im Aeroakustischen Windkanal in Braunschweig (AWB) aufgezeichnet, eine Bewertung der Ergebnisse dort steht noch aus. Rückfalloption ist eine generische Runddüse. Die Übersicht der Einstellungen ist in Tabelle 8 zusammengefasst.

Einstellung	Werte
WT [m/s]	0, 30.6, 42.9, 60
Strahl [Ma]	0.5, 0.66, 0.75

Tabelle 8: Einstellungen der generischen Rechteckdüse

Ziele ist der Untersuchungen sind die Stabilität und die Genauigkeit der RANS Untersuchen für Strahlärm speziell die Darstellung der Scherschichtgradienten und der Turbulenzparameter. Diese sollen in einem nachfolgenden Schritt akustisch bewertet werden. Abbildung 31 zeigt dabei den Simulationsaufbau und das Strömungsgitter der isolierten generischen Rechteckdüse.

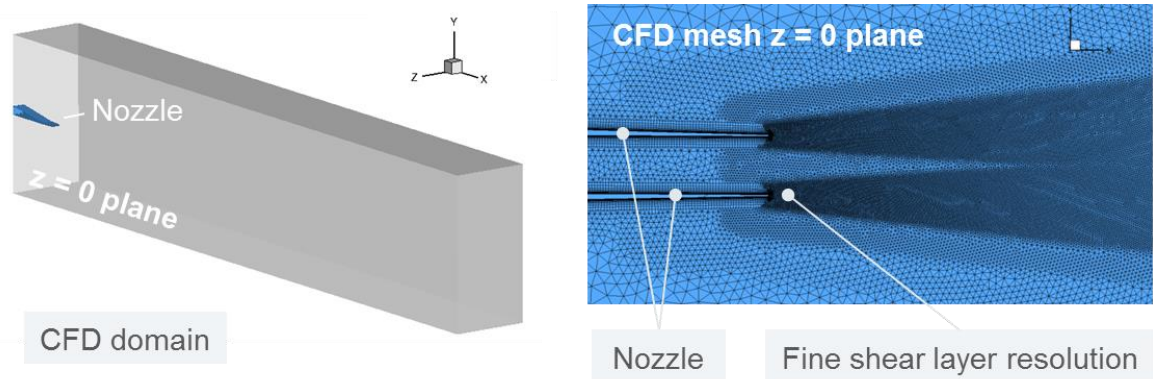


Abbildung 31: Simulationsaufbau einer generischen Rechteckdüse und ein entsprechendes Strömungsgitter

In Abbildung 32 ist eine exemplarische Verteilung der turbulenten kinetischen Energie dargestellt. Diese wird als Eingangsparameter für die stochastische Quellmodellierung zur Berechnung der akustischen Schallausbreitung genommen.

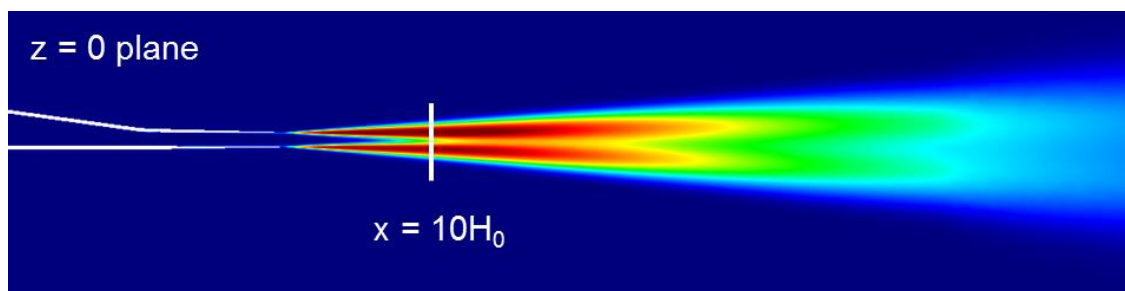


Abbildung 32: Darstellung der turbulenten kinetischen Energie aus der RANS Lösung

Damit ist die Turbulenzmodellierung innerhalb der Strömungssimulation entscheidend für die Genauigkeit der akustischen Vorhersage. Abbildung 33 zeigt dazu eine Berechnung der akustischen Schallausbreitung an der Rechteckdüse, die zur Bewertung herangezogen wird.



Abbildung 33: Darstellung der zeitlichen Ableitung des Drucks bei einer generischen Rechteckdüse im Mittelschnitt

11.6 Datenbasis aus der SACCON Forschungskonfiguration

Bei der Generierung von aerodynamischen Datenmodellen mit künstlich neuronalen Netzen wurden als kritischste Anwendungsfälle in der zukünftigen, zivilen Luftfahrt Blended Wing Body (BWB) Konfigurationen identifiziert (Abbildung 34).



Abbildung 34 Blended Wing Body Demonstrator von Airbus [1]

Eine Anforderung an den Datensatz ist die hohe Menge an Datenpunkte und eine möglichst gleichmäßige Abdeckung des Parameterraums. Auf Grund ihrer geometrischen ähnlichen Charakteristik wurde die SACCON Forschungskonfiguration, die in der NATO AVT-161 Arbeitsgruppe entworfen wurde, ausgewählt.

Zu dieser Konfiguration stehen transsonische Windkanaldaten des DLR-F17E Modells (Abbildung 35 und Abbildung 36) zur Verfügung.



Abbildung 35 DLR-F17E Windkanalmodell [2]

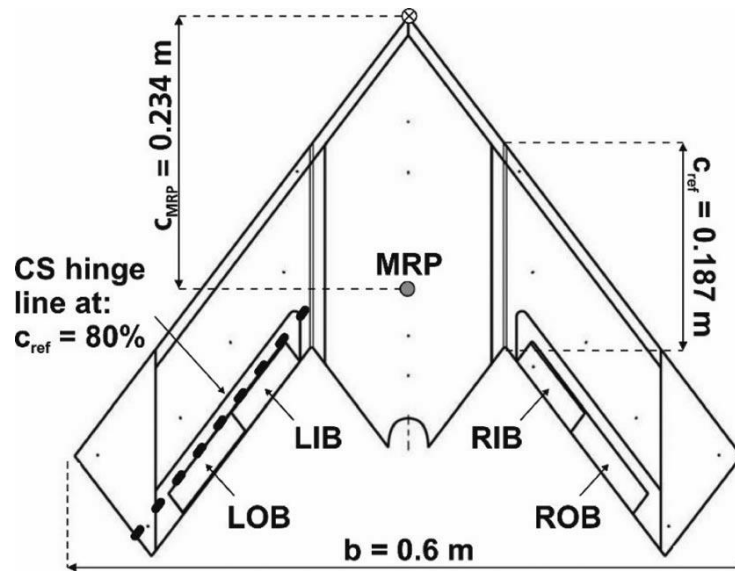


Abbildung 36: Skizze des DLR-F17E Modells mit Maßen, Referenzpositionen und Steuerflächen [2]

Das Modell wurde bei folgenden Strömungsbedingungen, Anstell- und Schiebewinkeln und Steuerflächeneinstellungen experimentell untersucht:

Einstellung	Werte
Machzahl	0.5, 0.7, 0.8, 0.85, 0.9
Anstellwinkel	-5° bis 25° (diskret und kontinuierlich)
Schiebewinkel	-10° bis 10° (diskret und kontinuierlich)
LOB	±20°, ±10°, -10°, -5°, 0°, 5°, 10°
LIB	-10°, -5°, 0°, 5°, 10°
RIB	0°, 10°
ROB	0°

Anmerkung: Ein ±-Vorzeichen bei den Steuerflächeneinstellungen steht für die Anwendung einer Spreizklappe.

12 Arbeitspaket 4.2 – Simulationen

Im Arbeitspaket 4.2 Simulationen wurden die Erstellung eines aerodynamischen Datensatzes auf Basis von Neuronalen Netzen als Ziel gesetzt.

12.1 Erstellung eines Aerodatensatzes auf Basis der neuen Methoden

Die Methode ist im Detail im parallel erreichten Meilenstein 3.4.2 beschrieben. Als wesentliches Bewertungskriterium sind Toleranzen für CM und dessen Gradienten mit Anstell- und Schiebewinkel (CM_α und CM_β) von Airbus zur Verfügung gestellt worden.

12.1.1 Annahmen

Die folgenden Annahmen unterliegen der Generierung des Datensatzes:

- Es wird ein Koeffizient modelliert. Hierbei ist das Nickmoment repräsentativ als relevanteste Achse an einem instabilen Fluggerät verwendet worden.
- Die Anzahl an Eingangsparameter ist limitiert auf in den Windkanaldaten variierende Parameter.
- Der Ergebnisraum ist definiert durch die Eingangsdaten, also werden Extrapolationen ausgeschlossen.
- Post-Processing beschränkt sich auf das Ausschreiben von Polaren und ist sonst nicht Teil des Anwendungsbereiches.

12.1.2 SACCON Dataset/SACCON Datensatz

Im Folgenden befindet sich eine Darstellung der relevanten Eingangsparameter, um das Nickmoment C_M zu modellieren:

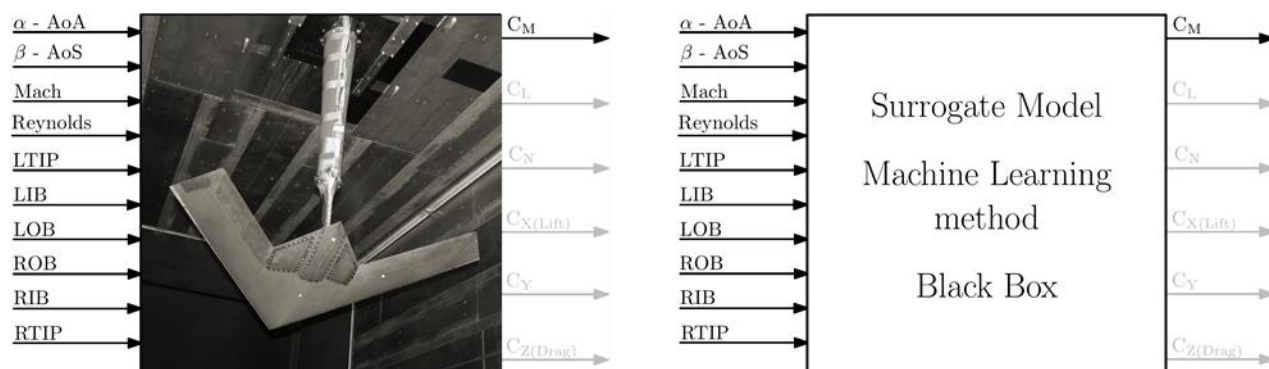


Abbildung 37: Darstellung der Eingangs- und Ausgangsvariablen im Datensatzmodell. AoA = Anstellwinkel, AoS = Schiebewinkel, LTIP = Left Tip Flap (linke Flügelspitzenklappe), LIB = Left Inboard (linke Innenklappe), LOB = Left Outboard (linke Außenklappe), ROB = Right Outboard (rechte Außenklappe), RIB = Right Inboard (rechte Innenklappe), RTIP = Right Tip Flap (rechte Flügelspitzenklappe)

Dabei handelt es sich um Daten, die vom DLR-F17E und DLR-F19 SACCON (**S**tability **A**nd **C**ontrol **C**ONfiguration) Modell stammen. Im Weiteren werden die Daten einfach also SACCON Daten bezeichnet. Die Daten sind eine Sammlung aus mehreren Windkanalkampagnen mit dem ursprünglichen Zweck, detaillierte Stability & Control (S&C) Analysen an einer Nurflüglerkonfiguration mit unkonventionellen Klappenkonfigurationen durchzuführen. Sie sind daher bestens für den Zweck eines S&C basierten aerodynamischen Datensatzes geeignet. Ein Layout der Klappenkonfiguration für die DLR-F19 ist in Abbildung 38 dargestellt. Eine detailliertere Distribution der Daten anhand von Violinplots ist bereits im Meilensteinbericht 2.4.2 enthalten.

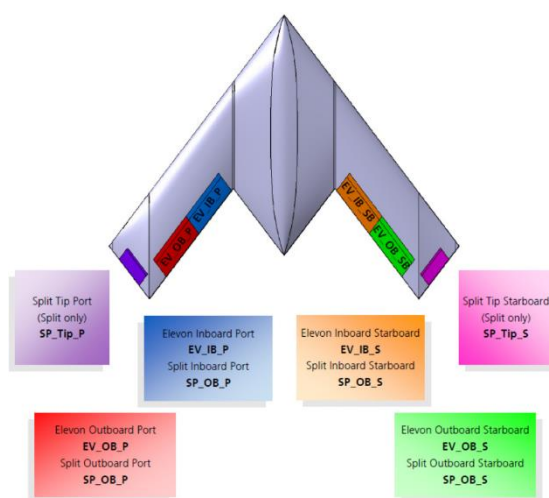


Abbildung 38: Illustration der Klappenkonfiguration am SACCON Windkanalmodell. Die Nomenklatur ist identisch zur Beschreibung unter Abbildung 3.

12.1.3 Datencharakteristik

Im Folgenden ist graphisch exemplarisch dargestellt, welche Charakteristiken die SACCON Windkanaldaten innehaben. Dabei zeigt sich, dass sich der Hinterkantenklappeneffekt üblicherweise in einem Offset in den

Daten widerspiegelt. Dafür sind die Effekte des Schiebewinkels (Sideslip), der Mach und Reynoldszahl durchaus erratisch und bilden daher eine repräsentative, komplexe Datenstruktur dar, die das Modell rekonstruieren muss. Charakteristisch zu beobachten ist ein starker Nickmomentenanstieg im Bereich AoA = 12°, auch Pitch-up genannt. Dieses signifikante Phänomen wird durch den Schiebewinkel stark verschoben. Dieses Verhalten rekonstruieren zu können ist daher von besonderer Bedeutung.

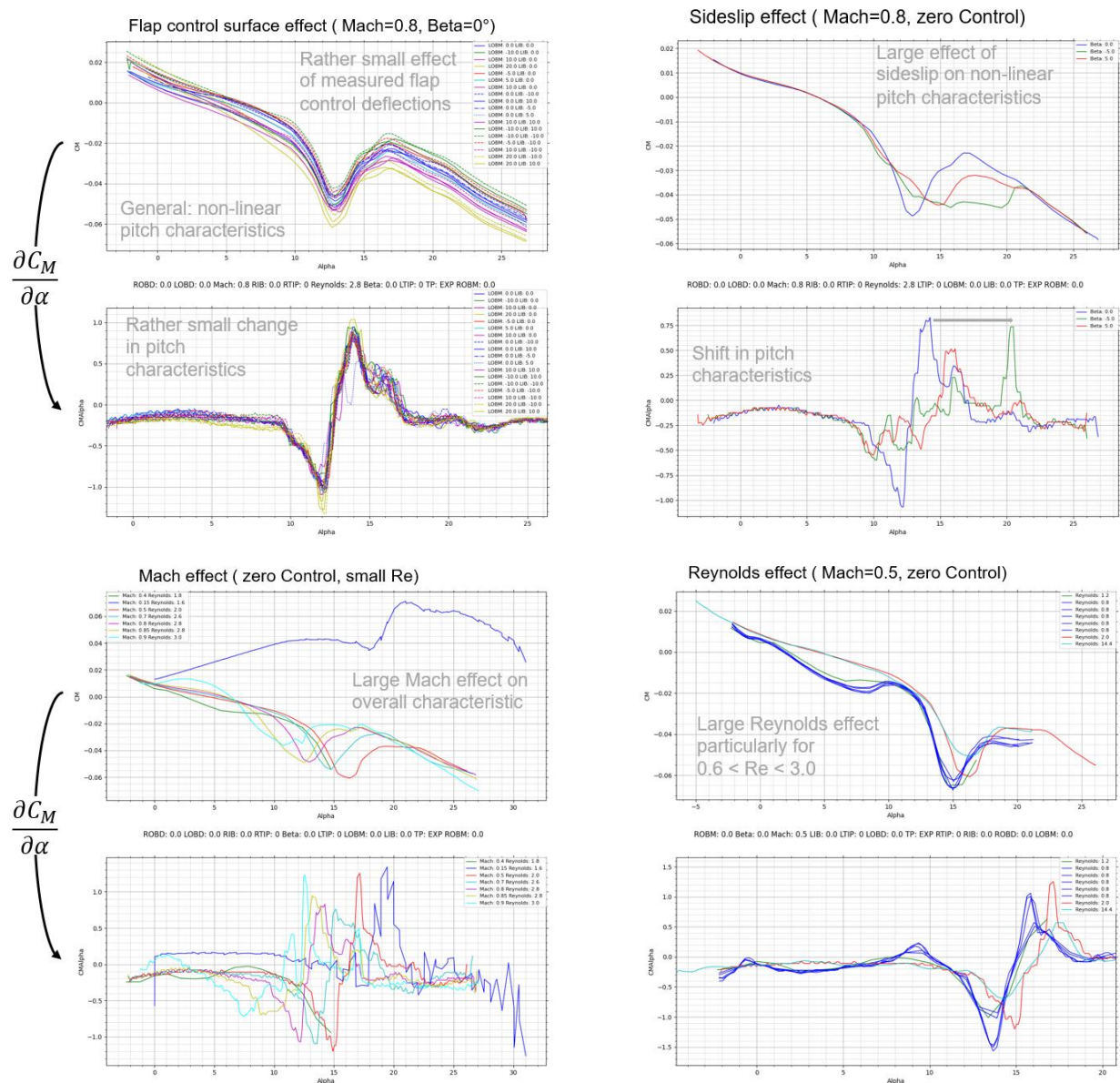


Abbildung 39: exemplarische Darstellung der physikalischen Charakteristiken der SACCON Windkanaldaten. Oben links: Darstellung des Einflusses der Hinterkantenklappen in CM und $\frac{\partial C_M}{\partial \alpha}$. Oben rechts: Effekt des Schiebewinkels auf CM und $\frac{\partial C_M}{\partial \alpha}$. Unten links: Effekt der Machzahl auf CM und $\frac{\partial C_M}{\partial \alpha}$. Unten rechts: Effekt der Reynoldszahl auf CM und $\frac{\partial C_M}{\partial \alpha}$.

12.1.4 Ergebnisse

Die Ergebnisse der Datensatzgenerierung sind in 3 Abschnitten dargestellt. Im ersten Abschnitt werden klassische globale Trainingsergebnisse für neuronale Netze präsentiert. Im Anschluss folgende dedizierte Ergebnisse anhand von Testdaten. Final gehen wir noch auf die Konsistenz des Modells ein, ein wichtiger Faktor für die Bewertung aerodynamischer Effekte besonders im Hinblick auf S&C. Es ist anzumerken, dass die Resultate federführend durch die Kollegen der TU Kaiserslautern aufbereitet wurden.

12.1.5 Gesamtüberblick

Ein Gesamtüberblick aller Ergebnisse ist in der folgenden Tabelle dargestellt:

Parameter	Value
R^2	0.9938
RMSE	$2.449 \cdot 10^{-3}$
C_M	6160 346
$\partial C_M / \partial \alpha$	5073 369
$\partial C_M / \partial \beta$	967 88

Abbildung 40: Zusammenfassung der globalen Leistungswerte für das neuronale Netz. R^2 ist der Korrelationsfaktor. RMSE (Root Mean Square Error) reflektiert die Abweichung zwischen Modell und Testdaten. Für C_M , $C_{M\alpha}$ und $C_{M\beta}$ werden die Anzahl an Punkten | Punkte außerhalb der Toleranz wiedergegeben.

Es ist sichtbar, dass Korrelationsfaktor und quadratische Abweichung sehr gute Werte liefern. Das spiegelt sich auch in der Anzahl an Punkten, die außerhalb der Toleranz liegen, wider. Aus Industriesicht sind diese Werte akzeptabel.

12.1.6 Testdatenanalyse

Repräsentative Ergebnisse sind in **Fehler! Verweisquelle konnte nicht gefunden werden.** dargestellt. Verglichen werden hier SACCON Windkanaldaten, die das Modell nicht als Input bekommen hatte mit der Modellvorhersage. Das wird im traditionellen Polarenformat sowohl für C_M als den Gradient von C_M dargestellt. Zusätzlich wird die geforderte Toleranz abgebildet. Es lässt sich erkennen, dass das Modell die SACCON Windkanaldaten gut vorhersagt.

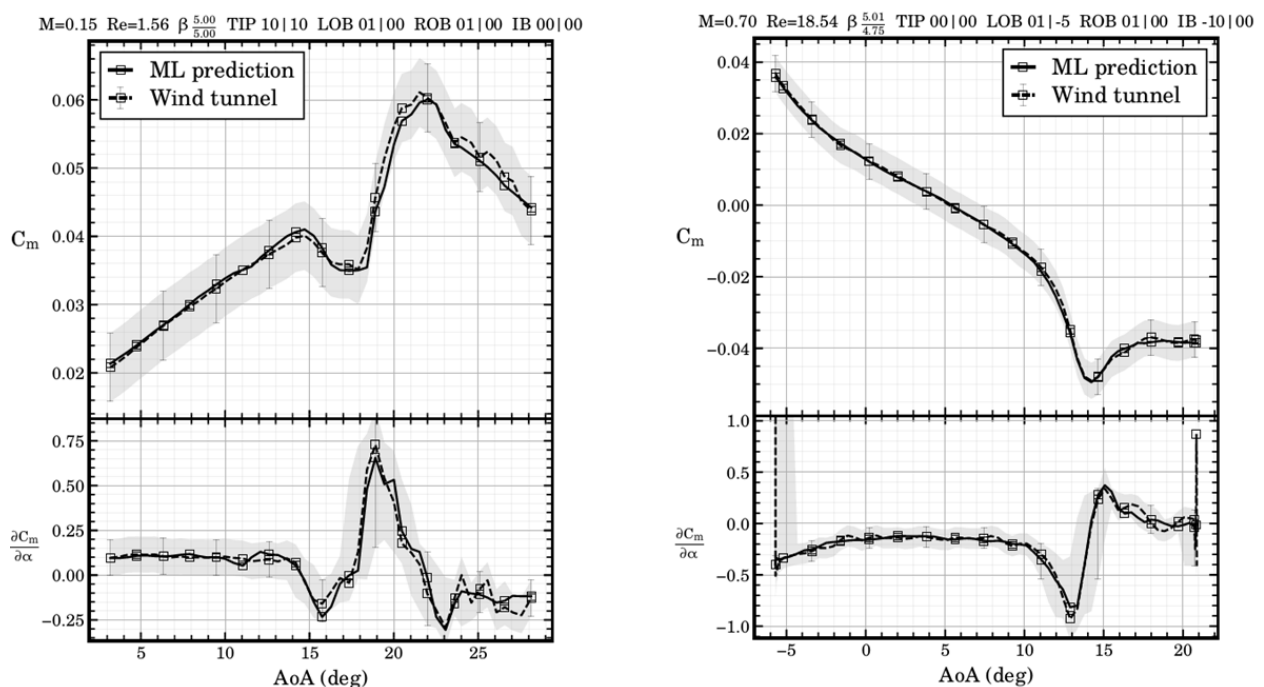


Abbildung 41: Resultate des neuronalen Netzes im Vergleich zu Testdaten. ML steht für Machine Learning und reflektiert die Vorhersage des neuronalen Netzes. Dazu im Vergleich stehen die Wind Tunnel Testdaten, also dem Modell unbekannte Daten. Zusätzlich ist die von Industrieseite definierte Toleranz mit dargestellt.

12.1.7 Konsistenzcheck

In einem letzten Schritt ist die Konsistenz der Ergebnisse überprüft worden. Hiermit wird die Frage untersucht, wie gut das Modell eine Parametervariation repräsentieren kann. In diesem Fall haben wir das schwierigste Fallbeispiel, eine Variation in Beta untersucht, wie in Abbildung 42 dargestellt. Es zeigt sich, dass das Modell fehlende Bausteine innerhalb der Dimension gut auffüllen kann. Das ist in im Bild rechts dargestellt. Wenn

Informationen der gesamten Dimension fehlen, dann lernt das Modell, Daten benachbarter Punkte zur Rekonstruktion zu verwenden. Das zeigt der Vergleich auf der linken Seite, in dem die Informationen bei Nullausschlägen (Zero Control) als Basis genommen wurden, um die Informationen mit LIB = -10° zu rekonstruieren.

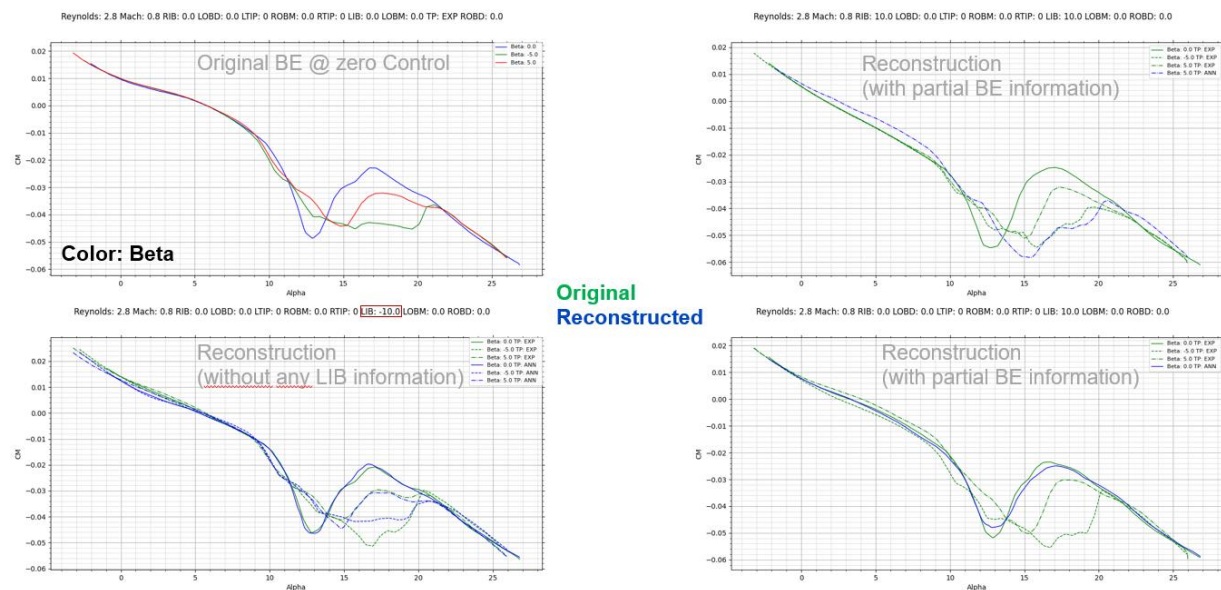


Abbildung 42: Darstellung der Konsistenz des neuen Modells. In blau sind rekonstruierte Modellergebnisse dargestellt. In grün werden dem Modell unbekannte Windkanaltestdaten dargestellt. Oben links: Hier ist als Referenz das Schiebewinkelverhalten ohne jegliche Klappenausschläge dargestellt. Unten links: Reproduktion des Verhaltens unter Schiebewinkel ohne jegliche Information bei diesem Klappenausschlag. Rechts: Hier zeigt sich die Rekonstruktionsfähigkeit des Modells, wenn eine Schiebewinkelpolare nicht vorhanden ist. In beiden Fällen hat es von ähnlichen Klappenausschlägen gelernt, anstatt einfach zu interpolieren.

12.1.8 Zusammenfassung

Es wurde gezeigt, wie ein aerodynamisches Datensatzmodell mithilfe neuronaler Netze erstellt werden kann. Die Problemstellung wurde erläutert und die zugrundeliegenden Daten beleuchtet, um ein Verständnis über kritischen Bereich zu bekommen. Der Untersuchungsraum ist über einen Satz an Annahmen beschränkt worden.

Anhand der Resultate hat sich gezeigt, dass das generierte Modell erfolgreich in der Lage ist, den aerodynamischen Parameterraum zu repräsentieren.

13 Arbeitspaket 4.3 – Evaluierung & Best Practice

Zu den in DigiFly / DigiDesign entwickelten Methoden und Technologien wurde bereits viele Erfahrungen gesammelt und teilweise sind die Arbeiten bereits im industriellen Einsatz. Beschreibungen zu den innerhalb von DigiFly erarbeiteten Best Practices sind größtenteils in den Entsprechenden Kapiteln zu den Arbeitspaketen zu finden.

Im folgenden Abschnitt werden die Best Practices zu der Aerodatenatzerstellung beschrieben.

13.1 Evaluierung der Aerodatenatzerstellung

Nach erfolgreicher Anwendung auf den SACCON Datensatz wurde die entwickelte Methode auch im industriellen Kontext bei Airbus Defence and Space angewendet. Auch hier ist der Hauptanwendungsfall durch eine Beschleunigung der Datensatzgenerierung definiert. In Abbildung 18 ist schematisch dargestellt, wie die entwickelte Methode im industriellen Kontext derzeit genutzt wird bzw. werden soll. Anstatt einer zeitintensiven, iterativen Analyse – und eines Reviewprozesses wird das trainierte Modell angewendet. Eine zusätzlich

entwickelte Pre - und Postprocessing Routine stellt sicher, dass die Daten in die jeweils richtigen Formate überführt werden.

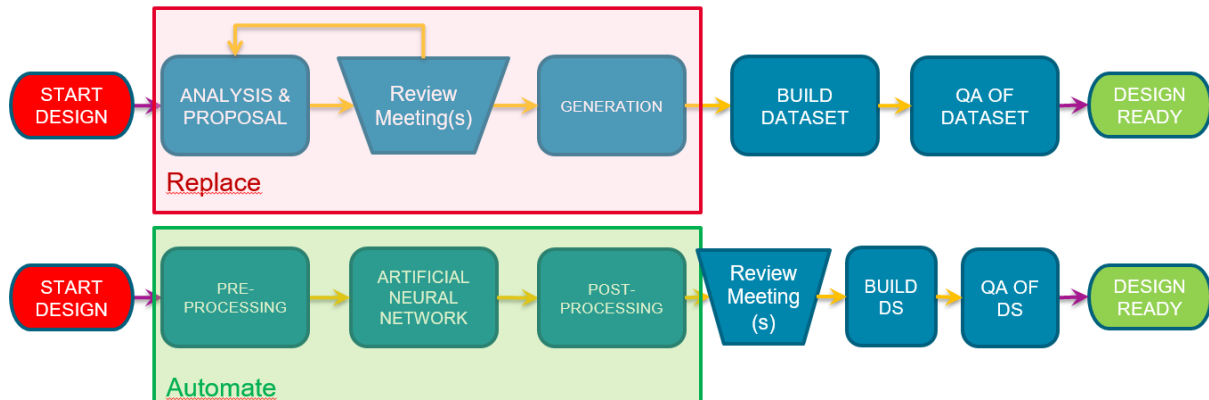


Abbildung 43: Industrieller Anwendungsfall der entwickelten KI-Methodik.

Weiterhin können die folgenden zukünftigen Anwendungsfälle abgeleitet werden:

- Automatische Generierung eines Datensatzes als Referenz für einen der in Abbildung 18 gezeigten Prozessschritte
- Erstellung KI-basierter vorläufiger Datensätze für variierende Konfigurationen

14 Arbeitspaket 4.4 – Einbindung in Industrielle Prozesse

Das Ziel von DigiDesign ist es die erarbeiteten Methoden und Technologien möglichst schnell in Industriellen Prozessen einzubinden. Die Use-Cases sind so gewählt, dass sie möglichst repräsentativ sind. An dieser Stelle soll der Stand und der weitere Weg zur Industrialisierung der einzelnen Technologien nochmals aufgezeigt werden.

14.1 Industrialisierung der Methoden und Werkzeuge

Die implementierten Technologieerweiterungen im Rahmen von DigiFly – DigiDesign sollen in Bezug auf Industrialisierung bewertet werden. Es wird nach den Technologieschwerpunkten Netzgenerierung, MultiFidelity Methoden, Fehlerabschätzungen, die Erweiterung des Postprocessings, Aerodatensatzerzeugung mit KI und Aeroakustik mit CODA unterschieden

14.2 Netzgenerierung

Der Netzgenerator wurde um eine PointInsertion und Multinormals erweitert, mit dem Ziel Netze verbesserter Qualität für robustere Simulationen zu erzeugen. Vor allem die Erstellung Prismenschichten profitiert von den erweiterten Fähigkeiten.

Aufgrund der erheblichen Verbesserung der Netzqualität und Robustheit durch die PointInsertion, ist die Methode bereits vollends in die Arbeitsprozesse integriert und im täglichen Gebrauch.

Die Erweiterung der Multinormals wurde erfolgreich demonstriert und wird derzeit von ausgewählten Nutzern auf industrielle Problemstellungen angewandt. Erste Erfolge sind zu verzeichnen. Durch Schulung der Nutzer soll die Technologie im Laufe des Jahres 2022/2023 Einzug in die Flugzeugprogramme erhalten.

14.3 MultiFidelity Methoden

Die Vorteile von Multifidelity Methoden können nur bei großen Datensätzen genutzt werden, da man hinreichend viele Stützstellen aus der genaueren Quelle benötigt, um eine Fehlerabschätzung für die effizientere Methode abzuleiten. Dieser Vorteil muss gegen den Zusatzaufwand zwei Datenquellen zu verwenden hinreichend groß werden. Es kommt zusätzlich zur weiteren Modellgenerierung, der Einstellung der Numerik, der Modellvalidierung, vor allem die deutlich komplexere Fehlerbehandlung und die Datensynthese hinzu. Derzeit rechnet sich dieser Aufwand ab einer Größenordnung von über 1000 Cfd Punkten. Abhängig vor allem von der Modellgröße, bei der sich größere früher lohnen und kleinere erst bei sehr viel mehr Punkten.

Im Rahmen von DigiDesign sind folgenden Verbesserungen und Erweiterungen realisiert worden:

1. Prozessautomatisierung der MultiFidelity Methode
2. Erweiterung auf Komponentenlasten
3. Optimale Wahl der HighFidelity Punkte inklusive Fehlerabschätzung

Diese werden im Folgenden auf deren Industrialisierung bewertet.

Alle drei Punkte sind vollends industrialisiert und in die Arbeitsabläufe eingebunden. Die Prozessautomatisierung der Methode ist grundlegende Voraussetzung für die industrielle Nutzung. Die Erweiterung auf Komponentenlasten und die optimale Wahl der HighFidelity Punkte wurde bereits am industriellen Beispiel demonstriert und diente als Grundlage zur Datenerzeugung eines erfolgreichen TRL4 einer Flugzeugkonfiguration.

14.4 Komplexe Simulationsabläufe

Die in LuFo-Toscana aufgebaute automatische Analyse von aerodynamischen Simulationen wurde um komplexe Simulationsabläufe wie MultiFidelity Verfahren, Optimierung und dem neuen Löser CODA erweitert. Alle Fähigkeiten und Funktionen der Analyseketten können stehen dem Nutzer nach der Integration zur Verfügung und können im vollen Umfang genutzt werden Fehlerabschätzung.

Die Roadmap zur Industrialisierung der Adaption auf den neuen Löser CODA ist an die Industrialisierungsroadmap von CODA gekoppelt. Ein Entry-into-Service ist auf Seiten ADS für 2027 geplant. Die Arbeiten in DigiFly sind grundlegende und unabdingbare Voraussetzung für die Industrialisierung von CODA.

In DigiDesign sind verbesserte Fehlerabschätzungen allgemein und angewandt für MultiFidelity Methoden entwickelt worden. DigiFly erlaubte die Etablierung der nötigen Infrastruktur der Fehlerabschätzung für industrielle Anwendungen und eine erste Methode zur Ableitung eines Fehlers. Die Roadmap zielt auf höherwertige und zuverlässigere Fehlerabschätzungen, um dem Fernziel „Certification by analysis“ näher zu kommen.

14.5 Postprocessing Erweiterung

Das Ziel dieses Arbeitspaketes war die Weiterentwicklung und Anpassung der Simulationsinfrastruktur und des Postprocessings an den neuen CFD-Löser CODA. Das FlowSimulator postprocessing wurde angepasst durch eine Konvertierung der cell-centered Variablen auf die cell-vertex Werte, um Variablen, Oberflächen, Isoflächen, Ebenenschnitte und Stromlinien auswerten zu können.

Die Roadmap zur Industrialisierung der Adaption auf den neuen Löser CODA ist an die Industrialisierungsroadmap von CODA gekoppelt. Ein Entry-into-Service ist auf Seiten ADS für 2027 geplant. Die Arbeiten in DigiFly sind grundlegende, unabdingbare Voraussetzung für die Industrialisierung von CODA.

14.6 Aerodatensatzerzeugung mit KI

Die Aerodatensatzerzeugung mit KI wurde erfolgreich an der SACCON Konfiguration demonstriert. Im Zuge der Industrialisierung soll die Technologie Einhalt in die Flugzeugentwicklung erhalten. Derzeit laufen die Anwendung und Adaption auf industriell relevante Konfigurationen. Ein TRL4 wurde erfolgreich bestanden.

Aus den Erfahrungen auf industriell relevante Konfigurationen sollen Technologielücken für den Weg in Richtung eines TRL5 identifiziert werden.