



Technische  
Universität  
Braunschweig



Studienarbeit

# Erweiterung einer Software zur automatisierten Berechnung aerodynamischer Daten mit dem DLR Strömungslöser TAU für den Flugzeugentwurf

**Richard von Soldenhoff**  
**Matrikelnummer 4445526**

Technische Universität Carolo-Wilhelmina zu Braunschweig

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.  
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Prüfer: Prof. Dr.-Ing. Cord-Christian Rossow  
Betreuer: Dipl.-Ing. Carsten M. Liersch  
Patrick Löchert, M. Sc.

21. Dezember 2020

---

# Übersicht

In dieser Arbeit wird der CPACS-Toolwrapper CPACS4TAU weiterentwickelt und getestet. Dazu gehört die Implementierung neuer Funktionen, die Optimierung von Rechenzeit und Robustheit sowie die Verifikation der neuen Funktionalitäten und die Validierung der neuen Programmversion. Nach der Darstellung der notwendigen physikalischen und numerischen Grundlagen wird ein Überblick über alle bereits bestehenden Programmbestandteile und sonstige verwendete Software gegeben. Im Anschluss erfolgt die Beschreibung der am Programm durchgeführten Änderungen. Der Hauptteil umfasst die Verifikation der neuen Funktionalitäten, insbesondere deren Ergebnisausgaben, die Optimierung von Parametern mit Hinblick auf Rechenzeit und Robustheit sowie den Vergleich von Ergebnissen mit hochauflösenden Referenzdaten und Ergebnissen von Potentialverfahren. Abschließend werden die Ergebnisse mit Bezug auf die Anforderungen bewertet, weiterhin werden mögliche zukünftige Weiterentwicklungen diskutiert.

# Eidesstattliche Erklärung

Hiermit erkläre ich, Richard von Soldenhoff, geb. am 22.02.1995 an Eides Statt, dass ich die vorliegende Studienarbeit selbständig und nur unter Zuhilfenahme der angegebenen Literatur angefertigt habe.

Braunschweig, 21. Dezember 2020

## Studienarbeit

für Herrn Richard von Soldenhoff, B. Sc.  
Student Luft- und Raumfahrttechnik (Master)  
Matrikel-Nr.: 4445526, Technische Universität Braunschweig

# Erweiterung einer Software zur automatisierten Berechnung aerodynamischer Daten mit dem DLR Strömungslöser TAU für den Flugzeugentwurf

**Dauer:** 4 Monate  
**Ausgabedatum:** 06. 01. 2020  
**Abgabedatum:** 05. 05. 2020  
**Ort der Durchführung:** Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, DLR Braunschweig

### 1. Einleitung:

Das Deutsche Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) erforscht neue Technologien für die Flugzeuge der Zukunft. Ein entscheidender Baustein ist dabei die Untersuchung und Bewertung der Auswirkungen einer solchen neuen Technologie auf das Gesamtflugzeug. Zu diesem Zweck wird im DLR ein gemeinsames Softwaresystem für den Flugzeugentwurf entwickelt [1], [2]. Zentrale Komponenten dieses Systems sind:

1. Gemeinsames Datenaustauschformat CPACS<sup>1</sup>, sowie die zugehörigen Softwarebibliotheken TiXI und TiGL
2. Disziplinäre Analyseverfahren mit einer CPACS-Schnittstelle, die von den jeweiligen Fachinstituten auf räumlich verteilten Servern bereitgestellt werden
3. DLR-Integrationssoftware RCE<sup>2</sup> zur Kopplung der einzelnen Verfahren zu Entwurfs- und Analyseprozessketten

Für die Berechnung der aerodynamischen Eigenschaften einer betrachteten Flugzeugkonfiguration werden gegenwärtig verschiedene Aerodynamikverfahren eingesetzt. Da die meisten dieser Verfahren allerdings nicht über eine eingebaute CPACS-Schnittstelle verfügen, wurden dafür beim DLR sogenannte „Toolwrapper“ entwickelt. Das sind zwischengeschaltete Programme die das jeweilige Verfahren quasi „einpacken“, indem sie die folgenden Schritte ausführen:

- Einlesen eines CPACS-Datensatzes

---

<sup>1</sup> Common Parametric Aircraft Configurations Schema

<sup>2</sup> Remote Component Environment

- Schreiben einer Eingabedatei für das jeweilige Aerodynamikverfahren
- Starten des Verfahrens
- Einlesen der Ergebnisse des Verfahrens
- Erzeugen eines CPACS-Datensatzes mit den Ergebnissen

Dabei werden die inneren drei Schritte unter Umständen sogar mehrfach ausgeführt, um ganze Aerodynamik-Datenbanken automatisiert zu erzeugen. Diese Toolwrapper besitzen einen gemeinsamen Kern der bei ihnen allen gleich ist und einen angepassten Teil der an die spezifischen Eigenarten des jeweiligen Verfahrens angepasst ist.

Innerhalb einer vorangegangenen Studienarbeit [3] wurde der Toolwrapper CPACS4TAU für die Anbindung des Netzgenerators CENTAUR [4] und des 3D RANS Strömungslösers TAU [5] erstellt. Derzeit bildet CPACS4TAU jedoch noch nicht alle benötigten Funktionalitäten ab, wodurch dieses Tool für den Vorentwurf bislang nur eingeschränkt nutzbar ist. Daneben wäre es auch wünschenswert, den Rechenablauf automatisiert zu überwachen und zu kontrollieren, um die Geschwindigkeit und Robustheit des Prozesses weiter zu verbessern.

## **2. Aufgabenstellung:**

Entsprechend der oben genannten Punkte hat diese Studienarbeit zwei Ziele. Das erste Ziel ist die Einbindung zusätzlicher Funktionalitäten in CPACS4TAU. Dazu gehören die Strömungssimulation mit quasistationären Drehungen zur Bestimmung der Dämpfungsdervative, sowie die Implementierung einer Funktion zur Vorgabe eines Ziel-Auftriebsbeiwerts und die Rückgabe spannungweiger Verteilungen der aerodynamischen Kraft- und Momentenbeiwerte. Das zweite Ziel ist die Weiterentwicklung der bestehenden Prozesskette zur Netzgenerierung und Strömungssimulation im Hinblick auf eine effizientere und robustere Berechnung bei gleichbleibender Genauigkeit. Dafür sollen zunächst bestehende Default-Einstellungen analysiert und gegebenenfalls angepasst werden. Darüber hinaus soll eine automatisierte Methodik integriert werden, die die laufende Prozesskette (Netzgenerierung und Rechnung) überwacht und gegebenenfalls Einstellungen modifiziert, um auftretende Probleme bei der Netzgenerierung und der Strömungssimulation zu umgehen. Als Teil einer solchen Überwachung soll auch eine „Restart-Fähigkeit“ implementiert werden, die die Weiterverwendung bereits vorhandener Netze und Ergebnisse bei einem Neustart von CPACS4TAU ermöglicht.

Die Funktionalität und Genauigkeit der Änderungen und Erweiterungen im Programm soll – in Absprache mit den Betreuern – anhand von zwei Flugzeugkonfigurationen demonstriert und diskutiert werden. Die Ergebnisse aus der Studienarbeit [3] können dabei als Vergleichsdaten herangezogen werden.

## **3. Arbeitsschritte:**

Im Rahmen der Studienarbeit sind die nachfolgenden Aufgaben zu bearbeiten:

- 1.) Literaturrecherche zu den Themen

- a.) Netzgenerierung und Numerische Strömungssimulation (CFD<sup>3</sup>)
  - b.) Potenzialtheorie
  - c.) CPACS Datenaustauschformat
  - d.) Softwaretechnik
- 2.) Einarbeitung
- a.) in den vorhandenen CPACS-Toolwrapper „CPACS4TAU“
  - b.) in die Nutzung des Netzgenerators „CENTAUR“
  - c.) in die Anwendung des DLR-Strömungslösers „TAU“ und weiterer relevanter Programme für das Pre- und Postprocessing
- 3.) Entwicklung
- a.) Erweiterung der Funktionalität von CAPCS4TAU zur
    - i. Berechnung von quasistationären Drehungen bzw. Dämpfungsderivativen
    - ii. Möglichkeit der Vorgabe von Ziel-Auftriebsbeiwerten
    - iii. Aufbereitung von spannweitigen Verteilungen der Kraft- und Momentenbeiwerte.
  - b.) Analyse und Anpassung der Default-Parameter der bestehenden Prozesskette für eine effizientere und robustere Berechnung bei gleichbleibender Genauigkeit.
  - c.) Integration einer Überwachungslogik für den Prozessablauf, beinhaltend:
    - i. Analyse des Prozessablaufs
    - ii. Abfangen und Beheben von Fehlern bei Netzerstellung und Strömungssimulation
    - iii. Integration einer „Restart-Fähigkeit“ zur Weiterverwendung bereits vorhandener Netze und Ergebnisse bei einem Neustart von CPACS4TAU
- 4.) Validierung
- a.) Auswahl geeigneter Referenzfälle (in Absprache mit den Betreuern)
  - b.) Validierung von CPACS4TAU anhand der ausgewählten Referenzfälle, sowie Vergleich mit den Ergebnissen der bisher im Flugzeugentwurf verwendeten potenzialtheoretischen Verfahren.
- 5.) Analyse und Diskussion der Ergebnisse, insbesondere hinsichtlich der Eignung für den Flugzeugentwurf (Spannungsfeld: Geschwindigkeit – Robustheit – Genauigkeit)
- 6.) Anfertigung eines Berichts über die durchgeführten Arbeiten und die erzielten Ergebnisse

---

<sup>3</sup> Computational Fluid Dynamics

#### 4. Literatur

- [1] Liersch, C. M., Hepperle, M.: A Unified Approach for Multidisciplinary Preliminary Aircraft Design. CEAS 2009 European Air and Space Conference, Manchester, UK, 2009
- [2] Liersch, Carsten Martin und Hepperle, Martin, A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design. CEAS Aeronautical Journal, Volume 2 (Number 1-4), Seiten 57-68. Springer. DOI: 10.1007/s13272-011-0024-6. ISSN 1669-5582
- [3] Boztas, Soner: Entwicklung einer Software zur automatisierten Berechnung aerodynamischer Kennfelder mit dem DLR Strömungslöser TAU für den Flugzeugentwurf. 2 April 2019, Studienarbeit, Technische Universität Braunschweig
- [4] CENTAUR Homepage: <https://www.centaursoft.com/>
- [5] Galle, M., Gerhold, T., and Evans, J., "Technical Documentation of the DLR TAU-Code", DLR-IB 233-97/A43, 1997

#### Die Arbeit wird betreut von:

**Dipl.-Ing. Carsten M. Liersch**

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
(DLR)  
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik  
Abteilung Transportflugzeuge

Tel.: 0531 / 295 – 2434  
Fax: 0531 / 295 – 2320  
Mail: [Carsten.Liersch@dlr.de](mailto:Carsten.Liersch@dlr.de)

**Patrick Löchert, M. Sc.**

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt  
(DLR)  
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik  
Abteilung Transportflugzeuge

Tel.: 0531 / 295 – 2769  
Fax: 0531 / 295 – 2320  
Mail: [Patrick.Loechert@dlr.de](mailto:Patrick.Loechert@dlr.de)

#### Die Arbeit wird geprüft von:



---

(Prof. Dr.-Ing. habil. C.-C. Rossow)

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR)  
Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik  
Tel.: 0531 / 295 – 2400, Fax: 0531 / 295 – 2320  
Mail: [Cord.Rossow@dlr.de](mailto:Cord.Rossow@dlr.de)

# Nomenklaturverzeichnis

## lateinische Formelzeichen

$a$	Schallgeschwindigkeit
$b$	Streifenbreite der CPACS-Ausgaben
$c$	lokale Profiltiefe
$C_A$	Auftriebsbeiwert
$C_L$ bzw. $C_{Mx}$	Rollmomentbeiwert (aerodynamisch/körperfest)
$C_M$ bzw. $C_{My}$	Nickmomentbeiwert (aerodynamisch/körperfest)
$C_N$ bzw. $C_{Mz}$	Giermomentbeiwert (aerodynamisch/körperfest)
$c_p$	Druckbeiwert, auf Staudruck normiert
$C_W$	Widerstandsbeiwert
$C_Y$	Seitenkraftbeiwert
$E$	Gleitzahl
$f$	allgemeine Funktion
$F$	allgemeine Kraft
$l_\mu$	Bezugsflügeltiefe/Bezugslänge
$L$	Rollmoment (aerodynamisch)
$M$	Nickmoment (aerodynamisch) oder allgemeines Moment
$Ma$	Machzahl
$N$	Giermoment (aerodynamisch)
$p$	Druck
$p$	Drehrate um Längsachse
$p^*$	normierte Drehrate um Längsachse
$q$	Staudruck
$q$	Drehrate um Querachse
$q^*$	normierte Drehrate um Querachse
$Q$	Indikator für Vorliegen eines Wirbels
$r$	Drehrate um Hochachse
$r^*$	normierte Drehrate um Hochachse



$R$	spezielle Gaskonstante
$Re$	Reynoldszahl
$s$	Halbspannweite
$S$	Bezugsflügelfläche
$S$	Scherrate
$t$	Zeit
$T$	Temperatur
$U_\infty$	Anströmgeschwindigkeit
$u$	Geschwindigkeit in $x$ -Richtung
$u^+$	dimensionslose Geschwindigkeit in $x$ -Richtung
$u_\tau$	Wandschubspannungsgeschwindigkeit
$v$	Geschwindigkeit in $y$ -Richtung
$w$	Geschwindigkeit in $z$ -Richtung
$x, y, z$	Raumkoordinaten
$y^+$	dimensionsloser Wandabstand

## griechische Formelzeichen

$\alpha$	Anstellwinkel
$\beta$	Schiebewinkel
$\gamma$	Dämpfungsfaktor für Ziel- $C_A$ -Rechnung
$\delta$	Grenzschichtdicke
$\Lambda$	Flügelstreckung
$\mu$	dynamische Viskosität
$\mu_t$	Wirbelviskosität
$\nu$	kinematische Viskosität
$\rho$	Luftdichte
$\tau_W$	Wandschubspannung
$\Omega$	Rotation

# Abkürzungsverzeichnis

CA	Computational Aerodynamics
CAD	Computer Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics
CFL	Courant-Friedrichs-Lewy
CPACS	Common Parametric Aircraft Configuration Schema
CPU	Central Processing Unit
DLR	Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt
DNS	Direkte Numerische Simulation
FDM	Finite-Differenzen-Methode
FEM	Finite-Elemente-Methode
FVM	Finite-Volumen-Methode
GQ	Grid Quality
IGES	Initial Graphics Exchange Specification
LES	Large Eddy Simulation
LU-SGS	Lower-Upper Symmetric Gauß-Seidel
MD5	Message-Digest Algorithm 5
MG	Multigrid
MPI	Message Passing Interface
NaN	not a number
OC	Operating Condition
RANS	Reynolds-Averaged Navier-Stokes
RSM	Reynoldsspannungsmodell
SA	Spalart-Allmaras
TiGL	TiGL Geometry Library
TIVA	Technology Integration for the Virtual Aircraft
TiXI	TiXI-XML-Interface
XML	Extensible Markup Language

# Inhaltsverzeichnis

## Übersicht

<b>Aufgabenstellung</b>	<b>II</b>
<b>Nomenklaturverzeichnis</b>	<b>VI</b>
<b>Abkürzungsverzeichnis</b>	<b>VIII</b>
<b>1. Einleitung</b>	<b>1</b>
<b>2. Theoretische Grundlagen</b>	<b>3</b>
2.1. Verwendete Definitionen . . . . .	3
2.2. Physikalische Grundlagen . . . . .	5
2.3. Numerische Strömungsberechnung . . . . .	14
<b>3. Vorstellung der bestehenden Programmbestandteile</b>	<b>21</b>
3.1. Datenformat CPACS . . . . .	21
3.2. DLR-Strömungslöser TAU . . . . .	23
3.3. Netzgenerator Centaur . . . . .	26
3.4. Toolwrapper CPACS4TAU . . . . .	27
3.5. CPACS-Toolwrapper für Potentialverfahren . . . . .	28
3.6. Zusatzprogramme und -funktionen . . . . .	29
<b>4. Ergänzungen des bestehenden Codes</b>	<b>30</b>
4.1. Simulation von quasistationären Drehungen . . . . .	30
4.2. Ergebnisausgabe für LoadCases inkl. Ziel- $C_A$ -Rechnungen . . . . .	32
4.3. Umstellung auf TAU-Python . . . . .	36
4.4. Verhalten bei Problemen im Programmablauf . . . . .	37
<b>5. Verifikation, Anpassung von Default-Parametern und Validierung</b>	<b>41</b>
5.1. Verifikation der neuen Programmversion . . . . .	41
5.2. Anpassung der Default-Parameter zur Optimierung von Rechenzeit und Genauigkeit	48
5.3. Validierung anhand von Vergleichsrechnungen . . . . .	52
<b>6. Zusammenfassende Diskussion und Ausblick</b>	<b>64</b>
<b>Literaturverzeichnis</b>	<b>68</b>
<b>A. Anhang</b>	<b>72</b>
A.1. Quellcode . . . . .	72
A.2. CPACS-Datensätze . . . . .	75
A.3. Ergebnisse aus CPACS4TAU . . . . .	80



# 1. Einleitung

In der heutigen Flugzeugentwicklung spielt die Effizienzsteigerung eine zentrale Rolle. Ziel ist es, den Treibstoffverbrauch sowie Schadstoff- und Lärmemissionen zu verringern, die Betriebskosten zu senken und gleichzeitig gute Flugeigenschaften zu erreichen. Mitunter schränken sich diese Kriterien gegenseitig ein, sodass die gleichzeitige Erfüllung aller Anforderungen eine große Herausforderung darstellt.

Der Planungs- und Entwicklungsprozess eines neuen Flugzeugs lässt sich nach [29] folgendermaßen beschreiben: Zunächst wird mit einer Marktanalyse bestimmt, welche Anforderungen ein neues Flugzeug erfüllen muss, um wettbewerbsfähig zu sein. Nach der Festlegung der Spezifikationen beginnen Konzept- und Vorentwurf. In dieser Phase werden verschiedene mögliche Konfigurationen untersucht und die Konfiguration des Flugzeugs festgelegt. Erst danach beginnt der Detailentwurf, der während der Entwicklung die meiste Zeit in Anspruch nimmt. Ist der Entwurf abgeschlossen, beginnt die Konstruktion von Mock-Ups, es erfolgen Bruchtests und der Prototypenbau beginnt.

Dem Vorentwurf kommt eine besondere Bedeutung zu, da hier zu einem frühen Zeitpunkt wesentliche Entscheidungen getroffen werden müssen. In dieser frühen Phase der Entwicklung ist die Vielfalt der Möglichkeiten am größten und es muss über die Realisierbarkeit eines Entwurfs entschieden werden [29]. Sind nachträglich an der Konfiguration größere Änderungen nötig, fallen erheblich höhere Kosten an und der Prozess zieht sich zeitlich in die Länge.

Ein Merkmal des Vorentwurfs ist zudem, dass das Zusammenspiel der einzelnen Fachbereiche am stärksten ausgeprägt ist. So beeinflussen sich etwa Aerodynamik und mechanische Festigkeit sehr stark und schränken sich gegenseitig ein. Deshalb ist es wichtig, beispielsweise bei der aerodynamischen Optimierung, die strukturelle Machbarkeit zu berücksichtigen; gleichzeitig müssen für die strukturelle Auslegung die aerodynamischen Lasten bekannt sein.

Um im Flugzeugentwurf die aerodynamische Güte und die Flugleistungen abschätzen zu können, werden verschiedene Methoden eingesetzt. In den frühesten Entwicklungsstadien kommen Handbuchmethoden zum Einsatz, womit allerdings nur sehr grobe Abschätzungen möglich sind. Um detailliertere Aussagen treffen zu können, werden Windkanalversuche und Computerberechnungen durchgeführt.

Da im Vorentwurf oft größere Änderungen an der Konfiguration auftreten, haben Windkanalversuche den Nachteil, dass einzelne Modelle diese Modifikationen oft nicht ermöglichen. Dadurch fallen hohe Kosten für den Bau vieler Modelle an, dies ist zusätzlich sehr zeitintensiv. Hier haben Computersimulationen den Vorteil, dass sie sehr schnelle Anpassungen der Geometrie erlauben. Deshalb werden Windkanalversuche hauptsächlich in der Grundlagenforschung und im Detailentwurf eingesetzt, im Vorentwurf dominieren numerische Berechnungen.

Um die Kosten der Entwicklung möglichst niedrig zu halten, ist es entscheidend, dass genaue Rechenergebnisse in kurzer Zeit generiert werden können. Einerseits wird dies durch leistungsstarke Rechenzentren erreicht, andererseits beeinflusst die Wahl der Berechnungsmethode sehr stark den Aufwand. Einfache Potentialverfahren erlauben etwa schnelle Ergebnisse, die jedoch

aufgrund der getroffenen Vereinfachungen die Realität nur bedingt wiedergeben. Grenzschichtablösungen oder Überschalleffekte lassen sich beispielsweise nicht aussagekräftig abbilden. Mit RANS/LES/DNS-Simulationen (Reynolds-averaged Navier-Stokes/Large Eddy Simulation/Direct Numerical Simulation) lassen sich in diesen Fällen deutlich genauere Ergebnisse erzielen, allerdings nur mit vergleichsweise hohem Rechenaufwand. So muss für jeden Entwicklungsschritt ein guter Kompromiss zwischen Genauigkeit und Aufwand getroffen werden. Potentialverfahren finden sich hauptsächlich im Vorentwurf, RANS/LES/DNS-Simulationen meist im Detailentwurf.

Im Zuge der Entwicklung der numerischen Berechnungsmethoden in den verschiedenen Disziplinen der Flugzeugentwicklung wurde am DLR (Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt) das Projekt TIVA (Technology Integration for the Virtual Aircraft) ins Leben gerufen. Es hat als Ziel, eine Schnittstelle zwischen den Disziplinen zu schaffen, sodass eine ganzheitlichere Entwicklung möglich wird [22]. Diese Schnittstelle beinhaltet das neue Datenformat CPACS (Common Parametric Aircraft Configuration Schema), in dem in einer XML-Datei (Extensible Markup Language) alle Informationen zu Geometrie, Aerodynamik, Struktur und weiteren Bereichen abgelegt werden können. Es soll als gemeinsame Sprache zum Datenaustausch zwischen den verschiedenen Analyseverfahren der einzelnen Disziplinen dienen.

Um CPACS mit numerischen Aerodynamikverfahren nutzen zu können, werden am Deutschen Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR) sogenannte Toolwrapper entwickelt. Diese steuern das Einlesen der benötigten Daten, die eigentliche Rechnung sowie das Erzeugen und Ausschreiben von Ergebnissen im CPACS-Datenformat. Sie sollen einfach zu bedienen, sehr robust und zeiteffizient sein. Von Carsten Liersch wurden die Toolwrapper CPACS4LILI und CPACS4VSAero für die Potentialverfahren LIFTING\_LINE [20] und VSAero [1] entwickelt, davon abgeleitet CPACS4TAU [4] von Soner Boztaş als Schnittstelle zu dem RANS-Strömungslöser TAU [10].

Ziel dieser Arbeit ist, die bestehenden Funktionalitäten von CPACS4TAU zu erweitern, das Verhältnis von Genauigkeit zu Geschwindigkeit zu verbessern und die Robustheit des Programmablaufs zu erhöhen. Dazu gehören die Ausgabe von spannungswitigen Lastverteilungen, die für die Strukturauslegung von Bedeutung sind, die Bestimmung von Dämpfungsderivativen für die Flugmechanik sowie die Möglichkeit von Zielauftriebsbeiwert-Rechnungen. Auch das Verhalten bei Problemen im Programmablauf soll verbessert werden, außerdem soll in Zukunft die Möglichkeit bestehen, schon vorhandene Rechennetze und Ergebnisse weiterzuverwenden.

## 2. Theoretische Grundlagen

In dieser Arbeit werden Strömungsfälle von Flugzeugkonfigurationen untersucht, wobei ein bestimmtes aerodynamisches Verhalten erwartet wird. Hierzu werden die Abweichungen von anderen Berechnungsmethoden unterschiedlicher Genauigkeiten betrachtet. Zudem müssen innerhalb von CPACS4TAU Startwerte und Gradienten nach grundlegenden Theorien abgeschätzt werden. Aus diesen Gründen ist sowohl die Kenntnis der aerodynamischen Zusammenhänge als auch der Eigenschaften verschiedener numerischer Verfahren vonnöten. Im Folgenden werden die Grundlagen, auf denen die Arbeit aufbaut, kurz dargestellt. Ausführlichere Darstellungen finden sich beispielsweise in [31], [32], [5], [8] und [2].

### 2.1. Verwendete Definitionen

In dieser Arbeit werden hauptsächlich zwei Koordinatensysteme verwendet. Dabei handelt es sich um ein körperfestes und ein aerodynamisches System. Beide finden auch im Strömungslöser TAU Verwendung. Bei dem körperfesten System (Index  $\tau$  in Abb. 1) zeigt die  $x$ -Achse in Richtung der Längsachse (entgegen der Flugrichtung), die  $y$ -Achse in Flugrichtung nach rechts und die  $z$ -Achse nach oben. Das aerodynamische Koordinatensystem (Index  $a$ ) ist um Anstell- und Schiebewinkel gedreht, die  $x$ -Achse zeigt in Richtung der Anströmung (ebenfalls nach hinten positiv). Auch hier zeigt die  $y$ -Achse nach rechts und die  $z$ -Achse nach oben. Die verwendeten Systeme unterscheiden sich von der Luftfahrtnorm LN9300, dort zeigen die  $x$ -Achsen jeweils nach vorne und die  $z$ -Achsen nach unten.

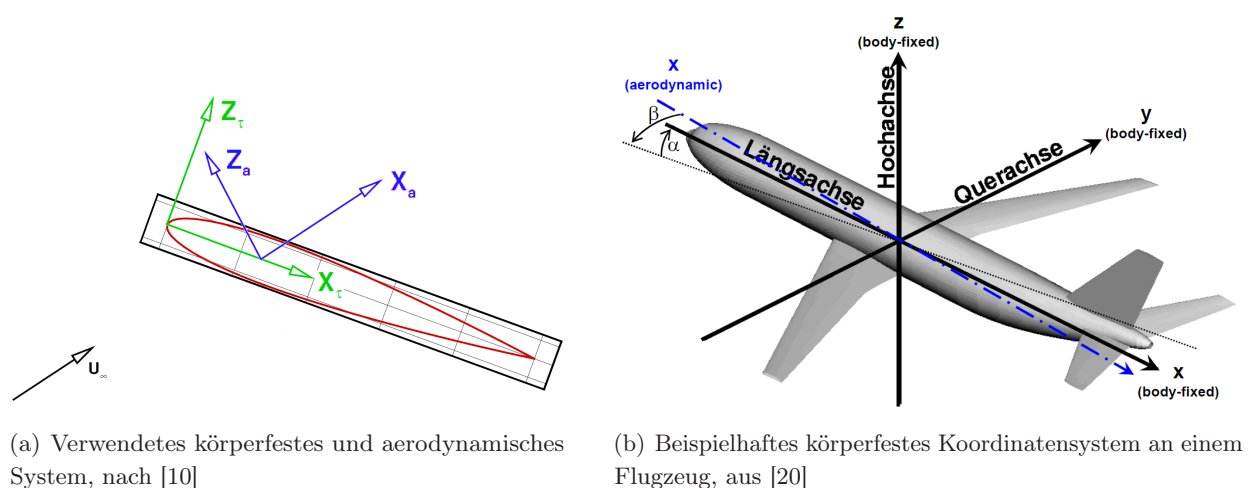


Abbildung 1.: Darstellung des verwendeten Koordinatensystems

Das in Abb. 1 (b) dargestellte Koordinatensystem wird im CPACS-Datensatz, von TiGL (TiGL Geometry Library), Centaur [6] und TAU verwendet. Der Koordinatenursprung kann beliebig gewählt werden und wird im CPACS-Datensatz angegeben. Es ist allerdings zu beachten, dass

in den Ergebnisausgaben (vgl. Abschnitte 3.1 und 3.4) sowohl die Kraftbeiwerte als auch die Momentenbeiwerte, anders als üblich, im aerodynamischen Koordinatensystem angegeben werden.

Um die angreifenden aerodynamischen Kräfte und Momente in verschiedenen Koordinatensystemen anzugeben, werden verschiedene Formelzeichen verwendet. So gelten im aerodynamischen Koordinatensystem der Auftrieb  $A$ , der Widerstand  $W$  und die Seitenkraft  $Y$  sowie die Momente  $L$  (Rollmoment),  $M$  (Nickmoment) und  $N$  (Giermoment). Ein rechtsdrehendes Moment ist positiv. Im hauptsächlich verwendeten körperfesten Koordinatensystem mit Index  $\tau$  (vgl. Abb. 1) werden Kräfte lediglich als  $F_x$ ,  $F_y$  und  $F_z$  bezeichnet, Momente als  $M_x$ ,  $M_y$  und  $M_z$ . Die Indizes der Momente bezeichnen die Rotationsachse des Moments.

Die Umrechnung zwischen verschiedenen Koordinatensystemen lässt sich mit Drehmatrizen durchführen. Für eine Umrechnung einer beliebigen vektoriellen Größe  $\vec{X}$  vom mit Index  $\tau$  bezeichneten in das aerodynamische Koordinatensystem gilt

$$\vec{X}_a = M_{\tau a} \cdot \vec{X}_\tau \quad (2.1)$$

mit der Drehmatrix

$$M_{\tau a} = \begin{pmatrix} \cos \alpha \cos \beta & -\sin \beta & \sin \alpha \cos \beta \\ \cos \alpha \sin \beta & \cos \beta & \sin \alpha \sin \beta \\ -\sin \alpha & 0 & \cos \alpha \end{pmatrix}. \quad (2.2)$$

Oft werden in der Aerodynamik Kräfte und Momente zu Beiwerten normiert. In der Regel wird hierfür der Staudruck der ungestörten Anströmung  $q_\infty$  und die Bezugsflügelfläche  $S$  verwendet. Beispielhaft gilt für den Auftriebsbeiwert

$$C_A = \frac{A}{q_\infty \cdot S} = \frac{A}{\frac{\rho}{2} U_\infty^2 \cdot S}. \quad (2.3)$$

Die Berechnung von Widerstandsbeiwert  $C_W$  und Seitenkraftbeiwert  $C_Y$  erfolgt analog dazu. Für lokale Beiwerte werden Kleinbuchstaben verwendet. Auch aus den Kräften im körperfesten Koordinatensystem wie  $F_x$  können auf dieselbe Weise Beiwerte berechnet werden. Momente müssen mit einer zusätzlichen Länge dimensionslos gemacht werden. Hierfür wird in den CPACS-Toolwrappern ebenfalls die Bezugsflügeltiefe  $l_\mu$ , statt der nach der LN9300 verwendeten Halbspannweite, benutzt. Für ein Moment um die  $y$ -Achse gilt

$$C_M = \frac{M}{q_\infty \cdot S \cdot l_\mu} = \frac{M}{\frac{\rho}{2} U_\infty^2 \cdot S \cdot l_\mu}. \quad (2.4)$$



## 2.2. Physikalische Grundlagen

Zur Beschreibung eines Strömungszustands sind zwei Kennzahlen von besonderer Bedeutung. Die Machzahl  $Ma$  gibt die Strömungsgeschwindigkeit bezogen auf die Schallgeschwindigkeit an:

$$Ma = \frac{u}{a} = \frac{u}{\sqrt{\kappa R T}}. \quad (2.5)$$

Die Reynoldszahl  $Re$  gibt das Verhältnis von Trägheits- zu Zähigkeitskräften an und ist definiert als

$$Re = \frac{u \cdot l}{\nu}. \quad (2.6)$$

Diese beiden Ähnlichkeitsgrößen haben einen starken Einfluss auf das Verhalten der Strömung. So sind Windkanalversuche etwa nur aussagekräftig und vergleichbar, wenn sowohl Mach- als auch Reynoldszahl gleich sind. Das stellt eine Schwierigkeit dar, da durch die Skalierung von Modellen die Reynoldszahl bei gleicher Machzahl geringer wird, solange dem nicht mit einer Veränderung der Luftbeschaffenheit, etwa durch Abkühlung, entgegengewirkt wird.

### Auftrieb und Widerstand

Die Flugleistungen eines Flugzeugs hängen maßgeblich von den beiden Kräften Auftrieb und Widerstand ab. Der Auftrieb ist nach seiner Definition senkrecht zur ungestörten Anströmung ausgerichtet, der Widerstand steht dazu im rechten Winkel und zeigt in Richtung der Anströmung. Damit sind die beiden Kräfte parallel zu  $x$ - und  $z$ -Achse des aerodynamischen Koordinatensystems. Das Verhältnis von Auftrieb zu Widerstand bezeichnet man als Gleitzahl  $E$  (Definition wie in [36]):

$$E = \frac{A}{W} = \frac{C_A}{C_W}. \quad (2.7)$$

Der für den stationären Reiseflug nötige Auftrieb ist durch die Gewichtskraft des Flugzeugs vorgegeben, beide Kräfte müssen sich gegenseitig aufheben. Der Widerstand muss vom Antrieb ausgeglichen werden, sodass er so weit wie möglich reduziert werden sollte, um einen geringen Energieverbrauch zu ermöglichen. Daraus folgt, dass hohe Gleitzahlen angestrebt werden sollten.

Bei einer gegebenen Flugzeugkonfiguration hängt die Gleitzahl vom Strömungszustand ab. Dies lässt sich an der Lilienthalpolare eines Segelflugzeugs in Abb. 2 a) erkennen. Dort sind Auftriebs- und Widerstandsbeiwert gegeneinander aufgetragen. Die einzelnen Punkte auf der Kurve werden jeweils bei einem bestimmten Anstellwinkel erreicht. Der Verlauf gilt nur für eine Mach- und eine Reynoldszahl [31], [32].

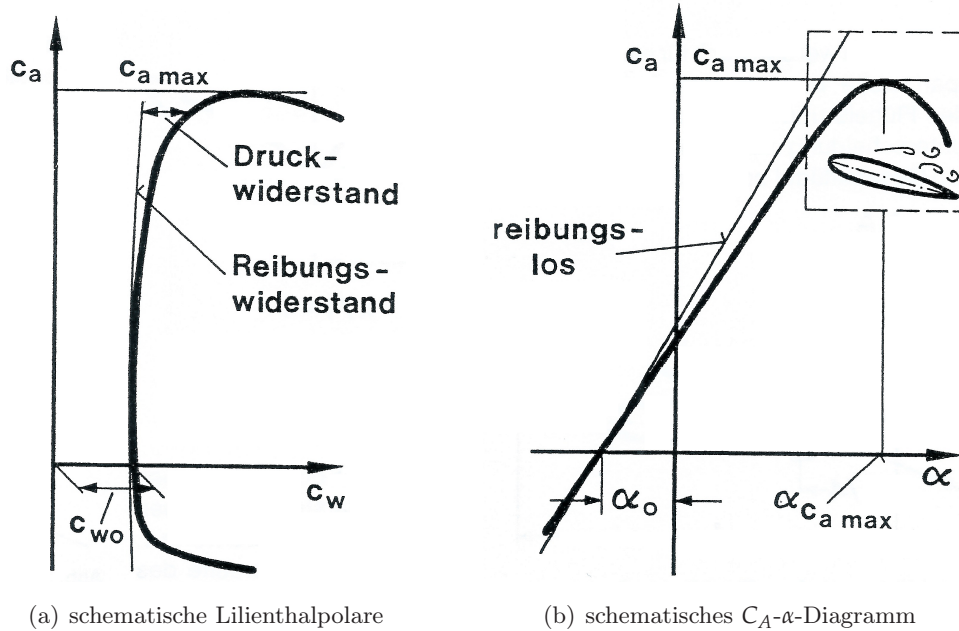


Abbildung 2.: Auftriebs- und Widerstandsdiagramme, aus [36]

Ebenfalls gut zu erkennen ist der maximale Auftriebsbeiwert  $C_{A,max}$ . Dieser spielt besonders im Langsamflug bei Start und Landung eine Rolle, da er die Mindestgeschwindigkeit bestimmt, bei der der Auftrieb noch die Gewichtskraft ausgleichen kann.

In Abb. 2 b) ist ein Auftriebs-Anstellwinkel-Diagramm zu sehen. In dieser Darstellung lässt sich erkennen, wie der Auftriebsbeiwert bei moderaten Anstellwinkeln nahezu linear ansteigt. Der Auftriebsanstieg  $C_{A,\alpha}$  eines Ellipsenflügels der Streckung  $\Lambda$  lässt sich unter Vernachlässigung der Kompressibilität für große Streckungen mit der Formel

$$C_{A,\alpha} = \frac{dC_A}{d\alpha} = 2\pi \frac{\Lambda}{\Lambda + 2} \quad (2.8)$$

nach der Prandtl'schen Traglinientheorie abschätzen [32]. Bei einem Anstellwinkel von  $\alpha_{C_{A,max}}$  (abhängig von Profil, Flügelgrundriss und Interferenzeffekten) ist der maximale Auftriebsbeiwert erreicht und fällt zu höheren Anstellwinkeln wieder ab. Grund hierfür sind große Ablösegebiete auf der Profilloberseite. Auch dieser Verlauf ist abhängig von Mach- und Reynoldszahl. Außerdem ist dem Diagramm der Anstellwinkel zu entnehmen, bei dem nur Widerstand und kein Auftrieb erzeugt wird. Er wird als Nullauftriebsanstellwinkel  $\alpha_0$  bezeichnet und ist abhängig von der Wölbung des Profils. Nicht gewölbte, symmetrische Profile haben einen Nullauftriebsanstellwinkel von  $0^\circ$ .

## Derivative und quasistationäre Drehungen

Für die Flugeigenschaften ist das Verhalten bei Manövern sowie die Änderung von Momenten und Kräften bei Strömungsänderungen von Interesse. Eine Rotation um eine der Achsen des Flugzeugs

ruft beispielsweise ein Moment hervor, welches der Rotation in der Regel entgegenwirkt, sie in bestimmten Fällen aber sogar verstärkt (instabiles Verhalten). Außerdem sind die Momente von einer Änderung der Anström- und Klappenwinkel abhängig. Zur Beschreibung dieser Phänomene werden die sogenannten Derivative eingeführt. Sie geben eine Moment- oder Kraftänderung bezogen auf eine Rotationsgeschwindigkeit um die entsprechende Achse oder bezogen auf eine Winkeländerung (Anströmwinkel oder auch Klappenwinkel) an. Mathematisch sind sie die Ableitung einer Kraft oder eines Moments nach einer Drehgeschwindigkeit oder einer Winkeländerung.

Zur Benennung der Derivative wird eine einheitliche Bezeichnung verwendet. Wie Beiwerte werden sie mit einem  $C$  gekennzeichnet, besitzen allerdings zwei Indizes. Der erste gibt dabei die resultierende Kraft oder das resultierende Moment an. Der zweite gibt die Ursache für die Kraft- oder Momentenänderung an. Als Beispiel sei der Auftriebsanstieg  $C_{A,\alpha}$  erneut genannt. Der erste Index,  $A$ , gibt die resultierende Größe an, hier den Auftrieb. Der zweite Index bezeichnet die Ursache, hier den Anstellwinkel (vgl. Gl. 2.8).

Drehgeschwindigkeiten um die körperfesten Achsen werden wie folgt bezeichnet:

- um  $x$ -Achse: Rollen,  $p$  (in Flugrichtung nach links positiv)
- um  $y$ -Achse: Nicken,  $q$  (Aufnicken positiv)
- um  $z$ -Achse: Gieren,  $r$  (in Flugrichtung nach links positiv)

Die Angabe der Drehgeschwindigkeiten erfolgt entweder in der Einheit rad/s bzw. °/s oder dimensionslos (normiert mit  $U_\infty/l_\mu$ , Kennzeichnung mit  $*$ ). Als verdeutlichendes Beispiel für ein Derivativ sei die Rolldämpfung gegeben mit

$$C_{L,p} = \frac{\partial C_L}{\partial \left( p \cdot \frac{l_\mu}{U_\infty} \right)} = \frac{\partial C_L}{\partial p^*}. \quad (2.9)$$

In Tabelle 1 (siehe nächste Seite) sind alle Derivative aufgelistet, die eine Drehbewegung oder eine Anströmwinkeländerung als Ursache haben.

Die Kenntnis der Derivative ist in der Flugmechanik wichtig, da sie Aufschluss über bestimmte Flugeigenschaften geben. Die Rolldämpfung etwa muss so beschaffen sein, dass eine Rollbewegung ohne gegengerichteten Querruderausschlag ohne zu viel Nachdrehen abstoppt. Gleichzeitig darf sie nicht zu groß sein, da in diesem Fall sehr große Querruderausschläge zum Einleiten und Aufrechterhalten einer Rollbewegung nötig wären. Andere Größen wie das Roll-Giermomentderivativ beeinflussen die natürliche Stabilität des Flugzeugs, entscheiden also über dessen Fliegbarkeit und die Belastung des Piloten, vgl. [17].

Für die Stabilität der Längs- und Seitenbewegung sind die Änderung von Nick- und Giermoment mit Anstell- und Schiebewinkel von besonderer Bedeutung. Die Größe  $C_{M,\alpha} = dC_M/d\alpha$ , also die Änderung des Nickmoments mit dem Anstellwinkel, welche im Fall natürlicher Stabilität kleiner als Null sein muss, bestimmt die erforderliche Höhenleitwerksgröße. Analog dazu bestimmt  $C_{N,\beta} = dC_N/d\beta$  die erforderliche Seitenleitwerksgröße.

Tabelle 1.: Auflistung der Derivative unterteilt nach Ursache und Wirkung

Wirkung	Ursache				
	Anstellwinkeländerung $\Delta\alpha$	Schiebewinkeländerung $\Delta\beta$	Rollen $p$	Nicken $q$	Gieren $r$
$\Delta C_A$	$C_{A,\alpha}$	$C_{A,\beta}$	$C_{A,p}$	$C_{A,q}$	$C_{A,r}$
$\Delta C_W$	$C_{W,\alpha}$	$C_{W,\beta}$	$C_{W,p}$	$C_{W,q}$	$C_{W,r}$
$\Delta C_Y$	$C_{Y,\alpha}$	$C_{Y,\beta}$	$C_{Y,p}$	$C_{Y,q}$	$C_{Y,r}$
$\Delta C_L$	$C_{L,\alpha}$	$C_{L,\beta}$	$C_{L,p}$	$C_{L,q}$	$C_{L,r}$
$\Delta C_M$	$C_{M,\alpha}$	$C_{M,\beta}$	$C_{M,p}$	$C_{M,q}$	$C_{M,r}$
$\Delta C_N$	$C_{N,\alpha}$	$C_{N,\beta}$	$C_{N,p}$	$C_{N,q}$	$C_{N,r}$

Eine Flugbewegung, bei der eine Rotation  $p$ ,  $q$  oder  $r$  ungleich Null vorliegt, Anströmgeschwindigkeit, Anstell- und Schiebewinkel jedoch konstant sind, wird als quasistationäre Drehung bezeichnet. Diese sind in der Realität nahezu nicht erfliegbar, der Zustand lässt sich praktisch nicht aufrechterhalten. Zur theoretischen Berechnung der Derivative können sie jedoch herangezogen werden.

Um die oben beschriebenen Größen berechnen zu können, müssen physikalische Modelle verwendet werden, die die Realität in ausreichender Genauigkeit abbilden. In der Aerodynamik können viele Strömungen als Kontinuumsproblem angesehen werden, wobei die Effekte, welche durch einzelne Moleküle auftreten, vernachlässigt werden [30]. Eine Ausnahme stellt beispielsweise der Flug von Raumschiffen in den obersten Schichten der Atmosphäre dar. Da diese Effekte für Flugzeuge eine sehr untergeordnete Rolle spielen, arbeiten alle Verfahren in diesem Bereich mit der Annahme eines Kontinuums.

## Navier-Stokes-Gleichungen

Die mit der Einschränkung der Annahme eines Kontinuums allgemeingültigen Gleichungen sind die Navier-Stokes-Gleichungen. Sie enthalten die Terme zur Impuls-, Massen- und Energieerhaltung und bilden ein System nichtlinearer partieller Differentialgleichungen 2. Ordnung. Derzeit ist es nicht analytisch lösbar, sodass numerische Methoden zum Einsatz kommen müssen. Eine Herleitung und genaue Beschreibung der Gleichungen findet sich beispielsweise in [30]. Die Navier-Stokes-Gleichungen lauten in der integralen (konservativen) Form:

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho d\Omega + \oint_{d\Omega} \rho (\vec{v} \cdot \vec{n}) dS = 0 \quad (2.10)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho \vec{v} d\Omega + \oint_{d\Omega} \rho \vec{v} (\vec{v} \cdot \vec{n}) dS = \int_{\Omega} \rho \vec{f}_e d\Omega - \oint_{d\Omega} p \vec{n} dS + \oint_{d\Omega} (\vec{\tau} \cdot \vec{n}) dS \quad (2.11)$$

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} \rho E d\Omega + \oint_{d\Omega} \rho H (\vec{v} \cdot \vec{n}) dS = \oint_{d\Omega} k (\nabla T \cdot \vec{n}) dS + \int_{\Omega} (\rho \vec{f}_e \cdot \vec{v}) d\Omega + \oint_{d\Omega} (\vec{\tau} \cdot \vec{v}) \cdot \vec{v} dS \quad (2.12)$$

Eine Rechnung, bei der die vollständigen Navier-Stokes-Gleichungen zugrunde gelegt werden, bezeichnet man als Direkte Numerische Simulation (DNS). Da eine DNS meist zu aufwändig ist, werden weitere Vereinfachungen angenommen. Aus den Navier-Stokes-Gleichungen lassen sich durch zeitliche Mittlung die RANS-Gleichungen (Reynolds-averaged Navier-Stokes) ableiten. Hier werden nur kleine Zeitskalen gemittelt, auf längere Zeiträume gesehen kann eine auf diesen Gleichungen basierende Rechnung weiterhin instationär sein. Durch die zeitliche Mittlung verschwinden Phänomene wie Turbulenz, sie muss approximativ durch Modelle nachgebildet werden. Bei starken Ablösungen treten je nach Turbulenzmodell größere Ungenauigkeiten auf, bei den bei Verkehrsflugzeugen üblichen Anstellwinkeln sind die Abweichungen meist noch vertretbar, es überwiegen die Vorteile durch die geringere Rechenzeit. Large-Eddy-Simulationen (LES) oder Detached-Eddy-Simulationen (DES) stellen einen Genauigkeitsgrad zwischen DNS und RANS da. Nur größere oder abgelöste Wirbelstrukturen werden direkt simuliert, die kleineren oder an der Oberfläche anliegenden werden weiterhin modelliert.

## Potentialtheorie

Durch Vernachlässigung der Viskosität und der Kompressibilität in den Navier-Stokes-Gleichungen erhält man die Laplace-Gleichung, auf der die Potentialtheorie beruht. Ihr Lösungsverhalten entspricht einer reibungsfreien, inkompressiblen Strömung. In größerem Abstand von umströmten Körpern ist die Annahme der Reibungsfreiheit zulässig, der Einfluss der Reibung ist hier sehr klein. Das Strömungsfeld wird als rotationsfrei angenommen, außer an singulären Stellen [31]. Eine Potentialströmung kann aus der Überlagerung sogenannter Singularitäten (Quellen, Senken, Potentialwirbel) und Translationsbewegungen konstruiert werden.

Die reine Potentialtheorie eignet sich gut, um näherungsweise den Auftrieb und den induzierten Widerstand eines Flugzeugs zu bestimmen. Da der Reibungseinfluss der Luft vernachlässigt wird, kann ein Reibungswiderstand nicht ermittelt werden. Ein Vorteil von Potentialverfahren ist ihre Einfachheit, die vergleichsweise schnelle Berechnungen ermöglicht. So sind sie besonders im Vorentwurf sehr verbreitet. Die Potentialtheorie liegt beispielsweise den Verfahren LIFTING\_LINE und VSAero zu Grunde.

VSAero löst für ein Strömungsfeld die linearisierten Potentialgleichungen und ist in der Lage, die Strömung um komplexe Geometrien zu berechnen. Im Gegensatz dazu basieren andere Verfahren

wie LIFTING\_LINE auf dem Traglinienverfahren. Hier wird ein Flügel lediglich als kontinuierliche Zirkulationsverteilung abgebildet, welche aus dem gebundenen, tragenden Wirbel und dem nach hinten abgehenden Wirbelschicht besteht. Eine Dickenverteilung des Flügels lässt sich deshalb in diesem Fall nicht darstellen, vgl. auch Abschnitt 3.5.

## Grenzschichttheorie

Auf einer umströmten Oberfläche haftet die Luft an der Wand, die Strömungsgeschwindigkeit beträgt also in alle Richtungen Null. In größerer Entfernung hingegen gleicht das Strömungsverhalten näherungsweise einer Potentialströmung, ein Einfluss der Viskosität ist hier nicht mehr zu beobachten. Üblicherweise bezeichnet man den Bereich, in dem die Strömungsgeschwindigkeit von Null an der Wand bis zu 99 % der Geschwindigkeit der Außenströmung ansteigt, als Grenzschicht.

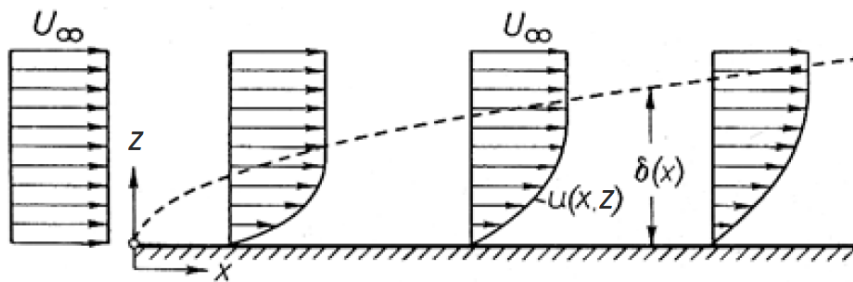


Abbildung 3.: Geschwindigkeitsprofile in der Grenzschicht nach verschiedenen Lauflängen, nach [30]

Die Grenzschichtdicke wird mit  $\delta$  bezeichnet, vgl. Abb. 3. Der Bereich der Grenzschicht ist von besonderer Bedeutung, da ihre Beschaffenheit den Reibungswiderstand bestimmt. Abgesehen vom Einfluss auf den Reibungswiderstand wird auch das Ablöseverhalten von der Grenzschicht bestimmt. Durch einen sehr starken Druckanstieg mit der Lauflänge kann der Geschwindigkeitsgradient  $du/dz$  an der Wand negativ werden, was einer Rückströmung in Oberflächennähe entspricht. In diesem Bereich ist die Strömung abgelöst, was zu einem stark erhöhten Druckwiderstand führt.

Die Dicke einer Grenzschicht wächst mit der Lauflänge an (vgl. Abb. 3). Dabei gilt nach [30] im Falle einer laminar überströmten ebenen Platte

$$\delta \approx 5 \sqrt{\frac{\nu x}{u_e}} \quad (2.13)$$

und näherungsweise für die turbulente Grenzschicht einer ebenen Platte nach [28]

$$\delta \approx 0.37 \sqrt[5]{\frac{\nu x^4}{u_e}}. \quad (2.14)$$

Für die Charakterisierung eines turbulenten Grenzschichtprofils ist es hilfreich, die Strömungsgeschwindigkeit und den Wandabstand zu entdimensionalisieren. Dabei gilt nach [3] für den dimensionslosen Wandabstand  $y^+$  und für dimensionslose Strömungsgeschwindigkeit  $u^+$

$$y^+ = \frac{y \cdot u_\tau}{\nu}, \quad u^+ = \frac{u}{u_\tau}. \quad (2.15)$$

Darin sind Wandschubspannungsgeschwindigkeit  $u_\tau$  und Wandschubspannung  $\tau_W$

$$u_\tau = \sqrt{\frac{\tau_W}{\rho}} \quad \text{und} \quad \tau_W = \mu \cdot \frac{du}{dy}.$$

Im wandnahen Bereich ( $y^+ < 5$ ) zeigt sich ein linearer Zusammenhang zwischen  $y^+$  und  $u^+$ , in der sogenannten Defektschicht ( $y^+ > 70$ ) lässt sich eine logarithmische Abhängigkeit feststellen (vgl. [18]). Eine besondere Bedeutung hat der dimensionslose Wandabstand für die Feinheit eines Rechennetzes, vgl. Abschnitt 2.3.

Eine besondere Bedeutung kommt dem laminar-turbulenten Übergang zu. Die Grenzschicht beginnt im Staupunkt zunächst laminar, durch das Anwachsen von Störungen in der Strömung folgt in der Regel der Übergang in den turbulenten Zustand, welcher als Transition bezeichnet wird. Von dieser Position hängen der Reibungswiderstand, die Grenzschichtdicke und das Ablöseverhalten der Grenzschicht ab [30]. Bei den meisten heutigen Verkehrsflugzeugen ist die laminare Lauflänge sehr gering (wenige Prozent), sodass eine Abschätzung mit der Formel für turbulente Grenzschichten ausreichend ist. Bei Verwendung von Laminarhaltungstechnologien muss die laminare Laufstrecke mitberücksichtigt werden.

Einige Potentialverfahren wie VSAero besitzen eingebettete Grenzschichtverfahren [4]. Auf diese Weise lässt sich der Nachteil, mit Potentialverfahren keinen Reibungswiderstand bestimmen zu können, teilweise aufheben. So erhält man vergleichsweise gute Lösungen mit einem, verglichen mit aufwändigeren Verfahren, geringen Rechenaufwand.

## Turbulenz

Viele Strömungen in der Aerodynamik sind von Turbulenzeffekten geprägt, so auch die Umströmung der meisten Flugzeuge (siehe oben). Man spricht von Turbulenz, wenn bei zeitlich konstanten Randbedingungen die Strömungsgeschwindigkeiten sowie Druck, Dichte und Temperatur an einem Ort zeitlich schwanken. In diesem Fall ist der stationären Grundströmung eine Störbewegung überlagert, welche aus Wirbeln verschiedener Größen besteht. Diese haben in der Regel dreidimensionalen Charakter.

In Abb. 4 ist der zeitliche Verlauf einer beispielhaften turbulenten Schwankungsgröße  $f$  dargestellt. Darüber hinaus ist ein Zeitabschnitt eingetragen, über den eine kurzfristige Mittlung durchgeführt

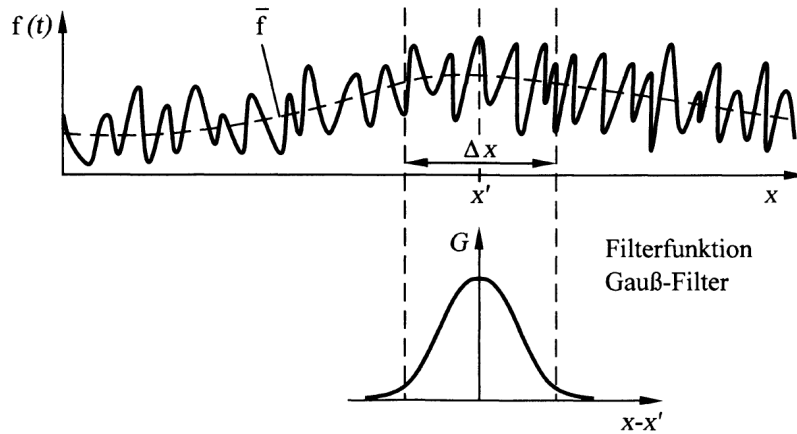


Abbildung 4.: Zeitlicher Verlauf einer turbulenten Schwankungsgröße, aus [27]

wird, wie weiter oben für die RANS-Gleichungen beschrieben. Am zeitlichen Verlauf dieses Mittelwerts ist zu erkennen, dass zwar die kurzfristigen turbulenten Schwankungen gemittelt werden, das langfristige instationäre Verhalten jedoch erhalten bleibt.

Es konnte gezeigt werden, dass die kleinsten Wirbel der Turbulenz deutlich größer als die mittlere freie Weglänge zwischen Molekülen sind [40]. Deshalb ist die Annahme eines Kontinuums auch bei turbulenten Strömungen zulässig. So ist es möglich, auch in diesem Fall die Navier-Stokes-Gleichung zur Berechnung zu verwenden. Ist eine hochauflösende Berechnung der Turbulenz nicht nötig, kann auf die RANS-Gleichungen zurückgegriffen werden. Dann muss der Einfluss der Turbulenz approximativ mit einem Turbulenzmodell bestimmt werden.

Allen Turbulenzmodellen ist gemein, dass der Einfluss der Turbulenz als zusätzliche Schubspannung modelliert wird. Dabei werden die Verfahren in Reynoldsspannungsmodelle (RSM) und Wirbelviskositätsmodelle unterteilt. Reynoldsspannungsmodelle sind im Gegensatz zu Wirbelviskositätsmodellen in der Lage, anisotrope, also richtungsabhängige Turbulenz zu modellieren. Dafür ist allerdings der Rechenaufwand deutlich größer als bei Wirbelviskositätsmodellen. Der Einfluss der Anisotropie ist im Flugzeugentwurf in der Regel nicht ausschlaggebend, weshalb oft auf die weniger rechenaufwändigen Wirbelviskositätsmodelle zurückgegriffen wird [27], [4].

## Kompressibilitätseffekte

Die Luft in der Atmosphäre kann in guter Näherung als ideales Gas betrachtet werden; ihre Dichte ist nahezu proportional zu ihrem statischen Druck [15]. Bei geringen Strömungsgeschwindigkeiten bzw. Machzahlen treten bei der Umströmung von Körpern nur so geringe Druckunterschiede auf, dass die Kompressibilität vernachlässigt werden kann. Überschreitet die Machzahl einen Wert von 0,3 nicht, ist der Fehler in der lokalen Dichte nicht größer als 5%. Spätestens bei dieser Machzahl muss die Kompressibilität berücksichtigt werden, für Abweichungen unter 1% sogar schon ab  $Ma = 0,1$ .



Moderne Verkehrsflugzeuge fliegen mit Reisegeschwindigkeiten um  $Ma = 0,8$ , die lokalen Strömungsgeschwindigkeiten über dem Flügel überschreiten in der Regel die Schallgeschwindigkeit  $a$ . Dies wird als transsonisch bezeichnet, es liegen Bereiche mit Unter- und Überschallströmung vor. Kampfflugzeuge und geplante Überschall-Verkehrsflugzeuge fliegen dauerhaft mit  $Ma > 1$ , Unterschallgebiete treten praktisch nur noch in der Grenzschicht und in Triebwerkeinläufen auf.

Sowohl bei transsonischer als auch bei supersonischer Strömung haben die Kompressibilitätseffekte einen großen Einfluss. Druckinformationen können sich nur mit Schallgeschwindigkeit ausbreiten. Dies verhindert einen kontinuierlichen Druckverlauf entgegen der Strömung, sodass diskontinuierliche Stellen auftreten. Diese werden als Verdichtungsstöße bezeichnet.

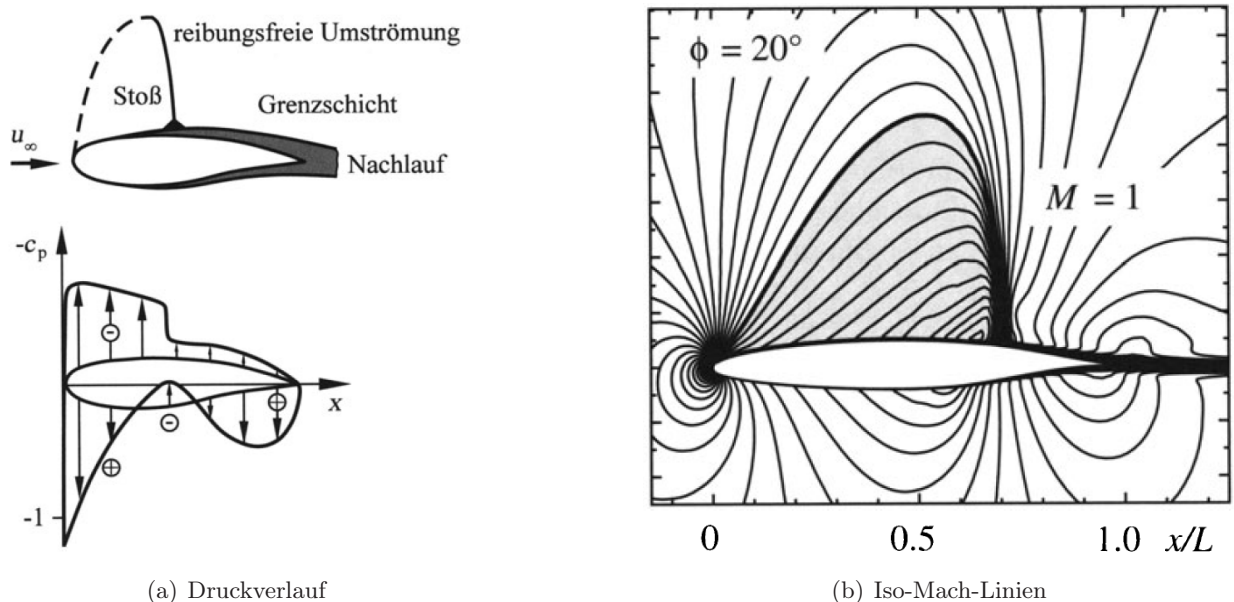


Abbildung 5.: Verdichtungsstoß auf der Oberseite eines transsonischen Flügelprofils, aus [27]

In Abb. 5 ist die transsonische Umströmung eines Flügelprofils dargestellt. Im Druckverlauf (Bildteil (a)) ist der plötzliche starke Druckanstieg (Abfall von  $-c_p$ ) auf der Profiloberseite zu sehen. In Bildteil (b) ist an der gleichen Stelle die Häufung von Iso-Mach-Linien zu erkennen. Dort verlangsamt die Strömung schlagartig aus dem Überschallgebiet im vorderen Bereich des Flügels hin zu  $Ma < 1$ . Dies geht mit dem Druckanstieg einher.

Verdichtungsstöße führen zu einem erhöhten Widerstand, dem sogenannten Wellenwiderstand. Sein Einfluss nimmt in der Regel mit steigender Anströmmachzahl zu. Um diesen Widerstandsanteil auch bei höheren Geschwindigkeiten vertretbar niedrig zu halten, werden bei transsonisch operierenden Flugzeugen Pfeilflügel eingesetzt, bei Überschallflugzeugen oft Deltaflügel, die sehr stark gepfeilt und zugespitzt sind.

## 2.3. Numerische Strömungsberechnung

In diesem Abschnitt werden die wichtigsten Verfahren der numerischen Strömungssimulation beschrieben, die im Flugzeugentwurf zum Einsatz kommen. Nach Versteeg und Malalasekera [39] ist CFD (Computational Fluid Dynamics) die Analyse von Systemen, bei denen Fluidbewegung, Wärmeaustausch oder auch chemische Reaktionen auftreten. Eine schärfere Abgrenzung trifft Cummings et al. [8], dort wird lediglich als CFD bezeichnet, wo das Strömungsfeld durch Lösung der geltenden Strömungsgleichungen (Navier-Stokes, RANS, Euler) berechnet wird. Grenzschichtverfahren oder Traglinienverfahren gehören nach dieser Definition nicht zur CFD und werden allgemeiner als Computational Aerodynamics (CA) bezeichnet.

Eine vollständige Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen wird als Direkte Numerische Simulation (DNS) bezeichnet. Mit solchen Verfahren lassen sich alle Effekte berücksichtigen, die die Einschränkung der Annahme eines Kontinuums zulassen. Selbst die kleinsten Skalen der Turbulenz lassen sich auflösen, was die DNS für die Grundlagenforschung sehr interessant macht [39]. In den meisten Fällen ist jedoch der Rechenaufwand viel zu groß, um rentabel zu sein.

Eine häufig genutzte Methode sind RANS-Simulationen, bei denen die Reynolds-gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (vgl. Abschnitt 2.2) gelöst werden. Unter Verwendung eines geeigneten Turbulenzmodells lassen sich hiermit in deutlich geringerer Zeit aussagekräftige Ergebnisse erzielen. Da in dieser Arbeit RANS-Rechnungen durchgeführt werden, gelten die folgenden Ausführungen insbesondere für diese Art der numerischen Strömungsberechnung.

Wie im letzten Abschnitt bereits erwähnt, gibt es weitere Verfahren, die auf zusätzlichen Vereinfachungen der Navier-Stokes-Gleichungen beruhen. Potentialverfahren vernachlässigen die Viskosität, Grenzschichtverfahren lassen nur einen Informationstransport stromab zu und sind auf kleine wandnormale Geschwindigkeitskomponenten beschränkt. Potentialverfahren werden oft mit Grenzschichtverfahren gekoppelt, um den Reibungswiderstand berücksichtigen zu können.

Für die Qualität der Ergebnisse einer Berechnung ist entscheidend, welches Verfahren gewählt wird. Es muss abgeschätzt werden, welche Vereinfachungen zulässig sind und das Ergebnis nicht zu stark beeinflussen. So ist eine genaue Widerstandsabschätzung mit einem reinen Potentialverfahren nicht möglich, ebenso wie eine RANS-Rechnung mit ungeeignetem Turbulenzmodell bei starken Ablösungen große Abweichungen von der Realität aufweisen kann. Andererseits muss in der Regel darauf geachtet werden, den Rechenaufwand gering zu halten. Die Wahl eines geeigneten Verfahrens ist daher entscheidend im Flugzeugentwurf [8].

Soll ein Strömungsproblem numerisch untersucht werden, müssen die folgenden Schritte abgearbeitet werden [8]:

- Physikalisches Modell erstellen
- Vereinfachtes mathematisches Modell ableiten
- Berechnung mit ausgewähltem Verfahren
- Untersuchung und Interpretation der Ergebnisse

Dabei kommt der Modellierung und der Interpretation eine wichtige Rolle zu. Nur wenn ein geeignetes Modell ausgewählt wird und die Ergebnisse richtig interpretiert werden, ist die Simulation aussagekräftig. Oft ist auch ein Vergleich verschiedener Rechnungen desselben Problems mit unterschiedlichen Verfahren hilfreich.

Die Berechnung selbst erfordert folgende Schritte:

- Netzgenerierung
- Lösung der geltenden Gleichungen
- Postprocessing (Darstellung der Ergebnisse)

Diese werden im Folgenden weiter beschrieben.

## Netzgenerierung

Zu Anfang liegt lediglich die Geometrie vor, die untersucht werden soll. Meist ist der Ausgangspunkt eine CAD-Datei aus einem Programm wie Catia [9]. Aus dieser lässt sich ein standardisiertes Format exportieren, beispielsweise eine IGES-Datei. Nach [2] ist die Qualität dieser Geometrie bereits entscheidend für alle weiteren Rechnungen.

Um die Strömung mit einem CFD-Verfahren zu simulieren, muss das gesamte Gebiet, in dem die Strömung berechnet werden soll, räumlich diskretisiert werden. Dieser Prozess wird als Netzgenerierung bezeichnet. Ein verbreiteter Ansatz ist, mit der Vernetzung der Oberfläche der Geometrie sowie der Grenze des Rechengebiets zu beginnen. Dabei richtet sich die Größe der Zellen in erster Linie nach der Krümmung der Oberfläche. Anschließend wird das eigentliche Strömungsfeld vernetzt.

Grundlegend wird zwischen strukturierten und unstrukturierten Netzen unterschieden. Ein Vergleich beider Typen ist in Abb. 6 zu sehen.

Strukturierte Netze sind in der Regel im Zweidimensionalen aus Vierecken, im Dreidimensionalen aus Hexaedern aufgebaut. Bei unstrukturierten Netzen werden meist Dreiecke bzw. Tetraeder verwendet. Die Netzzellen von strukturierten Netzen können entlang bestimmter Koordinaten indiziert werden, was einen Zugriff auf einzelne Zellen vereinfacht. Bei unstrukturierten Netzen ist dies nicht ohne Weiteres möglich. Daher haben strukturierte Netze oft einen Vorteil bei der Rechenzeit der Simulation [2].

Der große Vorteil der unstrukturierten Netze liegt in deren Erzeugung. Bei komplexen Geometrien wie Flugzeugen ist ein strukturiertes Netz oft schwer zu realisieren, besonders bei Verwendung lokaler Netzverfeinerungen [39]. Um die Vorteile beider Netztypen zu kombinieren, können hybride Netze erzeugt werden. Hierbei handelt es sich im Wesentlichen um unstrukturierte Netze, die in bestimmten Bereichen strukturiert aufgebaut sind. Oft wird dies für die Vernetzung der wandnahen Bereiche benutzt, in denen sich Grenzschichten ausbilden.

Die Auflösung eines Rechnetzes und damit die Anzahl der Netzzellen wird durch die Größe der Zellen auf der Oberfläche sowie einen Streckungsfaktor bestimmt. Dieser gibt an, welches Verhältnis

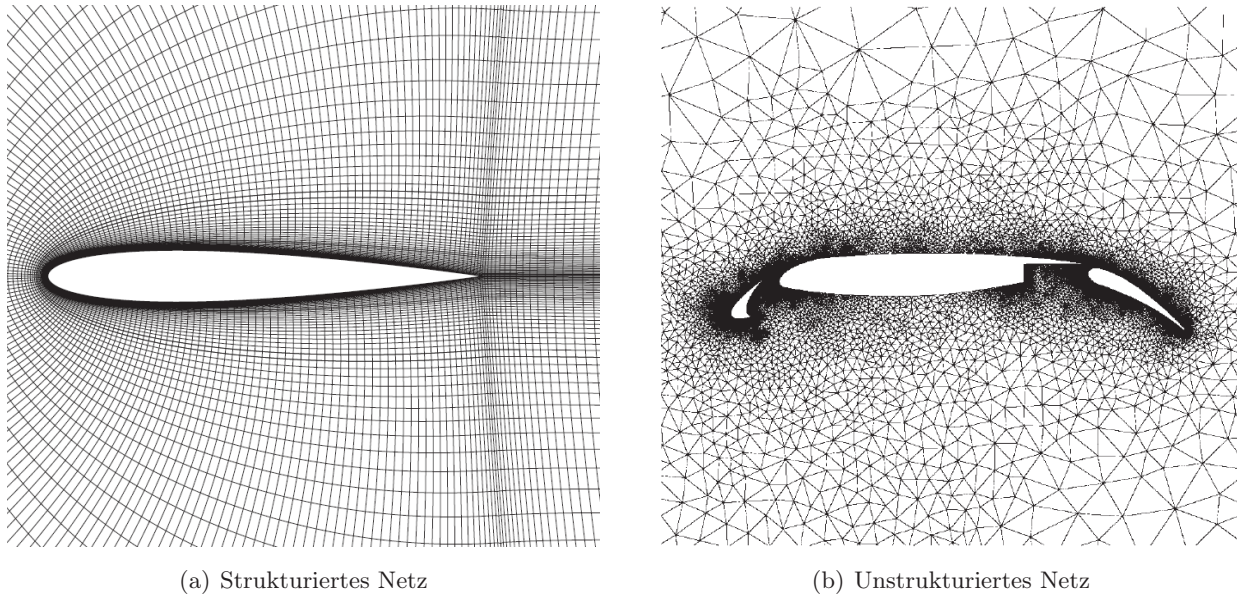


Abbildung 6.: Vergleich von strukturierten und unstrukturierten Netzen, aus [39]

die Größen zweier benachbarter Zellen maximal haben dürfen. Große Streckungsfaktoren führen auch bei hoher Auflösung der Oberfläche zu vergleichsweise wenig Zellen im Strömungsfeld. Zu beachten ist allerdings, dass zu große Streckungsfaktoren die Qualität der Simulation negativ beeinflussen können. Zusätzlich ist es möglich, Bereiche einzeln feiner oder gröber zu vernetzen.

Zur nötigen Auflösung der Grenzschicht bietet der dimensionslose Wandabstand  $y^+$  (vgl. Gleichung 2.15) einen guten Anhaltspunkt. Für das in dieser Arbeit verwendete Turbulenzmodell von Spalart und Allmaras sollte die Höhe der wandnächsten Zelle maximal  $y^+ = 1$  betragen. Für andere Turbulenzmodelle oder laminare Strömungen finden sich in der Literatur leicht davon abweichende Werte.

Um ein bestehendes Rechennetz an einen Strömungsfall anzupassen, bieten einige Programme die Möglichkeit der Netzadaption. Sie erlaubt es, nach einem ersten Simulationslauf Gebiete zu finden, in denen starke Gradienten herrschen und deshalb dort eine höhere Auflösung nötig ist. Nach der Verfeinerung des Netzes wird die Simulation erneut gestartet. Auf diese Weise lassen sich Netze schaffen, die trotz hoher Genauigkeit in wichtigen Bereichen nicht unnötig viele Netzzellen aufweisen. Besonders beim Auftreten von Verdichtungsstößen kann dies erhebliche Vorteile bringen.

Problematisch können bei Netzen Zellen sein, die sehr ungleiche Seitenlängen haben. Nach [39] hat die Qualität des Netzes einen starken Einfluss auf Genauigkeit und benötigte Rechenzeit der eigentlichen Simulation. Zur Beschleunigung gibt es weiterhin die Möglichkeit, abwechselnd auf mehreren Netzen unterschiedlicher Feinheit zu rechnen (Multigrid (MG), siehe nächster Abschnitt) [37], [39].

## Strömungsberechnung

Nachdem die Netzgenerierung abgeschlossen ist, beginnt die eigentliche Strömungsberechnung. Die folgenden Ausführungen beziehen sich in erster Linie auf DNS/RANS-Verfahren, sind aber großteils auch für andere Verfahren gültig. Bei allen Verfahren, die Differentialgleichungen lösen, müssen Rand- und Anfangsbedingungen angegeben werden. Mit diesen lässt sich ein bestimmter Strömungsfall einstellen. Randbedingungen können zeitlich konstant (stationäre Lösung) oder variabel (instationär) sein. Grundsätzlich lassen sich folgende verschiedene Arten von Randbedingungen unterscheiden:

- Fernfeldrand
- Wandrandbedingungen
- Ein- und Ausströmflächen von Triebwerken
- Symmetriebedingungen

Über eine Fernfeldrandbedingung lassen sich Anströmgeschwindigkeit sowie Anstell- und Schiebewinkel einstellen, ebenfalls Druck, Dichte und Temperatur der ungestörten Atmosphäre. Voraussetzung ist, dass der Fernfeldrand in ausreichendem Abstand zum untersuchten Objekt liegt. Als Wandrandbedingung wird in der Regel angenommen, dass die Oberfläche nicht durchströmt wird und dass die Strömungsgeschwindigkeit an der Wand in allen Richtungen auf Null zurückgeht (Haftbedingung,  $u_W = v_W = w_W = 0$ ). Für reibungsfreie Rechnungen gilt die Haftbedingung nicht, in Sonderfällen wie dem Absaugen oder Ausblasen durch die Oberfläche können Wandnormalgeschwindigkeiten ungleich Null angegeben werden.

Triebwerke lassen sich simulieren, indem zwischen Ein- und Austritt eine Energiezufuhr angegeben wird. Aufgrund der Treibstoffzufuhr muss die Massenerhaltung zwischen Ein- und Ausströmrand nicht zwingend gelten. Deshalb wird häufig lediglich der Druck am Ausströmrand angegeben. Die Enthalpie der Strömung kann hierdurch am Austritt höher sein als im Einlauf.

Um Rechenaufwand zu sparen, werden oft Symmetrieeigenschaften ausgenutzt. Das kann die Rechnung mit einem Halbmodell sein, wo alle Querströmungen in der Symmetrieebene ausgeschlossen werden und alle Gradienten dort Null sein müssen. Auch etwa in Turbinen ist es oft ausreichend, nur eine Turbinenschaufel zu berechnen. In diesem Fall wird von Rotationssymmetrie ausgegangen. Oberer und unterer Rand müssen dann die gleichen Strömungsgrößen aufweisen.

Damit eine Differentialgleichung zeitlich gelöst werden kann, sind Anfangsbedingungen nötig. Dabei handelt es sich um den Anfangszustand der Strömung mit allen ihren Größen. Verschiedene Anfangsbedingungen ändern zwar eine stationäre Lösung nicht, haben aber einen Einfluss darauf, ob und wie schnell die Rechnung konvergiert. Deshalb sollte der Anfangszustand geschickt gewählt sein und nicht zu stark von der stationären Lösung abweichen. Eine einfache Möglichkeit ist, im gesamten Rechengebiet, außer auf der Oberfläche, den Strömungszustand des Fernfelds vorzugeben. Auf der Oberfläche gilt auch hier die Haftbedingung.

In der Strömungsmechanik sind als Diskretisierungsschemata die Finite-Differenzen-Methode (FDM) und die Finite-Volumen-Methode (FVM) am weitesten verbreitet, seltener kommt die Finite-Elemente-Methode (FEM) zum Einsatz [39]. Oft wird die FDM mit strukturierten Netzen verwendet, die FVM mit unstrukturierten. Die FVM hat gegenüber der FDM den Vorteil, dass ihr die konservative Form der Strömungsgleichungen, also in integraler Form, zugrunde liegt. So ist auch über Diskontinuitäten wie Verdichtungsstöße gewährleistet, dass die Erhaltungsgleichungen erfüllt sind [2]. Dadurch ist die FVM besonders in der Industrie verbreitet. Die FDM bietet Vorteile in der Genauigkeit, da sich Diskretisierungen höherer Ordnungen besser realisieren lassen. Das macht sie für die Forschung attraktiv.

Bei der zeitlichen Diskretisierung wird weiterhin zwischen explizit und implizit unterschieden. Explizite Verfahren nutzen zur Berechnung eines Zeitschritts nur bereits bekannte Größen, implizite verwenden Bestimmungsgleichungen, in denen der unbekannte Wert auf beiden Seiten der Gleichung steht, was einen höheren Rechenaufwand pro Zeitschritt bedeutet. Der Vorteil der impliziten Verfahren liegt darin, dass sie bessere Stabilitätseigenschaften besitzen und größere Zeitschritte erlauben als explizite Verfahren [26]. Sowohl bei expliziten als auch impliziten Verfahren werden häufig Runge-Kutta-Verfahren zur Berechnung benutzt.

Ausgehend von einer Anfangsbedingung werden mit dem gewählten Berechnungsverfahren schrittweise neue Iterationen berechnet. Ist das Verfahren konsistent und das Anfangswertproblem stabil, konvergiert die Lösung [26]. Als Konvergenzkriterium dient häufig das Residuum, welches eine Abschätzung für den Fehler zur exakten Lösung darstellt [27]. Hierfür kann beispielsweise die mittlere Luftdichte- oder auch die Auftriebsbeiwertdifferenz zwischen zwei Iterationen verwendet werden. Fällt das Residuum unter einen festgelegten Wert, ist die Rechnung konvergiert. Diese Methode funktioniert nur bei stationären Problemen.

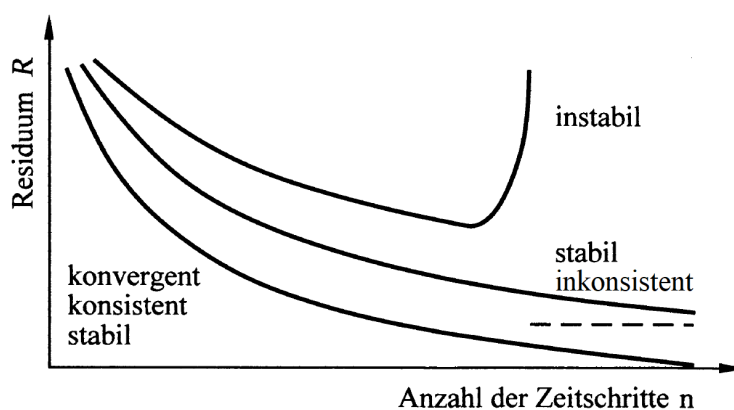


Abbildung 7.: Vergleich des Verlaufs eines Residuums bei instabiler, stabiler aber nicht konsistenter und konvergenter Lösung, nach [27]

In Abb. 7 ist der Verlauf des Residuums für drei verschiedene Fälle aufgetragen. In einem instabilen Fall steigt das Residuum mit der Anzahl der Iterationen ins Unendliche, die Lösung konvergiert nicht. Ist das Anfangswertproblem stabil, das Verfahren jedoch nicht konsistent, nähert sich das Residuum einem Wert ungleich Null. Nur bei Stabilität und Konsistenz ist die Lösung konvergent, das Residuum sinkt für große Iterationsanzahlen gegen Null.

Wie bereits erwähnt, können Multigridverfahren die Rechenzeit einer Simulation verkürzen. Das Funktionsprinzip von dieser Verfahren basiert auf der Annahme, dass sich der Fehler einer numerischen Simulation abschätzen lässt, wenn zusätzlich Rechnungen auf einem oder mehreren gröberen Netzen durchgeführt werden. Dabei werden aufgrund der niedrigeren Auflösung hochfrequente Anteile des Fehlers herausgefiltert, der Fehler wird auf einem groben Netz glatt [37]. Die Rechnung auf den gröberen Netzen ist vergleichsweise wenig zeitintensiv, weiterhin lässt sich beobachten, dass Rechnungen auf groben Netzen deutlich schneller konvergieren als auf feinen [39]. Dies führt dazu, dass die Verwendung von Multigrid zu einer deutlich höheren Effizienz führen kann, als eine Berechnung ausschließlich auf einem feinen Netz.

## Postprocessing

Ist die Strömungsberechnung abgeschlossen, liegen die Ergebnisse als reine Datendateien vor und sind in dieser Form normalerweise noch nicht aussagekräftig. Um die Lösung der Rechnung in verständlicher Form darzustellen, wird das sogenannte Postprocessing durchgeführt. Hierbei werden die Daten in ein Format umgewandelt, das mit einem Auswertungsprogramm wie Tecplot [35] geöffnet werden kann. In diesem lassen sich Kennfelder erstellen, Strömungsgrößen im Feld farblich oder durch Vektoren darstellen. Weiterhin können Strömungsgrößen zur Auswertung normiert werden, etwa der Druck zum Druckbeiwert  $c_p$ .

Mithilfe von Integration entlang bestimmter Linien können beispielsweise spannweitige Lasteverteilungen ermittelt werden, durch den Auszug der Strömungsgrößen entlang von Linien lassen sich etwa spannweitige Schnitte im Detail untersuchen. Diese Datenmanipulation lässt sich entweder mit Tecplot direkt durchführen, es können aber auch externe Programme hierzu verwendet werden.

Ein weiterer wichtiger Punkt des Postprocessings ist die Auswertung der Konvergenz. Dazu werden Residuen bestimmt, meist handelt es sich um Dichteresiduen. Hierdurch lässt sich zuverlässig erkennen, wie weit die Simulation konvergiert ist.

## Q-Kriterium

Das Q-Kriterium wird zur Identifikation von Wirbeln im Strömungsfeld eingesetzt. Es kommt häufig im Postprocessing von wirbeldominierten Strömungen zum Einsatz. Dabei ist es in der Lage, Wirbel von Scherschichten zu unterscheiden. Es wird wie folgt berechnet:

$$Q = \frac{1}{2} \cdot (|\Omega^2| - |S^2|) > 0. \quad (2.16)$$

Darin sind  $\Omega$  die Rotation und  $S$  die Scherrate. Liegt ein Wert von  $Q$  größer als Null vor, überwiegt die Rotation die Scherrate. Dies wird als Kriterium für das Vorliegen eines Wirbels verwendet [19].

## Newton-Verfahren

Ein mathematisches Verfahren, welches zwar nicht direkt in der Strömungssimulation angewandt wird, im Rahmen dieser Arbeit allerdings zur Zielauftriebsbeiwert-Rechnung in einer sehr einfachen Form verwendet wird, ist das Newton-Verfahren. Es wird zur numerischen Nullstellenberechnung eingesetzt.

Kann bei einer mathematischen Funktion  $f$  der Funktionswert und die erste Ableitung an jeder Stelle ausgewertet werden, lässt sich eine Nullstelle iterativ berechnen, solange der Startwert nah genug an der Lösung ist (vgl. [26]). Die zugehörige Iterationsvorschrift lautet:

$$x_{k+1} = x_k - \frac{f(x_k)}{f'(x_k)}. \quad (2.17)$$

Kann die erste Ableitung der Funktion nicht exakt bestimmt werden, kann das Verfahren zum Sekantenverfahren abgeändert werden, bei dem die Ableitung mit einem Differenzenquotienten angenähert wird. Die Konvergenzeigenschaften des Newton-Verfahrens sind jedoch erheblich besser [26].



## 3. Vorstellung der bestehenden Programmbestandteile

In diesem Kapitel werden alle wichtigen bestehenden Programme und Datenformate kurz beschrieben, die im Rahmen dieser Arbeit verwendet und modifiziert werden. Ausführliche Darstellungen finden sich jeweils in den Handbüchern sowie in der Arbeit von Soner Boztaş [4].

### 3.1. Datenformat CPACS

Im Rahmen des Projekts TIVA wird seit 2005 das Datenformat CPACS (Common Parametric Aircraft Configuration Schema) entwickelt. Es dient dem fachübergreifenden Datenaustausch und enthält Möglichkeiten zur Angabe aller im Vorentwurf wichtigen Parameter [22]. In der vorliegenden Arbeit wird eine Mischform der Versionen 2 und 3 verwendet. In Zukunft soll vollständig die Verwendung von CPACS 3.2 umgesetzt werden.

CPACS soll sowohl zur Strömungssimulation, als auch zur Strukturauslegung und Luftverkehrssimulation genutzt werden können. Ziel ist, dass möglichst viele verschiedene Programme CPACS verwenden können. Oft geschieht die Anbindung mithilfe sogenannter Toolwrapper, die das Einlesen einer CPACS-Datei steuern und Ergebnisse im selben Format ausschreiben. Die folgende Beschreibung des Datenformats orientiert sich an [22] und [23] sowie [13].

#### Aufbau der Datei

Ein CPACS-Datensatz besteht aus einer XML-Datei. In ihm können Geometrieangaben eines oder mehrerer Flugzeuge, Daten aus Aerodynamik und Strukturmechanik, Missionsprofile (Flugverläufe), Flughäfen und zukünftig auch Flotten für die Luftverkehrssimulation abgelegt werden. Für die Berechnungen mit den verschiedenen Programmen gibt es einen Steuerungsblock. Die folgende Auflistung zeigt die übergeordnete Struktur eines CPACS-Datensatzes.

**<header>** Generelle Informationen zum Datensatz

**<vehicles>** Geometrie- und Strömungsfall-Angaben sowie Analyseergebnisse des Luftfahrzeugs

**<missions>** In Segmente unterteilte Flugmissionen

**<airports>** Beschreibung von Flughäfen

**<fleets>** Flotten, bestehend aus den in <vehicles> angegebenen Flugzeugen

**<toolspecific>** Parameter für Berechnungsprogramme

Es können verschiedene zu berechnende Strömungsfälle für die jeweiligen Flugzeuge angegeben werden. Dabei wird zwischen der sogenannten PerformanceMap und den LoadCases unterschieden. Bei der PerformanceMap können Listen aus Anstell- und Schiebewinkel sowie Mach- und Reynoldszahl, welche sich auf die Flügelbezugstiefe bezieht, angegeben werden. Es erfolgt eine Berechnung für jede mögliche Kombination der Parameter. Die PerformanceMap wird zur Erstellung aerodynamischer Kennfelder verwendet. Im Gegensatz dazu wird für einen LoadCase nur ein Strömungsfall angegeben, für den allerdings eine detailliertere Ergebnisausgabe erfolgt [21].

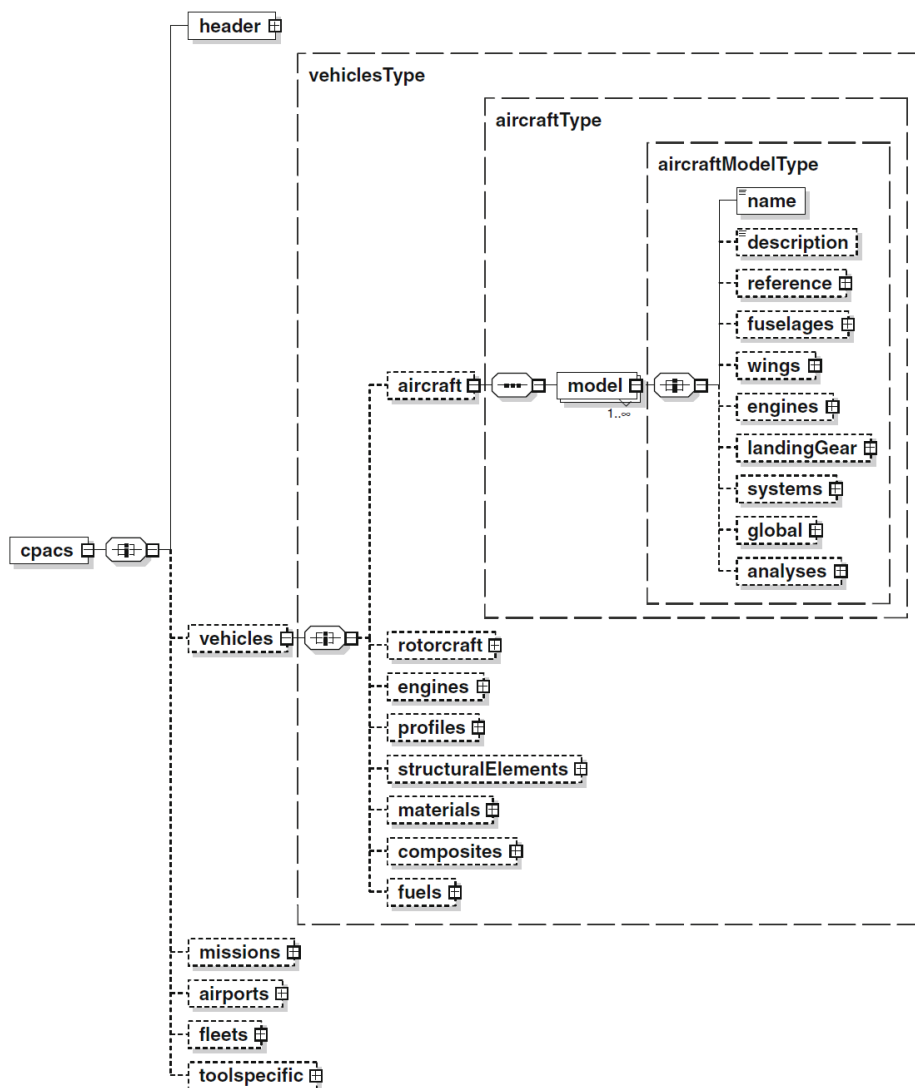


Abbildung 8.: Schematischer Aufbau einer CPACS-Datei, aus [23]

In Abb. 8 ist der schematische Aufbau einer CPACS-Datei gezeigt. Der `<aircraft>`-Knoten ist weiter unterteilt in Unterknoten, die anderen Knoten können ebenfalls Unterknoten enthalten, diese sind hier aber nicht dargestellt. Die Syntax eines Datensatzes ist die standardisierte XML-Syntax. Im Anhang A.2 befindet sich ein kommentiertes Beispiel für einen CPACS-Datensatz.

Die Erzeugung eines CPACS-Datensatzes kann auf zwei verschiedene Weisen erfolgen. Da es sich bei der XML-Syntax um ein Textformat handelt, ist es möglich, einen Datensatz vollständig von Hand anzulegen. Da dies sehr aufwändig und fehleranfällig ist, besteht die Möglichkeit, ihn automatisiert zu erzeugen. So erlaubt das DLR-Tool Catia2CPACS die Geometriebeschreibung anhand eines Catia-CAD-Modells, außerdem kann hierfür der CPACSCreator [13] genutzt werden.

## Vorteile durch die Verwendung von *CPACS*

Die Verwendung von CPACS-Datensätzen erlaubt einen schnellen interdisziplinären Datenaustausch. Dies ermöglicht eine reibungslose Zusammenarbeit verschiedener Arbeitsgruppen [13]. So können beispielsweise mit Aerodynamikverfahren auftretende Lasten ermittelt werden, die zur strukturellen Auslegung benötigt werden. Diese werden im Datensatz abgelegt und können weiterverwendet werden. Weiterhin kann für Luftverkehrssimulationen auf die aerodynamischen Daten verschiedener Flugzeuge zurückgegriffen werden. Auf diese Weise lässt sich das Datenformat vielfältig nutzen; es ist möglich, sehr viele Informationen und Daten in einer einzigen Datei zu speichern. CPACS ist veröffentlicht und bereits an zahlreiche Programme angebunden (vgl. [13]). Die Anzahl wird kontinuierlich erhöht.

Die Möglichkeit der manuellen Änderung des Datensatzes erlaubt Anpassungen der Geometrie unabhängig von CAD-Programmen wie Catia. So können mit geringem Aufwand Flügelprofile ausgetauscht, Spannweite, Streckung, Pfeilung und Zuspitzung geändert werden oder auch Bauteile wie Rümpfe oder Leitwerke aus dem Datensatz entfernt werden. Auch Skalierungen des Modells können angegeben werden, etwa um ein Flugzeug im Windkanalmaßstab zu simulieren. Solche Anpassungen erfordern allerdings eine gute Kenntnis des Datenformats.

Durch die Tatsache, alle Daten in einer einzigen Datei speichern zu können, ergibt sich der Vorteil, Geometrie und berechnete Daten gesammelt an einer Stelle vorliegen zu haben. Hierdurch erhöht sich die Übersichtlichkeit, das Weiterleiten der Daten wird vereinfacht.

## 3.2. DLR-Strömungslöser *TAU*

Neben dem blockstrukturierten DNS-Code FLOWer wird am DLR zur hochwertigen Strömungssimulation der vom Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik entwickelte RANS-Strömungslöser TAU verwendet. TAU findet außerdem auch in der Industrie Anwendung. So nutzt beispielsweise das Unternehmen Airbus TAU für komplexe Rechnungen auf unstrukturierten Netzen [33]. Die Anwendungsgebiete erstrecken sich von langsamen, subsonischen Strömungen bis in den Überschall.

Der Code ist in erster Linie ausgelegt für RANS-Simulationen auf hybrid-unstrukturierten Netzen. Es ist allerdings auch möglich, ihn auf blockstrukturierten Netzen zu verwenden, weiterhin können reibungsfreie Rechnungen auf reinen unstrukturierten Netzen durchgeführt werden. TAU verwendet sogenannte Duale Gitter, welche im Preprocessing aus einem primären Netz abgeleitet werden.

Dabei werden die Volumenmittelpunkte des primären Netzes zu Eckpunkten des Dualen Gitters. Durch die Möglichkeit der Parallelisierung mithilfe des Message Passing Interfaces (MPI) lassen sich Rechnungen effizient auf mehreren Prozessoren durchführen, was den Code geeignet für die Verwendung auf Clustern macht.

TAU löst die RANS-Gleichungen mithilfe der Finite-Volumen-Methode. Dabei kommen als Zeitschrittverfahren das implizite Eulerverfahren oder ein Runge-Kutta-Verfahren mit wählbarer Stufenanzahl zum Einsatz. Es stehen verschiedene Turbulenzmodelle und Diskretisierungsschemata zur Auswahl. Für diese Arbeit wird das Wirbelviskositätsmodell von Spalart und Allmaras (SA) verwendet. Zur Beschleunigung der Rechnung kann ein Mehrgitterverfahren angewendet werden [12]. Hierfür wird ein LU-SGS-Verfahren (Lower-Upper Symmetric Gauß-Seidel) angewendet [10].

In TAU besteht die Möglichkeit, vorhandene Netze auf einzelne Fälle anzupassen. Über Netzdeformationen lassen sich kleine Geometrieänderungen und Klappenausschläge simulieren, außerdem ist es auf diese Weise möglich, Deformationen der Flugzeugstruktur aufgrund von aerodynamischen Lasten zu handhaben. Eine weitere Möglichkeit der Netzanpassung ist die sogenannte Adaption. Hier wird zunächst die Simulation gestartet und ein Zwischenergebnis ausgewertet. Werden zwischen einzelnen Netzzellen große Gradienten erkannt, wird das Netz in diesem Bereich lokal verfeinert. Dies kann mehrmals wiederholt werden [16]. Auf diese Weise lässt sich eine hohe Netzqualität erreichen, ohne die Gesamtanzahl der Zellen zu stark anwachsen zu lassen.

Werden mehrere Rechnungen mit der gleichen Geometrie durchgeführt, kann eine vorangegangene Rechnung als Ausgangspunkt, also als numerische Anfangsbedingung, benutzt werden (vgl. Abschnitt 2.3). Unter der Voraussetzung, dass die Strömungszustände nicht zu verschieden sind, kann dies die Konvergenz der Rechnung beschleunigen.

Zur Ablaufsteuerung von TAU-Rechnungen gibt es die Option, eine Python-Umgebung zu verwenden. Diese wird als TAU-Python bezeichnet. Auf diese Weise lassen sich Parameter während der Rechnung anpassen oder auch der Ablauf mehrerer Rechnungen hintereinander steuern. Durch die Verwendung von TAU-Python steigt die Flexibilität der Anwendung von TAU; darüber hinaus sind zusätzliche Funktionen gegenüber der Standalone-Version verfügbar [11], [14].

In Tabelle 2 sind einige wichtige von TAU benötigte Eingabeparameter mit einer kurzen Erklärung aufgelistet. Dateipfade sind relativ zur Steuerdatei angegeben. Eine vollständige Auflistung findet sich in [10]. Falls nicht anders angegeben, stehen die Parameter in der Steuerdatei für TAU.

Tabelle 2.: Eingabeparameter in TAU

Parameter	Beschreibung
<b>Boundary mapping filename</b>	Pfad zur Datei, in der die Randbedingungen angegeben sind
<b>Primary grid filename</b>	Pfad zum primären Netz
<b>Angle alpha</b>	Anstellwinkel (Fernfeldrandbedingung, in Boundary Mapping File)

<b>Angle beta</b>	Schiebewinkel (Fernfeldrandbedingung, in Boundary Mapping File)
<b>Reference Mach number</b>	Machzahl der Anströmung (Fernfeldrandbedingung)
<b>Reference temperature</b>	Temperatur der Anströmung (Fernfeldrandbedingung)
<b>Reference pressure</b>	Druck der Anströmung (Fernfeldrandbedingung)
<b>Reference relation area</b>	Bezugsfläche
<b>Reference length</b>	Bezugslänge
<b>Maximal time step number</b>	Maximale Iterationenzahl, bei der die Simulation abgebrochen wird
<b>Minimum residual</b>	Konvergenzkriterium, bei dem die Simulation abgebrochen wird
<b>Relaxation solver</b>	Auswahl des numerischen Zeitschrittverfahrens
<b>CFL number</b>	CFL-Zahl, bestimmt, wie viele Zellen pro Iteration eine Strömungsgröße maximal transportiert werden kann

Darüber hinaus können sogenannte Motion-Blöcke für Starrkörperbewegungen angegeben werden [10]. Auf diese Weise können beispielsweise Klappenbewegungen oder Rotationen simuliert werden. Außerdem ist es möglich, die Motion-Blöcke dazu zu verwenden, Randbedingungen wie Anstellwinkel und Anströmmachzahl anzugeben. In diesem Fall müssen **Angle alpha**, **Angle beta** und **Reference Mach number** auf Null gesetzt werden.

Die Ausgaben von TAU bestehen aus einer Textdatei, die Konvergenzinformationen sowie Gesamtbeiwerte enthält. Zusätzlich werden Dateien erstellt, die die Strömungslösung beinhalten. Diese ist aufgeteilt auf die Oberflächenergebnisse und die Feldlösung. Die typischerweise vorhandenen Ausgabegrößen sind in Tabelle 3 aufgelistet. Weitere mögliche Ausgabegrößen sind in [10] zu finden.

Tabelle 3.: Ausgabegrößen von TAU

Textdatei (*solver.stdout)	Feld- und Oberflächenausgaben (*pval.*)
<b>CLift</b> ( $C_A$ )	<b>density</b> ( $\rho$ )
<b>CDrag</b> ( $C_W$ )	<b>x_velocity</b> ( $u$ )
<b>CSideF</b> ( $C_Y$ )	<b>y_velocity</b> ( $v$ )
<b>CM_x</b> ( $C_{Mx}$ )	<b>z_velocity</b> ( $w$ )
<b>CM_y</b> ( $C_{My}$ )	<b>Mach_number</b> ( $Ma$ )
<b>CM_z</b> ( $C_{Mz}$ )	<b>pressure</b> ( $p$ )
<b>Rrho</b> (Dichteresiduum)	<b>c_p</b> (Druckbeiwert $c_p$ )
	<b>cf</b> (Wandschubspannung $c_f$ )
	<b>eddy_viscosity</b> (Wirbelviskosität $\mu_t$ )

### 3.3. Netzgenerator Centaur

Für die vorliegende Arbeit wird der Netzgenerator Centaur in der Version 14.0 verwendet (vgl. [7]). Er ist spezialisiert auf unstrukturierte und hybrid unstrukturierte Netze und wird deshalb oft zur Netzgenerierung für TAU-Simulationen eingesetzt [16]. Neben der grafischen Benutzeroberfläche ist er im Batch-Modus zu bedienen. Diese Eigenschaft ist notwendig, um ihn von anderen Programmen ansteuern zu lassen. Umfangreichere Informationen finden sich in [6].

Die Netzgenerierung in Centaur erfolgt bei hybriden Netzen in drei Schritten:

- Oberflächennetz und Fernfeldnetz (Dreiecke)
- Netz in Wandnähe (Prismenzellen)
- Volumennetz (Tetraederzellen)

In Abb. 9 sind die drei verschiedenen Bereiche zu erkennen:

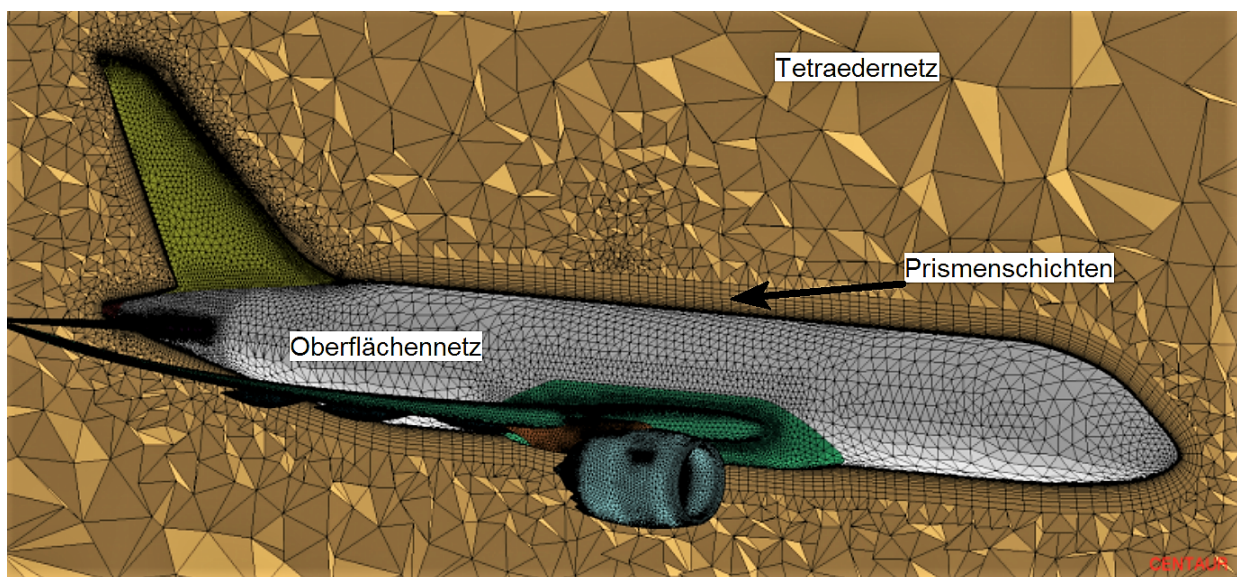


Abbildung 9.: Darstellung eines beispielhaften hybriden Netzes von Centaur, nach [7]

Auf der Oberfläche ist die Zellengröße abhängig von der Oberflächenkrümmung, der Grad der Abhängigkeit kann eingestellt werden. Der wandnahe Bereich wird zur Auflösung der Grenzschicht strukturiert vernetzt. Dabei werden von der Oberfläche aus Prismenschichten erzeugt. Hier erfolgt eine Angabe der Dicke der ersten Schicht, ein Streckungsfaktor von Schicht zu Schicht sowie die Anzahl an Prismenschichten. Die Netzfeinheit des restlichen Tetraedernetzes wird durch den Parameter **Grid Quality**, welcher Werte von 1 bis 10 annehmen kann, bestimmt.

Sind in bestimmten Bereichen des Netzes lokale Verfeinerungen nötig, kann dies durch sogenannte Quellen erreicht werden. Es können einerseits CAD-Quellen genutzt werden, mit denen sich etwa die gesamte Oberfläche feiner vernetzen lässt. Andererseits können geometrische Quellen angegeben werden. Hier hat der Nutzer unter anderem folgende Möglichkeiten:

- Kugel oder Halbkugel
- beliebiges Achteck
- Zylinder, auch hohl
- Kegel oder Kegelstumpf
- Rohr mit veränderlichem Durchmesser

Es kann ausgewählt werden, ob die Quelle Oberflächennetz, Prismenschichten, Volumennetz oder mehrere Bestandteile beeinflussen soll. Der Grad der Verfeinerung kann auf zwei Weisen angegeben werden: Einerseits kann die Verfeinerung relativ erfolgen, d. h. die Zellengröße wird relativ zur Zellengröße ohne Quelle berechnet, andererseits kann eine absolute Zellengröße im Bereich der Quelle vorgegeben werden. Quellen eignen sich, um strömungsrelevante Bereiche fein aufzulösen. Hierzu können beispielsweise Vorderkanten, Nachläufe und Stoßregionen zählen.

### 3.4. Toolwrapper *CPACS4TAU*

Der Toolwrapper CPACS4TAU wurde 2019 am DLR entwickelt [4]. Er basiert auf dem Programmcode von CPACS4VSAero und ist in der Programmiersprache C++ geschrieben. Er ist überwiegend in Übereinstimmung mit den Programmierrichtlinien [24] verfasst.

Die Aufgabe der Toolwrapper ist, den Rechnungsablauf der einzelnen Bestandteile zu steuern und Datenströme zu verarbeiten. In Abb. 10 ist der Programmablauf von CPACS4TAU schematisch dargestellt.

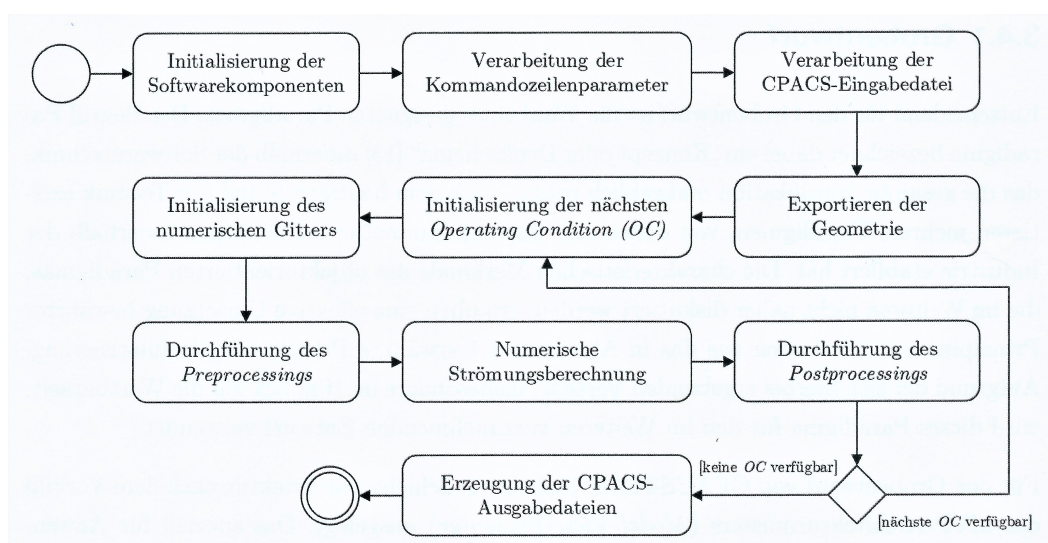


Abbildung 10.: Grundlegender Programmablauf von CPACS4TAU, aus [4]

Nach der Initialisierung der Softwarekomponenten werden die Kommandozeilenparameter verarbeitet. Diese bestehen normalerweise aus der CPACS-Eingabedatei sowie einem Namen für die

Ausgabedatei. Im nächsten Schritt wird der Datensatz eingelesen, wichtige Parameter werden als Variablen gespeichert. Dazu gehören auch die zu untersuchenden Strömungsfälle (PerformanceMap und LoadCases, vgl. [21]). Ein Strömungsfall wird als Operating Condition (OC) bezeichnet. Mithilfe der Bibliothek TiGL (vgl. Abschnitt 3.6) wird die Geometrie aus der CPACS-Datei in das IGES-Format exportiert.

CPACS4TAU wählt den ersten Strömungsfall aus und untersucht ihn hinsichtlich der Reynoldszahl. Hiervon ist abhängig, wie die Grenzschicht vernetzt werden soll. Die Eingabedaten für Centaur werden geschrieben und die Netzgenerierung gestartet. Ist das Netz erstellt, führt TAU die Schritte des Preprocessings aus und startet die eigentliche Strömungsberechnung. Im Anschluss wird das Postprocessing durchgeführt. Die Auswertung von Kräften und Momenten erfolgt mithilfe des DLR-Tools AeroForce [41]. Ist ein Strömungsfall abgearbeitet, wird nach der nächsten Operating Condition gesucht. Falls eine OC gefunden wird, die noch nicht bearbeitet wurde, geht das Programm die entsprechenden Schritte erneut durch. Dies wiederholt sich für jede OC. Zum Schluss werden alle Ergebnisse gesammelt in einer CPACS-Datei ausgeschrieben (vgl. auch [21]).

Bisher erlaubt CPACS4TAU die Berechnung von PerformanceMaps (noch ohne quasistationäre Drehungen und Steuerflächenausschläge) unter Verwendung von Centaur als Netzgenerator. Die grundlegenden Funktionen sind lauffähig, sollen allerdings erweitert werden. Eine ausführliche Darstellung der Implementierung und des bisherigen Stands des Programms ist in [4] zu finden. Die am Programm durchgeführten Änderungen werden in Kapitel 4 beschrieben.

## 3.5. CPACS-Toolwrapper für Potentialverfahren

Analog zu CPACS4TAU existieren CPACS4VSAero und CPACS4LILI. Sie wurden am DLR entwickelt und stellen die Schnittstelle zwischen CPACS und den Potentialverfahren VSAero [1] und LIFTING\_LINE [20] dar. VSAero ist ein Oberflächen-Panelverfahren, welches die linearisierte Potentialgleichung löst. Auf diese Weise ist es in der Lage, komplexe dreidimensionale Geometrien zu simulieren. Es besitzt eingebettete Grenzschichtverfahren, die im Rahmen der vorliegenden Untersuchungen allerdings nicht verwendet werden. Der Einfluss von Kompressibilität wird über verschiedene Korrekturverfahren abgeschätzt.

LIFTING\_LINE ist ein Traglinienverfahren höherer Ordnung. Im Gegensatz zu VSAero lassen sich keine Dickeneffekte berücksichtigen. Die Geometrie wird lediglich durch gewölbte Platten dargestellt. Es wird allerdings eine kontinuierliche Wirbelverteilung verwendet, sodass der induzierte Widerstand sehr präzise berechnet werden kann. Auch hier steht ein Korrekturverfahren für die Abschätzung der Kompressibilitätseffekte zur Verfügung. Bei den Berechnungen mit VSAero und LIFTING\_LINE wird der Reibungswiderstand mithilfe des DLR-Tools HandbookAero abgeschätzt.



## 3.6. Zusatzprogramme und -funktionen

### ***TiXI* und *TiGL***

Bei *TiXI* und *TiGL* handelt es sich um Programmbibliotheken, die am DLR zur Verwendung mit CPACS-Datensätzen entwickelt und der Öffentlichkeit zur Verfügung gestellt wurden [22]. *TiXI* (*TiXI* XML Interface) wird zur einfacheren Handhabung von XML-Dateien verwendet und besitzt einige CPACS-spezifische Funktionen. *TiGL* (*TiGL* Geometry Library, vgl [34]) wird für Geometriefunktionen benötigt. Es ermöglicht den IGES-Export, bietet Zugriffsfunktionen auf die Geometrie und stellt mit dem *TiGL*Viewer ein Programm zur Verfügung, mit dem sich CPACS-Datensätze betrachten und modifizieren lassen.

### **AeroForce**

Für Auswertungsaufgaben im Postprocessing wird das Programm *AeroForce*, das ebenfalls am DLR entwickelt wurde, benutzt. Es ermöglicht eine detailliertere Auswertung der angreifenden Kräfte und Momente, unterteilt in die verschiedenen Flügel und Rümpfe [41]. Als Eingabedaten dienen die Druckverteilung und die Wandschubspannung aus einer CFD-Rechnung, welche im Tecplot-Format vorliegen müssen. Die Berechnung der Kräfte und Momente erfolgt durch Integration auf der Oberfläche. Es ist möglich, Kraft- und Momentenverteilungen in einer vorgegebenen Richtung ausgeben zu lassen. Dabei wird die Integration entlang äquidistanter Linien vorgenommen. Die Anzahl dieser Auswertungsstellen lässt sich beliebig einstellen. Die Gesamtbeiwerte werden im aerodynamischen Koordinatensystem ausgegeben, die Lastverteilungen sind jeweils auf das körperfeste Koordinatensystem bezogen, welches im Netz angegeben ist (vgl. Abschnitt 2.1, insbesondere Abb. 1). Die Momente sind dabei auf den Gesamtmomentenbezugspunkt bezogen.

### **Tecplot**

Tecplot ist ein verbreitetes Visualisierungsprogramm für Strömungen (vgl. [35]). Neben den reinen Darstellungsaufgaben erlaubt es einfache Berechnungen mit den vorliegenden Daten sowie Extraktion von Daten entlang angegebener Linien sowie deren Integration. Die Daten können als Linienplots sowie farbigen 2D- und 3D-Plots dargestellt werden. Für diese Arbeit wird die Version Tecplot 360 EX 2018 R1 verwendet.

## 4. Ergänzungen des bestehenden Codes

Ein Hauptbestandteil der vorliegenden Arbeit ist die Anpassung und Ergänzung des Programmcodes von Soner Boztaş, vgl. [4]. Dabei wird der objektorientierte Programmierstil weiterverfolgt und sich an den Programmierrichtlinien [24] orientiert. Ziel der Änderungen am Code ist, neue Funktionalitäten zu implementieren sowie die Rechenzeit bei gleichbleibender Genauigkeit zu verringern und die Robustheit zu erhöhen.

Die in der folgenden Darstellung verwendeten Bezeichnungen von Klassen oder Variablen sind im Anhang sowie ausführlich in [4] beschrieben.

### 4.1. Simulation von quasistationären Drehungen

Unter einer quasistationären Drehung wird ein Flugmanöver verstanden, bei dem Anstell- und Schiebewinkel, Fluggeschwindigkeit sowie die Drehrate um eine Achse konstant bleiben (vgl. Abschnitt 2.2). Beispiele hierfür sind ein Abfangbogen oder eine stationäre Rollbewegung. Hierbei treten Momente auf, die sich von denen im selben Flugzustand ohne Drehbewegung unterscheiden. Die Differenz beider Momente lässt sich mithilfe der in Abschnitt 2.2 eingeführten Derivative bestimmen. Im Umkehrschluss ist zur Berechnung der Derivative die Kenntnis des wirkenden Moments sowohl mit als auch ohne Drehung vonnöten. Zur Bestimmung dieser Momente sind zwei numerische Berechnungen erforderlich, einerseits mit Drehbewegung, andererseits ohne. Das Derivativ wird bestimmt, indem die Differenz der Momente gebildet wird und anschließend durch die Drehrate dividiert wird (vgl. Gl. 2.9).

Da in TAU kein Eingabeparameter zur Verfügung steht, um eine Drehung des gesamten Flugzeugs zu simulieren, muss auf die Verwendung von Motion-Blöcken (vgl. Abschnitt 3.2) zurückgegriffen werden. Dies schließt eine Verwendung der standardmäßig verwendeten Fernfeldrandbedingungen aus, Anströmwinkel und Anströmmachzahl werden deshalb auf Null gesetzt. Stattdessen wird die gesamte Bewegung des Flugzeugs in den Motion-Blöcken beschrieben, sodass mit einer bewegten Geometrie statt einer bewegten Strömung gerechnet wird.

Die Motion-Blöcke werden in der Steuerdatei von TAU, welche von CPACS4TAU geschrieben wird, definiert. Die Angabe von Translationsgeschwindigkeit, Anstell- und Schiebewinkel sowie der Drehraten erfolgt jeweils in einem separaten Block. Dabei ist die Reihenfolge von Bedeutung; auch muss angegeben werden, auf welchen Block die Ergebnisausgaben bezogen sein sollen. Um dem in Abschnitt 2.1 vorgestellten Koordinatensystem zu entsprechen, werden die Ausgaben auf den zweiten Block, also nach der Angabe von Anstell- und Schiebewinkel, bezogen. Außerdem ist zu beachten, dass die Feld- und Oberflächenlösungen die Strömung um das bewegte Flugzeug anzeigen (ortsfester Betrachter), nicht die bewegte Strömung um das Flugzeug (mitbewegter Betrachter). Da zur Bestimmung der wirkenden Kräfte und Momente allerdings nur die Druckverteilung verwendet

wird, welche hiervon unbeeinflusst ist, stellt dies zur Ergebnisgenerierung kein Problem dar. Wird das Geschwindigkeitsfeld benötigt, lässt es sich in Tecplot derart umrechnen, dass die Anströmung aufaddiert wird, sodass es der Perspektive des mitbewegten Betrachters entspricht.

Validierungsrechnungen zur Verwendung der Motion-Blöcke ohne Drehbewegung wurden von Carsten Liersch durchgeführt. Dabei ergab sich eine gute Übereinstimmung zu Rechnungen mit der üblichen Vorgabe von Anstell- und Schiebewinkel.

Da die Toolwrapper CPACS4VSAero und CPACS4LILI ebenfalls quasistationäre Drehungen berechnen, kann der Programmcode der **cController**-Klasse (siehe Anhang A.1), welcher die Reihenfolge der Rechnungen steuert, aus dem Quellcode von CPACS4VSAero übernommen werden. Anpassungen sind in der **cTAU**-Klasse sowie der **cResult**-Klasse erforderlich. In der **cTAU**-Klasse wird die TAU-Steuerdatei geschrieben. Hier werden die Motion-Blöcke eingefügt und die Fernfeldrandbedingungen deaktiviert (bzw. auf Null gesetzt). In der PerformanceMap eines CPACS-Datensatzes kann angegeben werden, ob Derivative berechnet werden sollen. Wird keine Drehgeschwindigkeit im **toolspecific**-Block angegeben, wird ein voreingestellter Wert verwendet. Er beträgt dimensionslos (vgl. Abschnitt 2.2)

$$\text{DEFAULT\_NORM\_ROTATION} = p^* = q^* = r^* = 0,003.$$

In den Motion-Blöcken müssen die Drehraten dimensionsbehaftet in  $^\circ/\text{s}$  angegeben werden. Die Umrechnung erfolgt in der **cTAU**-Klasse. Es gilt beispielhaft für die Drehrate  $p$

$$p = p^* \cdot \frac{U_\infty}{l_\mu} \cdot \frac{360^\circ}{2\pi}.$$

Die Umrechnung für  $q$  und  $r$  erfolgt analog. Bei einem Verkehrsflugzeug mit der Bezugsflügelteufe  $l_\mu = 5 \text{ m}$  und einer Fluggeschwindigkeit von  $U_\infty = 240 \frac{\text{m}}{\text{s}}$  entspricht der Default-Wert von 0,003 einer Drehrate von  $8,25 \frac{^\circ}{\text{s}}$ .

Wie die anderen CPACS-Toolwrapper berechnet CPACS4TAU für jeden angegebenen Betriebspunkt (jede OC) die Drehungen um alle drei Achsen, pro Betriebspunkt müssen also vier Rechnungen durchgeführt werden. Zusätzlich können sogenannte negative quasistationäre Drehungen berechnet werden, also entgegen der positiven Drehrichtung. Dies ist bei unsymmetrischen Flugzeugen oder bei Schiebewinkeln ungleich Null erforderlich, da die Derivative in diesen Fällen richtungsabhängig sein können. Werden positive und negative Drehungen berechnet, sind pro Betriebspunkt sieben Rechnungen erforderlich.

Die Berechnung der Ausgabegrößen der Derivative erfolgt in der **cResult**-Klasse. Hier wird die Differenz der jeweiligen Momente mit und ohne Drehung ermittelt und durch die normierte Drehrate dividiert (vgl. Definition der Derivative in Abschnitt 2.2). Dies wird für jeden Betriebspunkt durchgeführt. Die Matrix aus allen Derivativen und allen Betriebspunkten wird in den CPACS-Ergebnisdatensatz geschrieben. Im Anhang A.2 findet sich ein Beispiel einer CPACS-Ausgabedatei, in welcher die Struktur der Ausgabe der Derivative zu erkennen ist.

Das Ausschreiben der Ergebnisse wird von der Basisklasse `cResultBaseClass`, welche allen CPACS-Toolwrappern gemeinsam ist, durchgeführt. Deshalb ist hierfür keine weitere Änderung erforderlich. Die Berechnung der Derivative wird mit den Schaltern `<positiveQuasiSteadyRotation/>` und `<negativeQuasiSteadyRotation/>` im `toolspecific`-Block des CPACS-Datensatzes aktiviert. Sie ist nur bei Verwendung der PerformanceMap verfügbar, bei Berechnung eines LoadCases ist sie von CPACS nicht vorgesehen. Innerhalb eines LoadCases können quasistationäre Drehungen  $p^*$ ,  $q^*$ ,  $r^*$  als Teil der Anströmbedingungen vorgegeben werden, sodass für diesen Flugzustand spannweitige Lastverteilungen berechnet werden können.

## 4.2. Ergebnisausgabe für LoadCases

Die umfangreichste Erweiterung von CPACS4TAU besteht in der Implementierung der Berechnung von LoadCases. Diese sind im Gegensatz zur PerformanceMap nicht dazu da, Kennfelder zu berechnen, sondern einzelne Lastfälle detaillierter zu untersuchen (vgl. Abschnitt 3.1). Hierzu gehören die Ausgabe spannweitiger Lastverteilungen und die Rechnung mit Zielauftriebsbeiwerten.

### Spannweitige Lastverteilungen

Die Ermittlung spannweitiger Lastverteilungen erfolgt unter Verwendung des Analysetools AeroForce (vgl. Abschnitt 3.6). Dabei ist zu beachten, dass im CPACS-Datenformat Flügel für die Ergebnisausgabe auf eine bestimmte Weise unterteilt sind. Zunächst wird ein Flügel in Segmente (`<segments>`, Unterknoten von `<wing>`, vgl. Abschnitt 3.1) gegliedert, an deren Grenzen jeweils das Flügelprofil im Datensatz angegeben ist. Diese sind weiter in Streifen (`<strips>`, Unterknoten von `<segment>`) unterteilt. Ein Beispiel dieses Aufbaus findet sich im Anhang A.2. In Abb. 11 ist schematisch die Unterteilung in Segmente und Streifen dargestellt. Die Segmente sind verschieden eingefärbt, die dünnen Linien zeigen die Grenzen der Streifen.

Die Segmente sind im CPACS-Datensatz angegeben, die Streifen sind davon hingegen unabhängig. Diese werden durch den jeweiligen Toolwrapper erzeugt und richten sich nach dem Berechnungsverfahren. Im Fall von CPACS4VSAero etwa werden die Panel des verwendeten Panelverfahrens als Grundlage genommen. Für CPACS4TAU dienen die von AeroForce benutzten Stützstellen (vgl. Abschnitt 3.6) als Streifengrenze. Da die Grenzen der Segmente und die Stützstellen von AeroForce nicht zwangsläufig zusammenfallen, werden in diesem Fall zusätzliche, schmalere Streifen an den Segmenträndern eingefügt. Die Anzahl der AeroForce-Integrationslinien wird über den neuen Parameter `stripNumber` im `toolspecific`-Block des Eingabedatensatzes angegeben. Wird hier nichts angegeben, wird ein Wert von 1000 als Standardeinstellung verwendet.

Die Ausgaben der Kraft- und Momentenverteilungen von AeroForce sind folgendermaßen geartet: Kräfte werden als  $\partial F/\partial y$  angegeben, Momente als  $\partial M/\partial y$ , also in der Form Kraft oder Moment pro Länge. Als Bezugspunkt für die Momente, sowohl Gesamtbeiwert als auch Momentenverteilung, gilt der Momentenbezugspunkt des Gesamtflugzeugs. AeroForce verwendet für Lastverteilungen

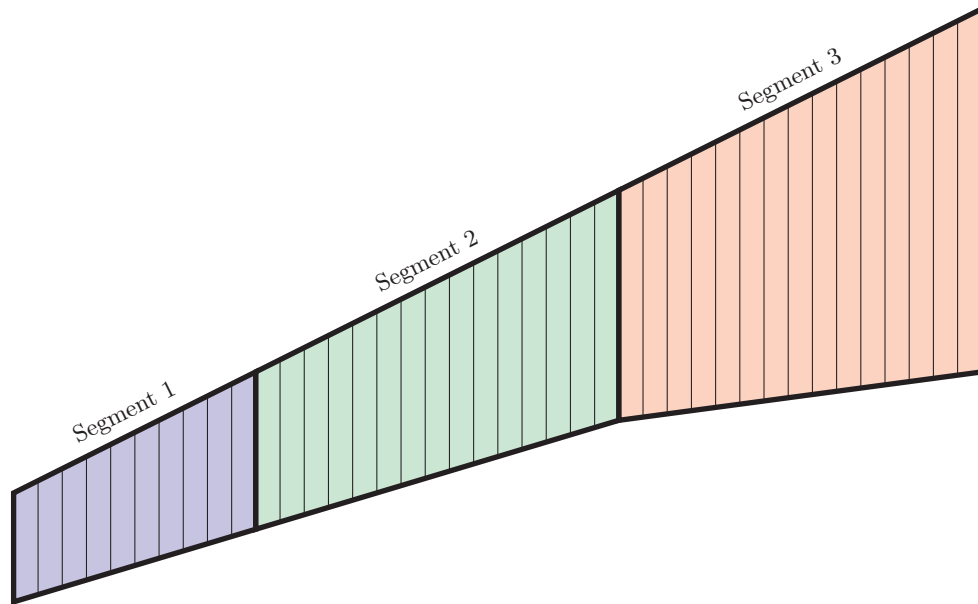


Abbildung 11.: Segmente und Streifen zur Ausgabe der spannweiten Lastverteilungen eines Flügels

das körperfeste Koordinatensystem. Gesamtbeiwerte sind auf das aerodynamische System bezogen, sowohl Kraft- als auch Momentenbeiwerte.

Die Ergebnisse von CPACS4TAU sollen so ausgeschrieben werden, dass alle Kraft- und Momentenbeiwerte im aerodynamischen Koordinatensystem zu verstehen sind. Die Beiwerte der Streifenmomente sollen auf den lokalen  $c/4$ -Punkt bezogen sein. Um die gewünschten Ausgaben zu erhalten, sind folgende Umrechnungen der Kräfte und Momente notwendig:

- Lineare Interpolation zwischen Streifenrändern
- Normierung der differentiellen Kräfte mit Streifenbreite  $b$ ,  $U_\infty^2$  und  $\rho/2$
- Normierung der differentiellen Momente mit Streifenbreite  $b$ , lokaler Profiltiefe  $c$ ,  $U_\infty^2$  und  $\rho/2$
- Verschiebung des Bezugspunktes der Streifenmomente auf den lokalen  $c/4$ -Punkt
- Umrechnung der Streifenbeiwerte in das aerodynamische Koordinatensystem mit Drehmatrix (vgl. Abschnitt 2.1, Gl. 2.2)

Um überprüfen zu können, ob die Genauigkeit der Streifenbeiwerte ausreichend ist, werden diese aufsummiert und mit den Gesamtbeiwerten, welche ebenfalls von AeroForce ausgegeben werden, verglichen. Ist die Abweichung von aufsummierten Beiwerten und Gesamtbeiwert größer als 1 %, wird eine Warnung ausgegeben.

Das Schreiben der CPACS-Ergebnisdatei sowie einer Tecplot-Datei wird von der Basisklasse `cResultBaseClass` übernommen und ist so für jeden Toolwrapper identisch. Hier sind keine Änderungen erforderlich.

## Rechnung mit Zielauftriebsbeiwerten

Um Betriebspunkte im stationären Reiseflug zu berechnen, ist es hilfreich, den Anstellwinkel zu einem bestimmten Auftriebsbeiwert direkt mit einer Simulation ermitteln zu können. Bei gegebener Fluggeschwindigkeit und Gesamtmasse des Flugzeugs kann der für den stationären Horizontalflug benötigte Auftriebsbeiwert bestimmt werden. TAU besitzt eine Option zur Angabe eines Zielauftriebsbeiwerts. Dabei wird die Fernfeldrandbedingung für den Anstellwinkel solange angepasst, bis der Zielauftriebsbeiwert erreicht ist. Im Zuge der Implementierung der quasistationären Drehungen wird die Angabe der Anströmbedingungen jedoch geändert, sodass diese Funktion nicht verwendet werden kann.

Um Zielauftriebsbeiwert-Rechnungen auf eine andere Weise durchführen zu können, wird die TAU-Option der Python-Steuerung verwendet (vgl. Abschnitt 4.3). Das Python-Steuerskript enthält hierfür eine Iterationsvorschrift zur Anpassung des Anstellwinkels, welcher in den Motion-Blöcken angegeben ist. Es werden zwei Ansätze betrachtet:

- Verwendung des Newton-Verfahrens zur Annäherung an den Anstellwinkel, bei dem der Zielauftriebsbeiwert erreicht wird (vgl. Abschnitt 2.3)
- Vereinfachte Abschätzung des wahren Auftriebsanstiegs mit dem Auftriebsanstieg für unendliche Streckungen nach Prandtl (vgl. Abschnitt 2.2, Gl. 2.8)

Für eine Berechnung mithilfe des Newton-Verfahrens müssen zunächst zwei Rechnungen bei verschiedenen Anstellwinkeln durchgeführt werden. Hieraus wird der angenäherte Auftriebsanstieg  $C_{A,\alpha}$  bestimmt. Nach der Iterationsvorschrift in Gl. 2.17 wird der nächste zu berechnende Anstellwinkel abgeschätzt und erneut gerechnet. Dies wird wiederholt, bis der in der Simulation berechnete Auftriebsbeiwert nahe genug am vorgegebenen Zielauftriebsbeiwert liegt.

Beim Ansatz des abgeschätzten Auftriebsanstiegs wird die Rechnung bei einem Anstellwinkel gestartet. Mit dem simulierten Auftriebsbeiwert und dem Auftriebsanstieg nach Prandtl wird abgeschätzt, bei welchem Anstellwinkel der Zielauftriebsbeiwert erreicht wird. Dies ähnelt dem Newton-Verfahren stark, allerdings wird der Gradient nicht in der Rechnung, sondern durch einen fest vorgegebenen Wert abgeschätzt. Bei diesem Ansatz ist zu beachten, dass reale Auftriebsanstiege kleiner als der theoretische Auftriebsanstieg bei unendlicher Streckung sind. Außerdem können bei nicht ausreichender Konvergenz der einzelnen Iterationen große Schwankungen im Auftriebsbeiwert auftreten. Daher muss ein Dämpfungsfaktor  $\gamma$  benutzt werden, welcher die Änderungen des Anstellwinkels begrenzt.

In Abb. 12 ist das vereinfachte Iterationsverfahren anhand eines generischen Beispiels dargestellt. In dem  $C_A - \alpha$ -Diagramm ist neben der Auftriebskurve ein Zielauftriebsbeiwert eingetragen (gestrichelt). Gesucht ist der Punkt, an dem die Auftriebskurve diesen Wert annimmt, also die gestrichelte Linie schneidet. Die Iterationen (in rot dargestellt) beginnen beim Anstellwinkel  $\alpha_0$ . Hier wird der

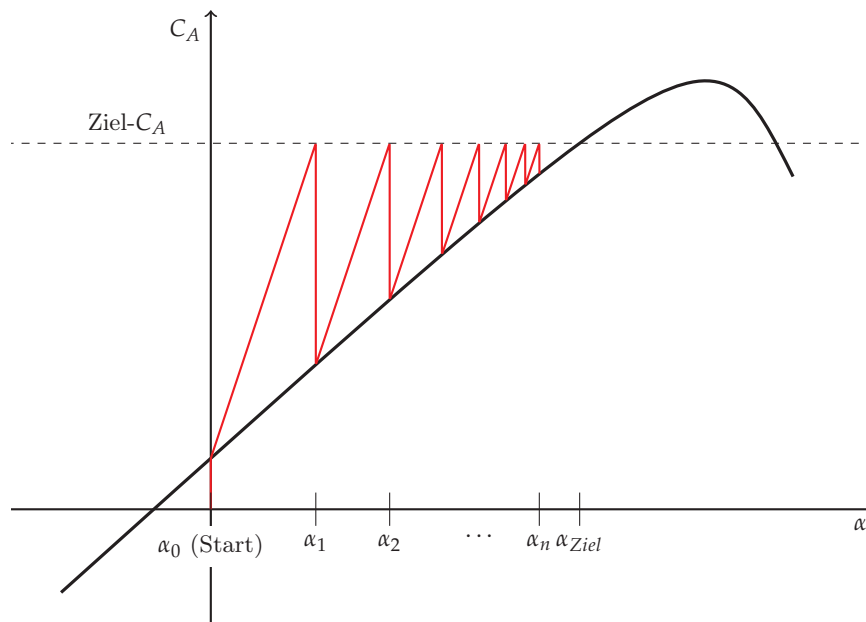


Abbildung 12.: Anstellwinkel-Iterationen für Zielauftriebsbeiwert-Rechnung mit vereinfachtem Ansatz

Auftriebsbeiwert mit einigen Rechenschritten näherungsweise berechnet. Der nächste Anstellwinkel wird nach folgender Vorschrift berechnet:

$$\alpha_{k+1} = \alpha_k + \frac{C_{A,Ziel} - C_{A,k}}{\gamma \cdot 2\pi}. \quad (4.1)$$

Der Dämpfungsfaktor  $\gamma$  ist hierbei größer oder gleich 1. Die Iteration wird wiederholt, bis die verbleibende Auftriebsdifferenz  $\Delta C_A = C_{A,Ziel} - C_A$  unter einen festgelegten Grenzwert fällt (im Beispiel oben bei  $\alpha_n$  erreicht).

Es werden beide Ansätze implementiert. Da das Newton-Verfahren eine sehr gute Konvergenz der einzelnen Anstellwinkel-Iterationen erfordert, damit der Auftriebsanstieg abgeschätzt werden kann, wird nur die Iterationsvorschrift nach dem vereinfachten Ansatz (vgl. Abb. 12) näher betrachtet. Dabei gelten folgende Grenzen und Einschränkungen:

- Nur bei positivem Auftriebsanstieg verwendbar
- $C_{A,max}$  kann so nicht gefunden werden
- Iterationszahl der TAU-Rechnung pro Anstellwinkel-Iteration darf nicht zu klein sein, sonst instabiles Verhalten
- Zu große Iterationszahl pro Anstellwinkel-Iteration führt zu sehr langen Rechenzeiten

Diese werden im Folgenden weiter erläutert. Bei einer positiven Differenz  $\Delta C_A = C_{A,Ziel} - C_A$  ist bei festem angenommenen Auftriebsanstieg die Anstellwinkeldifferenz immer positiv. Ist der aktuelle Anstellwinkel größer als der Anstellwinkel des Maximalauftriebs, d. h.  $C_{A,\alpha} < 0$ , führt ein positives

$\Delta C_A$  zu einer weiteren Erhöhung des Anstellwinkels und damit zu niedrigeren Auftriebsbeiwerten. Dadurch ist eine Konvergenz ausgeschlossen. Um Endlosschleifen zu vermeiden, wird die Rechnung bei einem Anstellwinkel von  $90^\circ$  abgebrochen.

Innerhalb einer Anstellwinkel-Iteration werden mehrere Rechenschritte von TAU ausgeführt. Die Anzahl dieser ist entscheidend für Stabilität des Iterationsverfahrens und Rechenzeit. Ist die Anzahl der Rechenschritte pro Anstellwinkel-Iteration zu klein, können zu starke Schwankungen des Auftriebsbeiwerts auftreten, der Anstellwinkel konvergiert dann nicht. Im Gegensatz dazu führt eine sehr große Anzahl von Rechenschritten pro Anstellwinkel-Iteration dazu, dass die Gesamtrechenzeit unnötig groß wird. Hier muss ein guter Kompromiss gefunden werden (vgl. Abschnitt 5.2).

### 4.3. Umstellung auf *TAU-Python*

Wie in Abschnitt 4.2 beschrieben, ist für die Zielauftriebsbeiwert-Rechnungen ein Iterationsverfahren nötig, bei dem der Anstellwinkel während der Simulation angepasst wird. Durch die geänderten Anströmrandbedingungen, welche für die quasistationären Drehungen benötigt werden, ist dies nicht ohne weiteres innerhalb von TAU möglich. Die Verwendung von TAU-Python erlaubt hingegen die Manipulation der benötigten Parameter während der Rechnung. Hierfür ist ein Steuerskript nötig, welches den Bedürfnissen der Simulation entsprechen muss. Es werden für CPACS4TAU zwei verschiedene Python-Skripte verwendet. Eines wird für Ziel- $C_A$ -Rechnungen in den LoadCases verwendet. In ihm ist die oben beschriebene Iterationsvorschrift zur Zielauftriebsbeiwert-Rechnung (Gl. 4.1) implementiert. Für alle anderen Fälle wird ein Standardskript benutzt, welches nach dem Starten der Simulation nicht weiter eingreift.

Zur Verwendung von TAU-Python ist eine spezielle Ordnerstruktur vorgegeben. Da die bisher in CPACS4TAU verwendete Struktur von dieser abweicht, müssen hier Änderungen vorgenommen werden. Diese neue Ordnerstruktur ist in Abb. 13 gezeigt. Die Simulationsergebnisse liegen jeweils im Ordner **Cases/Case\_\*/Work/Scratch** und werden nach Abschluss der Rechnung in den **Result**-Ordner kopiert. Die zusammengefassten Beiwertausgaben sind im Ordner **ReturnDirectory** zu finden, der CPACS-Ausgabedatensatz wird im Hauptordner (hier **WORKING\_DIR**) gespeichert.

Die Verwendung von TAU-Python bietet Vorteile in der Flexibilität der Simulation, da in die laufende Simulation eingegriffen werden kann [14]. Hiermit ergeben sich neue Möglichkeiten der Steuerung der Rechnung, beispielsweise könnte in Zukunft die Netzaaption von TAU auf diese Weise genutzt werden.



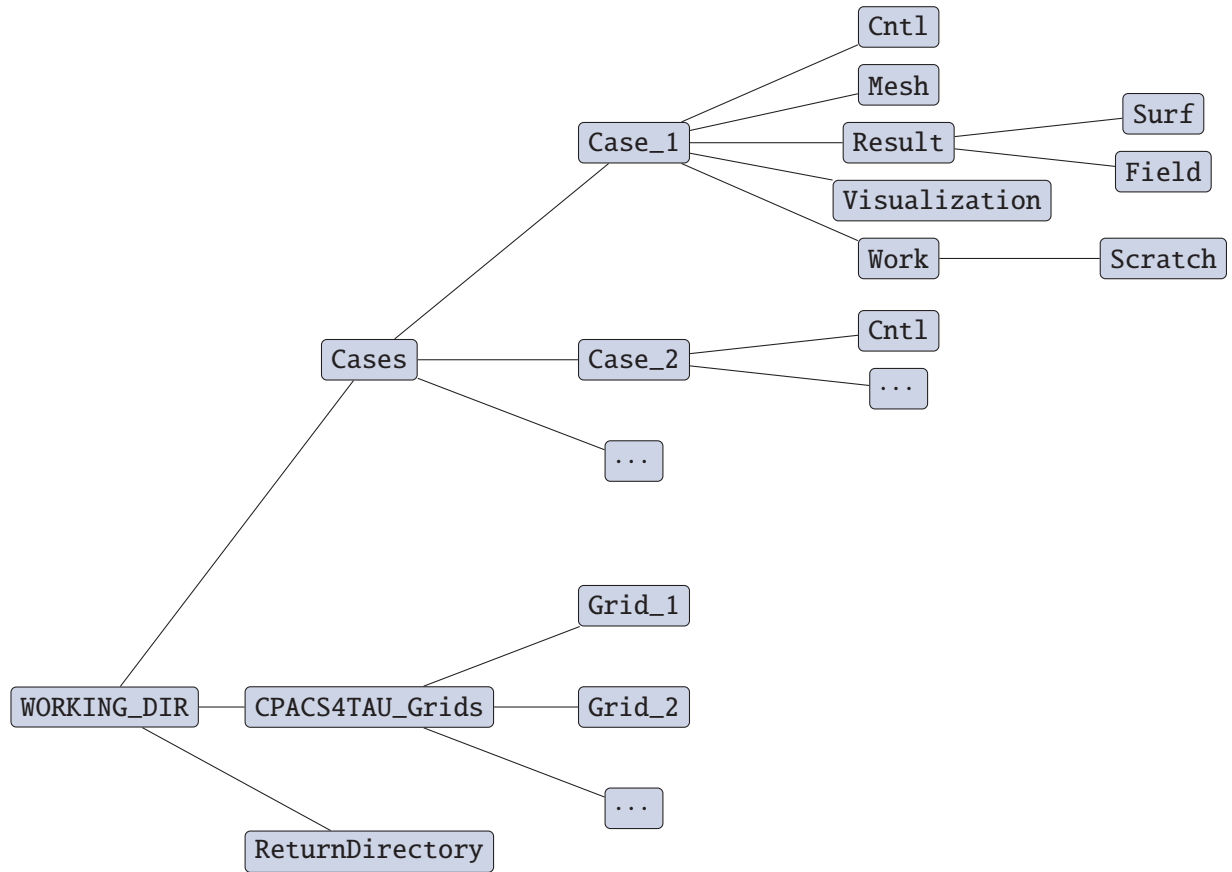


Abbildung 13.: Neue Ordnerstruktur von CPACS4TAU

## 4.4. Verhalten bei Problemen im Programmablauf

In der bisherigen Version von CPACS4TAU führt ein Fehler bei der Netzgenerierung, der Simulation oder einem sonstigen Schritt zum Abbruch des Programms mit einer Fehlermeldung. Dies ist unabhängig davon, ob schon alle Operating Conditions behandelt wurden oder nicht. Im ungünstigsten Fall bedeutet das, dass ein Fehler in der Simulation der letzten Operating Condition zum Abbruch führt und keine Ergebnisdateien geschrieben werden. Wird das Programm ohne Änderungen am Datensatz erneut gestartet, wird jede OC erneut berechnet, gleichgültig ob sie schon erfolgreich abgeschlossen wurde oder nicht. Umgangen werden kann dies nur, indem die abgeschlossenen OCs im CPACS-Datensatz aus der PerformanceMap oder den LoadCases entfernt werden. Der Neustart des Programms muss in einem anderen Ordner erfolgen, damit die alten Rechnungen nicht überschrieben werden. Auch auf diese Weise erhält man allerdings keine zusammenhängenden Ergebnisausgaben.

Als erste Forderung für die neue Programmversion ergibt sich, dass der Fehlschlag einer einzelnen Rechnung nicht zum sofortigen Abbruch führt, sondern mit der nächsten OC fortgefahren wird. Auch in diesem Fall sollen Ergebnisdateien geschrieben und für die fehlgeschlagenen Simulationen eine Warnung ausgegeben werden. Zudem soll bei einem Neustart von CPACS4TAU erkannt werden, welche OCs schon berechnet wurden, damit diese nicht noch einmal gerechnet werden müssen.

Eine weitere Forderung ist, dass sowohl Netze als auch Ergebnisse aus alten Rechnungen weiterverwendet werden können. Netze sollen einerseits aus vorherigen CPACS4TAU-Läufen erkannt und verwendet werden, andererseits aber auch davon unabhängig manuell generierte Netze. Alte Rechenergebnisse sollen als Restart (vgl. Abschnitt 3.2) dienen können. Dazu muss überprüft werden, ob sich der Strömungszustand hierfür eignet.

Um diese Anforderungen zu realisieren, werden zwei neue XML-Dateien erstellt, in welchen Informationen zu erstellten Netzen (**Grids\_info.xml**) und abgeschlossenen Simulationen (**Cases\_info.xml**) abgelegt werden. Beide Dateien werden zu Beginn des Programmablaufs erzeugt und nach jeder Netzgeneration und nach jeder erfolgreich berechneten Simulation mit Einträgen gefüllt. Bei Programmstart wird nach den Dateien gesucht. Falls sie existieren, werden sie eingelesen und die Einträge verarbeitet. Ein manuell generiertes Netz kann verwendet werden, indem es in der Ordnerstruktur (vgl. Abb. 13) abgelegt wird und der Eintrag in **Grids\_info.xml** manuell hinzugefügt wird. Dateipfade sind jeweils auf den Hauptordner bezogen. In Tabelle 4 und 5 sind die Informationen aufgelistet, welche in den beiden XML-Dateien enthalten sind. Zusätzlich befindet sich je eine beispielhafte **Grids\_info.xml**- und **Cases\_info.xml**-Datei im Anhang A.3.

Tabelle 4.: In **Grids\_info.xml** abgelegte Informationen zu vorhandenen Netzen

XML-Element	Beschreibung
<code>&lt;name&gt;</code>	Name des Netzes
<code>&lt;folderPath&gt;</code>	Ordnerpfad, in welchem das Netz liegt
<code>&lt;filePath&gt;</code>	Dateipfad der <b>*.grid</b> -Datei
<code>&lt;initialLayerThickness&gt;</code>	Dicke der wandnächsten Zellschicht
<code>&lt;boundaryLayerThickness&gt;</code>	Gesamtdicke der Prismenschichten zur Grenzschichtauflösung
<code>&lt;boundaryMappingFilePath&gt;</code>	Dateipfad der <b>*.bmap</b> -Datei, in welcher Randbedingungen angegeben sind
<code>&lt;gridQuality&gt;</code>	globaler Netzfeinheitsparameter
<code>&lt;timestamp&gt;</code>	Zeitstempel der Netzgenerierung
<code>&lt;igesMD5&gt;</code>	Kontrollsumme zum Überprüfen der Zugehörigkeit zu einer IGES-Datei

Die in **Grids\_info.xml** verwendeten Elemente orientieren sich an der Struktur der Klasse **cGrid**. So kann die Klasse **cGridManager** ein altes Netz als Instanz der Klasse **cGrid** einlesen und im Programm verwenden wie ein Netz, welches erst bei dem Programmablauf erzeugt wurde. Zusätzlich wird ein Zeitstempel gespeichert, welcher lediglich zur Information dient. Zur Kontrolle, ob ein gespeichertes Netz zur verwendeten IGES-Geometrie passt, wird eine MD5-Kontrollsumme verwendet. Diese bezieht sich auf die IGES-Datei, mit welcher das Netz erzeugt wurde. Wird bei einem Neustart des

Programms eine neue IGES-Datei exportiert, wird die MD5-Summe mit der in `Grids_info.xml` abgelegten verglichen. Nur bei Übereinstimmung wird das Netz verwendet, andernfalls wird ein neues erzeugt.

Tabelle 5.: In `Cases_info.xml` abgelegte Informationen zu abgeschlossenen Simulationen

XML-Element	Beschreibung
<code>&lt;name&gt;</code>	Name der Operating Condition
<code>&lt;gridName&gt;</code>	Name des verwendeten Netzes
<code>&lt;description&gt;</code>	Beschreibung aus dem CPACS-Datensatz
<code>&lt;loadCaseUID&gt;</code>	UID eines LoadCases (nur falls LoadCase verwendet)
<code>&lt;machNumber&gt;</code>	Machzahl
<code>&lt;reynoldsNumber&gt;</code>	Reynoldszahl
<code>&lt;quasiSteadyRotationUsed&gt;</code>	Information, ob Rechnung mit quasistationärer Drehung vorliegt
<code>&lt;targetCLUsed&gt;</code>	Information, ob Zielauftriebsbeiwert-Rechnung vorliegt
<code>&lt;targetCL&gt;</code>	Zielauftriebsbeiwert (nur falls verwendet)
<code>&lt;angleOfAttack&gt;</code>	Anstellwinkel (nur falls verwendet)
<code>&lt;angleOfSideslip&gt;</code>	Schiebewinkel
<code>&lt;resultFolderPath&gt;</code>	Pfad des Ergebnisordners
<code>&lt;jobID&gt;</code>	Cluster Job ID der TAU-Python-Rechnung
<code>&lt;lastSurfaceResultFilename&gt;</code>	Name der Oberflächenlösung der letzten Iteration
<code>&lt;lastFieldResultFilename&gt;</code>	Name der Feldlösung der letzten Iteration
<code>&lt;lastIteration&gt;</code>	Anzahl durchgeführter Iterationen der Simulation

Analog zur Struktur der Datei `Grids_info.xml` orientiert sich die Struktur von `Cases_info.xml` an der Klasse `cOperatingCondition`. Die Einträge werden von der Klasse `cController` verwaltet und als Instanz von `cOperatingCondition` eingelesen. Auf diese Weise kann das Objekt der Klasse `cRestartElement`, in welchem alle als Restart infrage kommenden Rechnungen abgelegt werden, die aus `Cases_info.xml` eingelesenen Rechnungen aufnehmen. Sowohl bei den Netzen als auch den abgeschlossenen Simulationen erfolgt eine Prüfung, ob sie tatsächlich am angegebenen Ort liegen. Falls sie dies nicht tun, werden die Einträge in `Grids_info.xml` und `Cases_info.xml` hierfür ignoriert.

Da in einigen Fällen Probleme beim IGES-Export auftreten, wird die Option implementiert, den Export mit TiGL zu umgehen und anderweitig generierte IGES-Dateien zu verwenden. Dazu wird im `<toolspecific>`-Block der CPACS-Datei der Knoten `<externalIges>` eingeführt. In diesem kann der Dateiname einer zu verwendenden IGES-Datei angegeben werden. Er muss sich immer auf den Hauptordner des CPACS4TAU-Laufs beziehen. Falls der Eintrag im CPACS-Datensatz fehlt, wird der IGES-Export von CPACS4TAU durchgeführt. Es ist zu beachten, dass auch bei Verwendung einer externen IGES-Datei geometrische Informationen, etwa für die Positionierung der Quellen in Centaur, weiter aus dem CPACS-Datensatz gelesen werden. Deshalb muss die IGES-Datei mit der Geometrie im CPACS-Datensatz übereinstimmen.

Für das Fehlschlagen einer Simulation gibt es mehrere mögliche Ursachen. Neben fehlenden Parametern oder Dateien ist eine häufige Ursache, dass die Rechnung aufgrund von Stabilitätsproblemen nicht konvergiert. Dies tritt insbesondere dann auf, wenn sich nach einem Restart die Anströmbedingungen stark ändern. Im Zuge der Weiterentwicklung von CPACS4TAU wird eine Funktion implementiert, die erkennt, ob ein Stabilitätsproblem zum Abbruch geführt hat.

Konvergiert eine Rechnung nicht, liegt bei Verwendung eines konsistenten Verfahrens ein instabiles Lösungsverhalten vor (vgl. Abb 7). Dies zeigt sich in einem unendlichen Anwachsen des Residuums. In der Ausgabedatei von TAU (`*solver.stdout`) wird durch `NaN` (not a number) angezeigt, dass Größen ins Unendliche wachsen. Deshalb kann davon ausgegangen werden, dass bei Erscheinen von `NaN` in der Ausgabedatei ein Stabilitätsproblem vorliegt. Ist dies der Fall, startet CPACS4TAU die Simulation erneut mit um die Hälfte reduzierter CFL-Zahl. Außerdem wird bei dem Neustart auf die Verwendung eines Restarts verzichtet, die Rechnung startet also von Beginn an.

Da in den Ergebnisdateien alle im CPACS-Eingabedatensatz spezifizierten Fälle aufgelistet sein sollen, wird eine Funktion implementiert, welche nach einem Neustart alte Simulationsergebnisse wieder einliest. Diese werden zusammen mit den neu berechneten Ergebnissen ausgeschrieben. Da hierfür die Dateipfade der alten Simulationsergebnisse bekannt sein müssen, werden sowohl der Ergebnisordner, als auch die Cluster Job ID der TAU-Python-Rechnung in `Cases_info.xml` gespeichert (vgl. Tab. 5).

Weiterhin kann mit dem neuen Parameter `<cleanDirectories>` im `<toolspecific>`-Block angegeben werden, ob nach der Rechnung nicht mehr benötigte Ordner gelöscht werden sollen. Dies betrifft jeweils die Ordner `Work` und `Mesh` (vgl. Abb. ??). Da das Wiedereinlesen von Ergebnissen die Dateien aus dem Ordner `Result` verwendet, hat die Option `<cleanDirectories>` keine Auswirkungen hierauf. Bei fehlendem Eintrag im CPACS-Datensatz werden keine Ordner gelöscht.

# 5. Verifikation der neuen Programmversion, Anpassung von Default-Parametern und Validierung

## 5.1. Verifikation der neuen Programmversion

In diesem Abschnitt wird überprüft, ob die im Rahmen dieser Arbeit implementierten Funktionen von CPACS4TAU ordnungsgemäß funktionieren. Dazu werden einfache Beispielrechnungen durchgeführt. Um den Zeitaufwand vertretbar zu halten, wird kein Wert auf die Feinheit der Netzgenerierung oder Genauigkeit der Simulation gelegt. Es wird eine generische Geometrie verwendet, die der des F22-Modells ähnelt, welches in Abschnitt 5.3 näher betrachtet wird, der Datensatz jedoch erheblich weniger komplex ist.

### ***TAU-Python***

Die neue Programmversion von CPACS4TAU legt wie gefordert die in Abb. 13 dargestellte Ordnerstruktur an. Die für die Simulation benötigten Python-Skripte werden je nach Anwendungsfall korrekt erzeugt. Dabei wird die `simspec`-Datei von CPACS4TAU direkt geschrieben, das `submit`-Skript wird aus dem TAU-Verzeichnis in den Ordner der jeweiligen Rechnung kopiert. Das `control`-Skript wird aus der übergeordneten Dateistruktur von CPACS4TAU kopiert, dabei werden verschiedene Parameter modifiziert. Simulationen werden von TAU-Python ordnungsgemäß durchgeführt, der Erfolg oder Fehlschlag der Rechnung wird anhand der `stdout`-Dateien korrekt erkannt. Die Funktion des Python-Skripts zur Zielauftriebsbeiwert-Rechnung wird separat in einem späteren Abschnitt behandelt. Alle folgenden Betrachtungen erfolgen unter Verwendung von TAU-Python.

### **Quasistationäre Drehungen und Dämpfungsderivative**

Zur Überprüfung der Berechnung von Dämpfungsderivativen werden an einem willkürlich gewählten Betriebspunkt sowohl positive als auch negative quasistationäre Drehungen berechnet. Es werden die in Tab. 6 aufgelisteten Anströmbedingungen verwendet.

CPACS4TAU führt die stationäre Rechnung sowie alle Fälle mit Drehung in der aufgelisteten Reihenfolge korrekt durch. Alle 18 Dämpfungsderivative werden berechnet und in der CPACS-Ausgabedatei eingetragen. Zum Vergleich werden die Derivative manuell aus den Simulationsergebnissen berechnet. Hierfür werden die Daten aus den Ausgabedateien von TAU verwendet. Die automatisch und

Tabelle 6.: Für Überprüfung der Berechnung der Dämpfungsderivative verwendete Strömungsfälle

	$Ma$	$Re$	$\alpha$	$\beta$	Drehgeschwindigkeit
Fall 1 (stationär)	0,4	1565920	1°	0°	$p = q = r = 0 \frac{\circ}{s}$
Fall 2 (positive Drehung um $x$ -Achse)	0,4	1565920	1°	0°	$p = 89,32 \frac{\circ}{s}$
Fall 3 (positive Drehung um $y$ -Achse)	0,4	1565920	1°	0°	$q = 89,32 \frac{\circ}{s}$
Fall 4 (positive Drehung um $z$ -Achse)	0,4	1565920	1°	0°	$r = 89,32 \frac{\circ}{s}$
Fall 5 (negative Drehung um $x$ -Achse)	0,4	1565920	1°	0°	$p = -89,32 \frac{\circ}{s}$
Fall 6 (negative Drehung um $y$ -Achse)	0,4	1565920	1°	0°	$q = -89,32 \frac{\circ}{s}$
Fall 7 (negative Drehung um $z$ -Achse)	0,4	1565920	1°	0°	$r = -89,32 \frac{\circ}{s}$

manuell berechneten Derivative sind für positive Drehraten in Tab. 7 aufgelistet. Eine entsprechende Tabelle für negative Drehraten befindet sich im Anhang (Tab. 16).

Tabelle 7.: Vergleich der von CPACS4TAU berechneten Dämpfungsderivative mit manuell ermittelten Werten (positive Drehrichtungen)

	$p$		$q$		$r$	
	CPACS4TAU	manuell	CPACS4TAU	manuell	CPACS4TAU	manuell
$\Delta C_A$	0,03	0,030 459	1,480 67	1,483 81	-0,009 333	-0,012 485
$\Delta C_W$	0,015 333	0,015 113	0,039 667	0,039 741	0,004 333	0,004 129
$\Delta C_Y$	-0,030 333	-0,030 192	0	-0,000 056	0,017 667	0,017 786
$\Delta C_L$	-0,433 765	-0,433 818	-0,001 902	-0,002 115	0,016 569	0,017 529
$\Delta C_M$	0,009 333	0,009 55	-0,535 333	-0,534 902	0,008 333	0,008 077
$\Delta C_N$	-0,000 082	-0,007 549	0,000 416	0,000 379	-0,046 082	-0,045 593

Insgesamt zeigt sich eine gute Übereinstimmung von automatisch und manuell berechneten Werten. Geringfügige Abweichungen sind auf Rundungsfehler zurückzuführen. Die Abweichung von  $dC_N/dp^*$  lässt sich so allerdings nicht erklären. Hier beträgt der automatisch berechnete Wert  $-0,000 082$ , der manuell berechnete  $-0,007 549$ . Ein Vergleich der Beiwertausgaben von TAU und AeroForce zeigt, dass auch hier geringfügige Unterschiede vorliegen, welche die unterschiedlichen Werte erklären. Die Abweichungen liegen jedoch in einem akzeptablen Rahmen.

## LoadCase-Ausgaben und Zielauftriebsbeiwert-Rechnungen

Bei den willkürlichen Werten für Mach- und Reynoldszahl, wie schon für die quasistationären Drehungen verwendet ( $Ma = 0,4$ ,  $Re = 1565920$ ), werden LoadCases bei den Anstellwinkeln  $0^\circ$  und  $30^\circ$  sowie den Schiebewinkeln  $0^\circ$  und  $20^\circ$  berechnet. Anhand der großen Anströmwinkel lässt sich gegebenenfalls erkennen, ob die Koordinatentransformationen Fehler aufweisen.

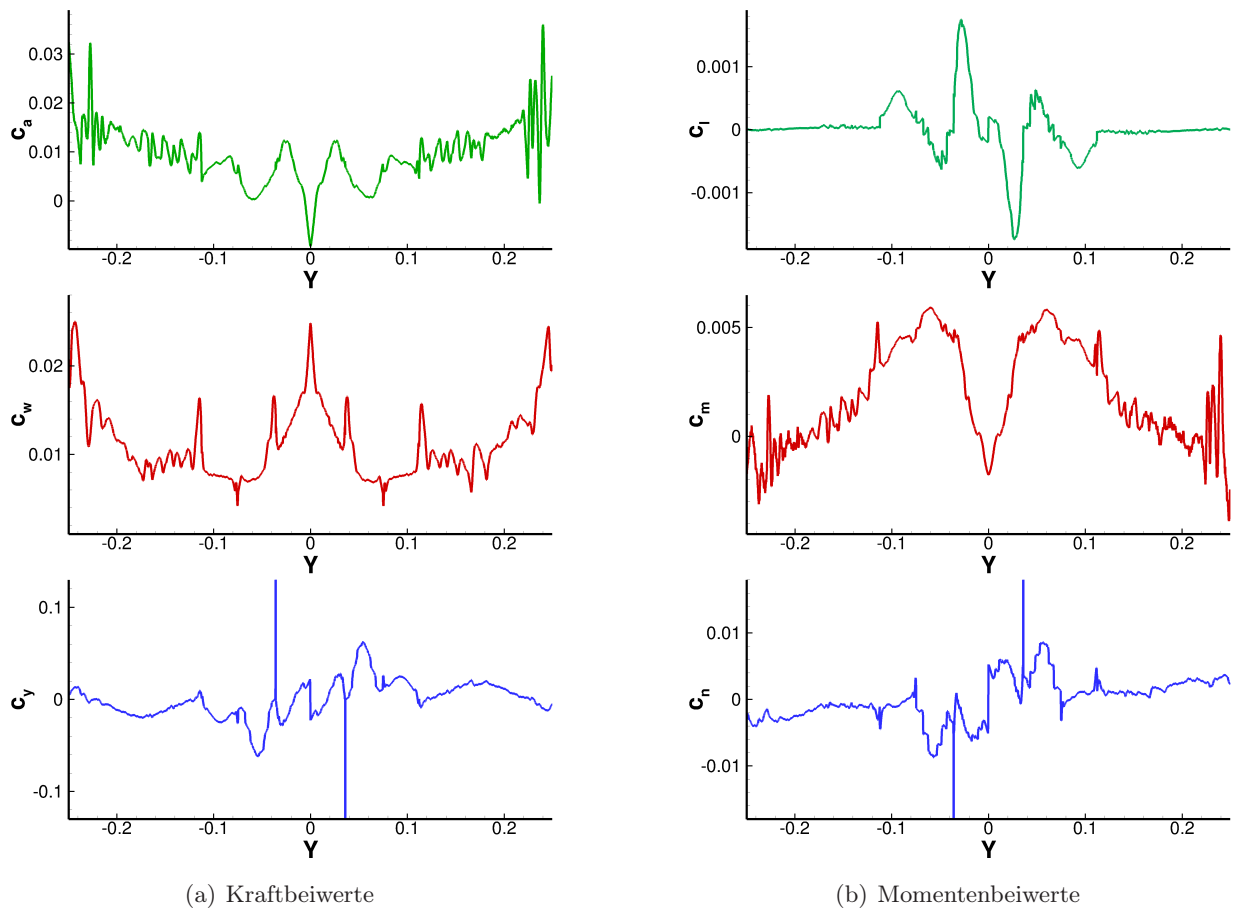


Abbildung 14.: Spannweite Verteilung der Beiwerte,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$

In Abb. 14 sind die Verläufe der von CPACS4TAU ausgegebenen spannweiten Lastverteilungen für die Kraft- und Momentenbeiwerte bei  $\alpha = \beta = 0^\circ$  mit 5000 Stützstellen dargestellt. Die Verläufe von  $c_A$ ,  $c_W$  und  $c_M$  sind nahezu symmetrisch zu  $y = 0$ , die Verläufe von  $c_Y$ ,  $c_L$  und  $c_N$  sind näherungsweise punktsymmetrisch zum Ursprung. Dies deckt sich mit den Erwartungen für ein symmetrisches Flugzeug ohne Schiebewinkel oder Drehbewegung. Die Werte von  $c_A$  liegen zwischen  $-0,005$  und  $0,03$ ,  $c_W$  liegt zwischen  $0,004$  und  $0,025$ . Dies erscheint bei einem Anstellwinkel von  $0^\circ$  ebenfalls plausibel. Auffällig sind im Verlauf von  $c_Y$  zwei Spitzen bei  $y = \pm 0,036$ , deren Betrag bis zu 3 erreicht. An dieser Stelle befindet sich ein Knick in der Flügelvorderkante, welcher allerdings nicht zu solchen Extremwerten führen sollte. Auch in dem Verlauf von  $c_N$  finden sich an denselben Stellen ähnliche Extremwerte.

Das Verhalten zeigt sich auch in den unveränderten Ausgaben von AeroForce, deutet also nicht auf einen Fehler in CPACS4TAU hin. Im Anhang sind die entsprechenden Diagramme für  $\alpha = 30^\circ$  und  $\beta = 0^\circ$  gezeigt (Abb. A.28). Dort lassen sich die gleichen Beobachtungen machen.

Zur Überprüfung der spannwitigen Verteilungen werden die Streifenbeiwerte aufsummiert und mit den Gesamtbeiwerten des Flügels verglichen. Gesamtbeiwerte und aufsummierte Streifenbeiwerte sind in Tab. 8 zu finden.

Tabelle 8.: Flügelbeiwerte und summierte Streifenbeiwerte im Vergleich,  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$

	$C_A$	$C_W$	$C_Y$	$C_L$	$C_M$	$C_N$
Flügelbeiwert	0,009298	0,013355	0,000004	0,000055	0,006998	0,000005
summierte Streifen	0,009299	0,013422	-0,000009	0,000049	0,006970	-0,000022

Bei allen Beiwerten für  $\alpha = \beta = 0^\circ$  lässt sich eine gute Übereinstimmung beobachten. Geringfügige Abweichungen treten bei  $C_Y$  und  $C_N$  auf. Da es sich um einen symmetrischen Strömungsfall handelt, müssten diese beiden Größen genau Null betragen. Dies deutet auf eine unvollständige Konvergenz hin. Auch bei den großen Anstell- und Schiebewinkeln zeigt sich eine gute Übereinstimmung der summierten Streifenbeiwerte und der Flügelbeiwerte. Im Anhang ist die Gegenüberstellung der Beiwerte für  $\alpha = 30^\circ$  und  $\beta = 20^\circ$  gezeigt (Tab. 17). Weiterhin stimmen die berechneten Beiwerte mit den Ausgaben von TAU überein. Hierdurch wird deutlich, dass durch die Koordinatentransformationen die gewünschten Werte ermittelt werden können.

Die Verifikation der Zielauftriebsbeiwert-Rechnungen erfolgt anhand dreier Testfälle. Bei derselben Mach- und Reynoldszahl wie zur Überprüfung der Lastverteilungen werden Zielauftriebswerte von 0,0, 0,5 und 1,0 vorgegeben. Es wird untersucht, wie der in den Motion-Blöcken angegebene Anstellwinkel von TAU-Python angepasst wird, um den Zielauftriebsbeiwert zu erreichen. Weiterhin wird der Verlauf des Auftriebsbeiwerts betrachtet, um beurteilen zu können, wie genau der Zielauftriebsbeiwert angenähert wird.

In Abb. 15 ist zu sehen, dass der Anstellwinkel alle 100 Iterationen einen neuen Wert annimmt. Dieser Wert ist im Python-Skript vorgegeben. Innerhalb der ersten 2500 Iterationen wechselt er zwischen Werten von  $0,22^\circ$  und  $-0,78^\circ$ . Gleichzeitig weist der Auftriebsbeiwert starke, langsame Schwankungen auf, die im Bereich von  $-0,8$  bis  $0,8$  liegen. Im Verlauf des Residuums ist zu sehen, dass es nach jeder Anstellwinkeländerung stark steigt und im Verlauf jeweils wieder auf einen Wert um 0,01 absinkt. Der Bereich des vollständigen Auskonvergierens nach Erreichen des Zielauftriebsbeiwerts ist hier nicht mehr dargestellt.

Nach 2500 Iterationen ändert sich das Verhalten abrupt. Die Anstellwinkeländerungen werden deutlich kleiner, das Residuum nähert sich einem Wert von Null an. Im Verlauf des Auftriebsbeiwerts ist nun zu erkennen, dass eine deutlich schnellere Schwingung auftritt, dessen Amplitude mit der Iterationszahl abnimmt. Bei jeder Anstellwinkeländerung nimmt die Amplitude der Auftriebsbeiwertschwingung wieder sprunghaft zu, nimmt im globalen Verlauf allerdings immer weiter ab. Eine Erklärung für die Verhaltensänderung nach 2500 Iterationen ist das Einsetzen der Multigrid-Technik



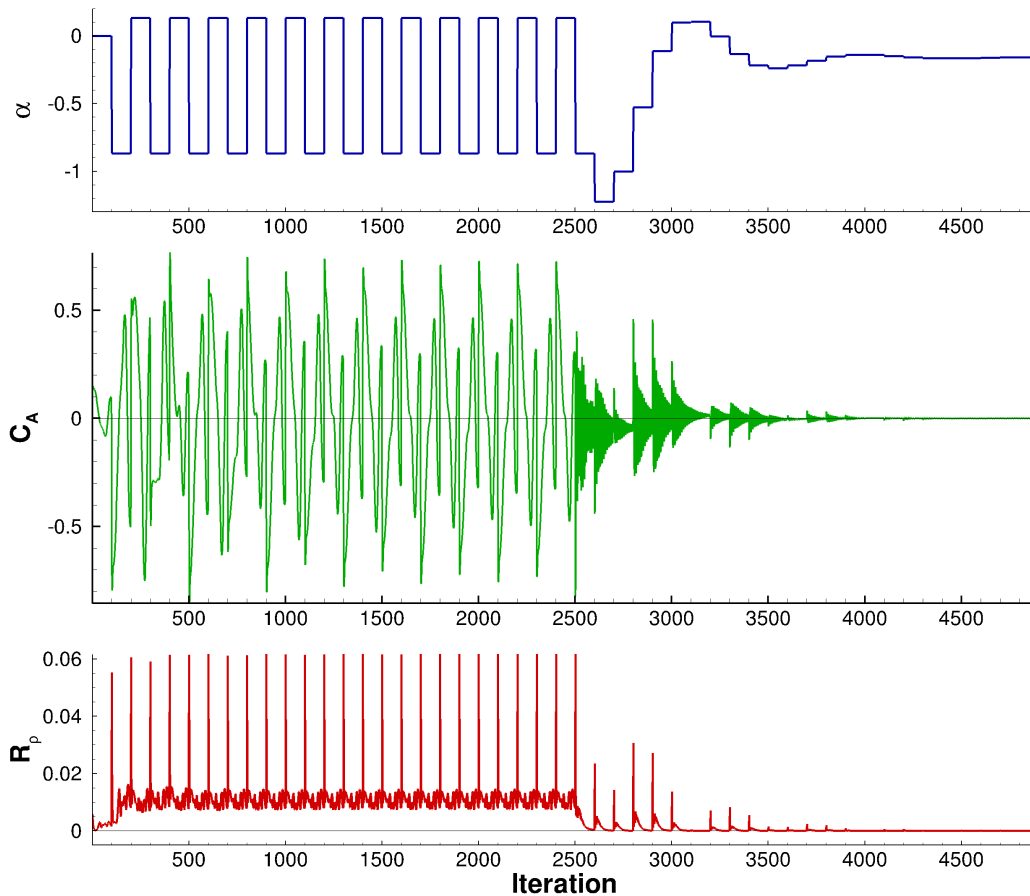


Abbildung 15.: Verlauf von Anstellwinkel, Auftriebsbeiwert sowie Dichteresiduum mit den TAU-Iterationen,  $C_{A,Ziel} = 0$

zu diesem Zeitpunkt. Da bis dahin keine Konvergenz beobachtet werden kann, wird in Abschnitt 5.2 untersucht, ob Rechenzeit eingespart werden kann, wenn bereits früher auf die Multigrid-Technik umgeschaltet wird.

Der Auftriebsbeiwert nähert sich bei großen Iterationszahlen wie erwartet dem Zielauftriebsbeiwert (in Abb. 15  $C_{A,Ziel} = 0$ ) an. Das Verhalten der letzten 500 Iterationen ist in Abb. 16 dargestellt.

Hier ist die schnelle Schwingung des Auftriebsbeiwerts gut zu erkennen. Bei den letzten Iterationen hat die Amplitude auf etwa 0,0004 abgenommen, der Mittelwert ist etwa 0,0001. Dies ist sehr nah am geforderten Wert von  $C_{A,Ziel}$ . Wie zu erwarten werden die Sprünge im Anstellwinkel in dieser Phase mit steigender Iterationszahl kleiner (vgl. Abb. 12). Der letzte Anstellwinkel wird während der Laufzeit von CPACS4TAU in der Kommandozeile ausgegeben sowie in `CPACS4TAU.log` ausgeschrieben.

Die Beobachtungen bei den anderen untersuchten Zielauftriebsbeiwerten sind sehr ähnlich, die entsprechenden Grafiken finden sich im Anhang A.3.

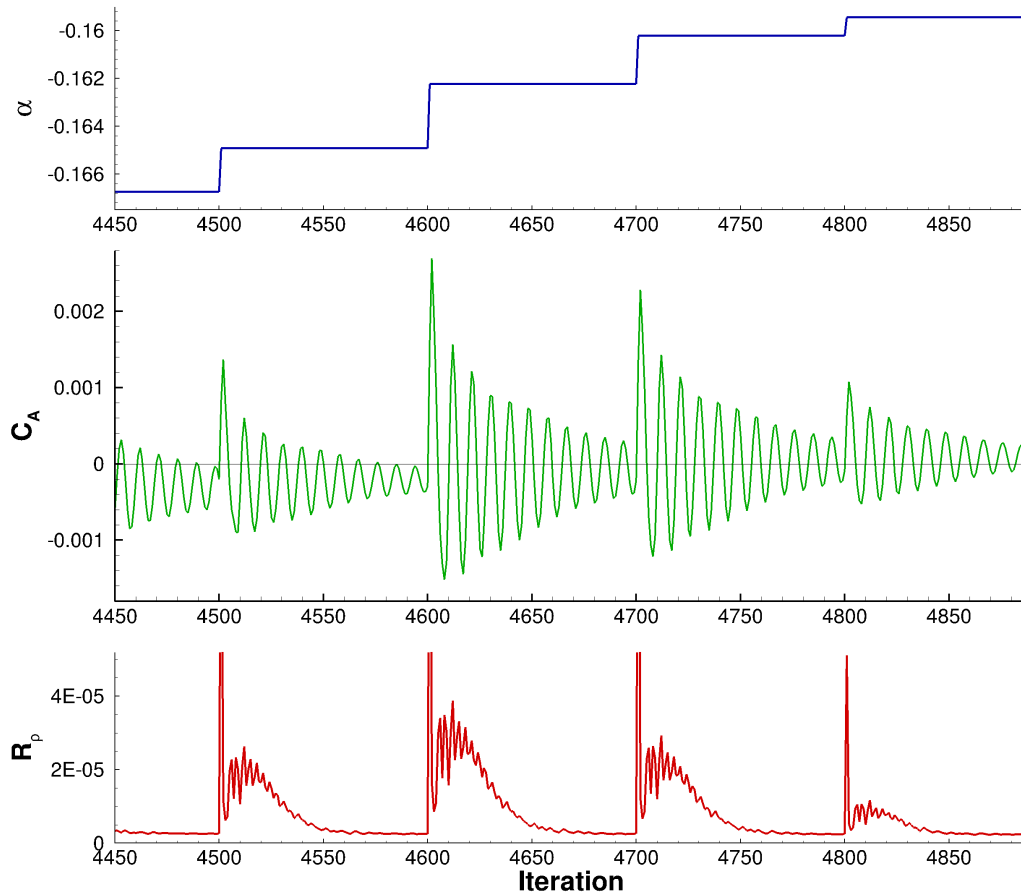


Abbildung 16.: Verlauf von Anstellwinkel, Auftriebsbeiwert sowie Dichteresiduum mit den TAU-Iterationen,  $C_{A,Ziel} = 0$ , Detailansicht der letzten 500 Iterationen vor Erreichen von  $C_{A,Ziel}$

## Wiederverwendung von Netzen und Restarts, Einlesen vorhandener IGES-Dateien

Im Folgenden werden die Teilfunktionen, die der Wiederverwendung alter Netze und Simulationsergebnisse dienen, auf richtige Funktion überprüft. Hierzu werden zunächst folgende Schritte abgearbeitet:

- Berechnung eines Strömungsfalls inklusive IGES-Export und Netzgenerierung mit CPACS4TAU
- Hinzufügen eines Strömungsfalls in der CPACS-Eingabedatei
- Löschen der CPACS-Ausgabedatei sowie der Tecplot-Dateien
- Neustart von CPACS4TAU
- Untersuchung der Ergebnisausgaben

Es werden folgende Strömungsfälle verwendet:

Tabelle 9.: Für Überprüfung der Wiederverwendbarkeit von Netzen und Simulationsergebnissen verwendete Strömungsfälle

	$Ma$	$Re$	$\alpha$	$\beta$
Fall 1	0,4	1565920	1°	0°
Fall 2	0,4	1565920	2°	0°

Das Vorgehen wird unter Verwendung der PerformanceMap sowie der LoadCases separat geprüft. Nach dem ersten Programmlauf sind die Dateien **Grids\_info.xml** und **Cases\_info.xml** korrekt ausgeschrieben, alle Ergebnisdateien sind vorhanden und weisen die nötigen Einträge auf. CPACS4TAU erkennt beim zweiten Programmstart sowohl das vorhandene Netz aus dem ersten Lauf als auch den bereits berechneten Strömungsfall. Dieser wird nicht erneut berechnet. Der zweite Strömungsfall wird mit dem eingelesenen Netz und als Restart vom ersten Strömungsfall berechnet.

Die Ergebnisse des ersten Falls werden aus den alten Simulationsergebnissen neu eingelesen. Sowohl die CPACS-Ausgabedatei als auch alle Tecplot-Ausgaben enthalten die Ergebnisse beider Fälle. Die Ergebnisse des ersten Falls nach dem Neustart sind identisch zu denen aus dem ersten Lauf.

Weiterhin wird geprüft, ob die Verwendung einer bereits vorhandenen IGES-Datei sowie eines manuell erzeugten Netzes fehlerfrei funktioniert. Zunächst wird eine IGES-Datei, welche mit CPACS4TAU erzeugt wird, umbenannt und im Hauptordner von CPACS4TAU abgelegt. Der Dateiname wird im Eingabedatensatz im XML-Knoten **<externalIges>** angegeben und im Anschluss CPACS4TAU gestartet. Das Programm erkennt die vorhandene Datei und führt keinen IGES-Export durch. Die Netzgenerierung unter Verwendung der alten IGES-Datei sowie die Simulation verlaufen fehlerfrei. Das Vorgehen wird mit einer aus Catia exportierten IGES-Datei wiederholt. Auch in diesem Fall wird die IGES-Datei korrekt verwendet.

In einem weiteren Schritt wird mit Centaur ein Netz manuell erzeugt. Es werden geringfügig feinere Einstellungen verwendet als bei Standardeinstellungen, etwa mehr Prismenschichten für die Grenzschichtauflösung und geringere Streckungsfaktoren. Das generierte Netz wird mit **centaur2tau** skaliert und im Ordner **CPACS4TAU\_Grids** abgelegt. Alle benötigten Angaben zu Netzfeinheit und Dateipfad (vgl. Tab. 4) werden in **Grids\_info.xml** manuell eingetragen. CPACS4TAU erkennt nach dem Programmstart das vorhandene Netz und prüft, ob die Prismenschichten für die vorliegende Reynoldszahl geeignet sind. Die Simulation startet und wird erfolgreich abgeschlossen.

## Neustart der Simulation nach Fehlschlag

Neben der Wiederverwendung alter Berechnungen ist das Abfangen und mögliche Beheben von Fehlern ein wichtiger Aspekt der neuen Programmversion. Hierzu dient die neue Funktion, welche erkennen soll, ob ein Konvergenzproblem vorliegt. Zur Verifikation dieser Funktion muss ein Strömungsfall gefunden werden, welcher beim ersten Lauf von CPACS4TAU nicht konvergiert.

Hierzu werden in der PerformanceMap zwei zu berechnende Fälle angegeben. Beiden gemeinsam ist die Reynoldszahl von 1 565 920, der Anstellwinkel von  $1^\circ$  und der Schiebewinkel von  $0^\circ$ . Als Machzahlen werden  $Ma = 0,1$  und  $Ma = 1$  vorgegeben. Aufgrund der identischen Reynoldszahl wird der zweite Fall als Restart gestartet. Der große Unterschied der Machzahlen führt im zweiten Fall zu Stabilitätsproblemen, die Simulation schlägt fehl.

CPACS4TAU erkennt wie gefordert, dass in der zweiten Rechnung NaN aufgetreten ist. Die Rechnung wird mit halbiertes CFL-Zahl und von Anfang an, also nicht als Restart, erneut gestartet. Nun treten keine Stabilitätsprobleme mehr auf, die Simulation kann erfolgreich abgeschlossen werden.

Darüber hinaus können Strömungsfälle auftreten, die auch nach einem Neustart mit modifizierten Einstellungen nicht konvergieren. In diesem Fall gibt CPACS4TAU eine Fehlermeldung aus und geht zur Berechnung des nächsten Strömungsfalls über. Am Ende des Programmlaufs wird erneut angegeben, wie viele Simulationen nicht erfolgreich waren. Die Ergebnisse der abgeschlossenen Rechnungen werden ordnungsgemäß eingetragen, die Beiwerte der fehlgeschlagenen Rechnungen werden auf Null gesetzt.

## 5.2. Anpassung der Default-Parameter zur Optimierung von Rechenzeit und Genauigkeit

### Einstellungen der Netzgenerierung

In der alten Programmversion werden in Centaur für Vorder- und Hinterkante Quellen zur lokalen Verfeinerung für jedes Segment eines Flügels sowie für die Flügelspitzen einzeln angegeben (vgl. [4]). Centaur bietet in der Version 14.0 die Option **Angled Tube**. Im Gegensatz zur Option **Cylinder** muss der Radius der Quelle nicht konstant sein und sie kann über mehrere Stützstellen verlaufen, statt nur in einer Richtung [6]. Dies ermöglicht die Verwendung einer einzigen Quelle für Vorderkante und Flügelspitzen sowie einer Quelle für die Hinterkante. Dies legt die Vermutung nahe, dass die Verarbeitung der Quellen in diesem Fall deutlich weniger aufwändig sein kann.

Für die Einstellung der Parameter der Vorderkantenquelle wird die Geometrie des Common Reference Models der NASA (vgl. Abschnitt 5.3) verwendet. Für alle Netze, die mit CPACS4TAU erzeugt werden, wird ein Wert für **Grid Quality** von 4 verwendet. Zunächst wird ein Netz mit den bisher verwendeten Zylinderquellen erstellt. In einem zweiten Schritt werden Netze mit den neuen Quellen erstellt, wobei die Parameter zunächst so angepasst werden, dass die Zellenanzahl des Oberflächennetzes näherungsweise derjenigen entspricht, wie sie sich bei Verwendung der Zylinderquellen ergibt. Dabei zeigt sich, dass die Netzgenerierung unter Verwendung der **Angled Tube**-Quellen um ein Vielfaches weniger Rechenzeit erfordert (mit **Cylinder**-Quellen 18 729 s, mit **Angled Tube**-Quellen 1302 s). Der Unterschied fällt deutlich größer aus als erwartet. Die Gründe hierfür sind bislang unklar.

Für die Vergleichsrechnungen wird ein Strömungsfall mit  $Ma = 0,85$ ,  $Re = 5 \cdot 10^6$ ,  $\beta = 0^\circ$  und  $\alpha = 2,5^\circ$  verwendet. Hierfür liegen auch die hochauflösenden CFD-Daten vor, welche in

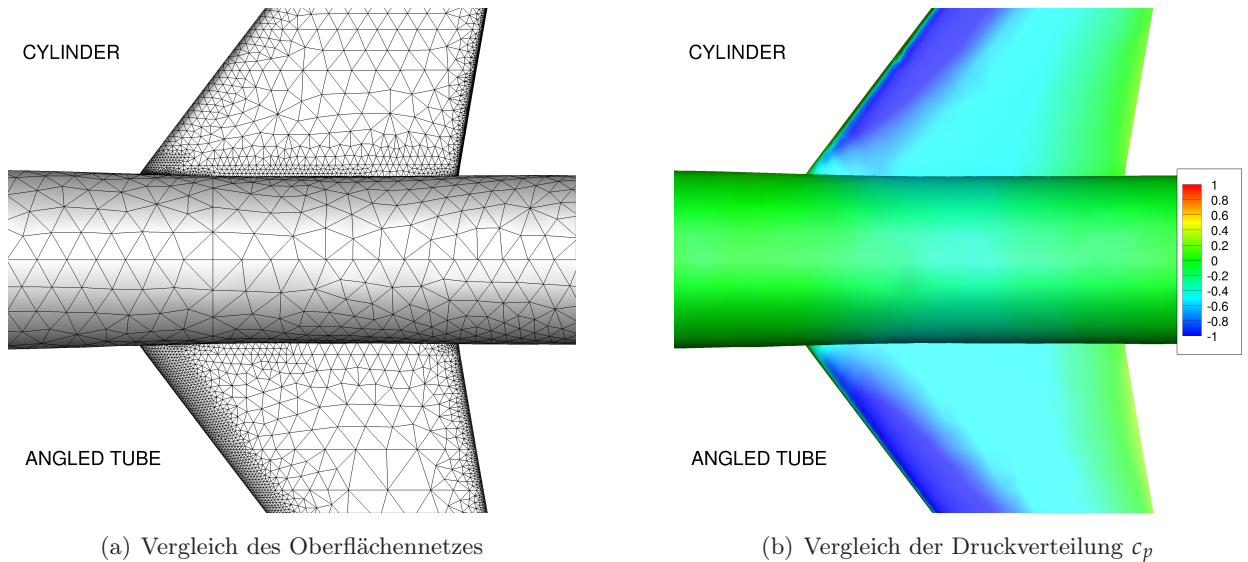


Abbildung 17.: Unterschiede durch die Verwendung verschiedener Vorderkantenquellen

[4] bereits verwendet wurden. In Abb. 17 sind Oberflächennetz (a) und  $c_p$ -Verteilung (b) im Bereich des Flügel-Rumpf-Übergangs bei Verwendung beider Vergleichsnetze dargestellt. Der Vergleich der Netzauflösung zeigt, dass bei Verwendung der **Angled Tube**-Quellen die Vorderkante geringfügig feiner aufgelöst ist, in der Mitte der Profiltiefe finden sich etwas größere Netzzellen als bei Verwendung von **Cylinder**-Quellen. Das Ergebnis der Druckverteilungen ist in beiden Fällen erwartungsgemäß sehr ähnlich. Lediglich im Bereich der Vorderkante fallen bei den **Cylinder**-Quellen leichte Unregelmäßigkeiten auf, welche auf die vergleichsweise grobe Vorderkantenauflösung zurückzuführen sind.

Bei den Beiwerten lassen sich nennenswerte Abweichungen erkennen. So beträgt der Auftriebsbeiwert mit den **Cylinder**-Quellen 0,4296, mit den **Angled Tube**-Quellen 0,5277. An dieser Stelle werden zum Vergleich die hochauflösenden Daten herangezogen. Hier beträgt der Auftriebsbeiwert 0,5232. Dies stimmt deutlich besser mit dem Ergebnis mit den neuen Quelleneinstellungen für CPACS4TAU überein. Insgesamt ist zu erwarten, dass mit den **Angled Tube**-Quellen verglichen mit den **Cylinder**-Quellen bei deutlicher Einsparung an Rechenzeit mindestens gleichwertige Ergebnisse erzielt werden können.

Weiterhin fällt in Abb. 17 auf, dass unabhängig von den verwendeten Vorderkantenquellen sehr kleine Netzzellen im Bereich der Hinterkante auftreten, hingegen die Vernetzung in der Mitte der Profiltiefe relativ grob ist. Die Ursache für die übermäßig fein vernetzten Hinterkanten ist die Einstellung in Centaur, wie viele Netzzellen mindestens entlang einer Kurve der Geometrie angesetzt werden. Dieser Wert liegt bei vier, sodass an der stumpfen Hinterkante des CRM mindestens vier Zellen nebeneinander liegen. Diese Auflösung wird für den Verwendungszweck von CPACS4TAU nicht benötigt, sodass hier Netzzellen eingespart werden können. Bei spitzen Hinterkanten zeigt sich die übermäßig feine Vernetzung nicht, hier müssen Quellen wie an der Vorderkante verwendet werden.

Im Gegenzug soll der wenig gekrümmte mittlere Bereich des Flügels geringfügig feiner vernetzt werden, da hier unter anderem Verdichtungsstöße auftreten können. Dies wird über globale Parameter für das Oberflächennetz realisiert. Angaben zur Zellengröße erfolgen hier relativ zur Bezugsflügelteufe. Erneut wird als Anhaltspunkt verwendet, dass die Zellenanzahl des Oberflächennetzes in etwa gleich bleiben soll, sodass sich die Effekte der gröberen Hinterkantenvernetzung und feinerer Auflösung im mittleren Bereich ausgleichen. Bei einer Rechnung mit den neuen Einstellungen ergibt sich ein Auftriebsbeiwert von 0,5329. Dies zeigt eine leicht größere Abweichung zu den hochauflösenden Daten ( $C_A = 0,5232$ ) als die vorangegangene Rechnung. Deshalb wird für die endgültigen Einstellungen eine Hinterkantenauflösung gewählt, die zwischen den beiden Testrechnungen liegt.

## Einstellungen der Simulation

Bei der Verifikation der Zielauftriebsbeiwert-Rechnungen hat sich gezeigt, dass das Dichteresiduum bis zum Einsetzen des Mehrgitterverfahrens lange um einen konstanten Wert schwankt. Erst unter Verwendung der Mehrgittertechnik sinkt es wieder und lässt eine Konvergenz zu. Möglicherweise lässt sich also die Rechenzeit verkürzen, wenn bereits früher auf das Mehrgitterverfahren umgestellt wird. Dies wird im Folgenden untersucht. Dabei wird zwischen Rechnungen mit Zielauftriebsbeiwert und mit vorgegebenem Anstellwinkel unterschieden.

Alle Rechnungen werden hier mit der Geometrie des CRM durchgeführt. Es werden für identische Strömungsfälle Rechenzeiten und Iterationsanzahlen verglichen. Dabei wird der Auslegungspunkt mit  $Ma = 0,85$  und  $C_A = 0,5$  bei einer Reynoldszahl von  $Re = 5 \cdot 10^6$  untersucht. Die Ziel- $C_A$ -Rechnungen ergeben einen Anstellwinkel von  $2,2445^\circ$ . So werden sowohl unter Vorgabe des Auftriebsbeiwerts als auch des Anstellwinkels die gleichen Strömungsbedingungen simuliert. Der Start der Multigrid-Iterationen wird auf 500, 1500 und 2500 Iterationen gesetzt. Alle Simulationen werden unter sonst identischen Einstellungen und ohne Restart durchgeführt. Das Ende der Simulation wird vom Cauchy-Konvergenzkriterium bestimmt, d. h. Auftriebs- und Widerstandsbeiwertschwankungen fallen unter einen Grenzwert. Es ergeben sich folgende Rechenzeiten (CPU-Zeit, nur TAU-Simulation) und Iterationsanzahlen auf einer lokalen Maschine:

Tabelle 10.: Einfluss des Startzeitpunkts der Multigrid-Zyklen auf CPU-Zeit und Iterationsanzahl

Fall	Rechenzeit	Iterationen
Ziel- $C_A$ , MG ab 500 Iterationen	10,41 h	1200
Ziel- $C_A$ , MG ab 1500 Iterationen	11,46 h	2100
Ziel- $C_A$ , MG ab 2500 Iterationen	10,05 h	2800
Anstellwinkelvorgabe, MG ab 500 Iterationen	6,96 h	936
Anstellwinkelvorgabe, MG ab 1500 Iterationen	8,19 h	1849
Anstellwinkelvorgabe, MG ab 2500 Iterationen	9,36 h	2750

Es ist zu erkennen, dass ein früherer Start der MG-Zyklen in allen Fällen zu weniger Iterationen führt. Dies deckt sich mit den Erwartungen, da durch die Verwendung des Mehrgitterverfahrens das Konvergenzverhalten verbessert werden soll. Bei Verwendung eines Zielauftriebsbeiwerts sind die Rechenzeiten mit den drei verschiedenen MG-Startpunkten ähnlich, die Abweichungen betragen weniger als 15 %. Auffällig ist, dass bei einem MG-Start nach 1500 Iterationen die größte Rechenzeit benötigt wird, bei einem Start nach 2500 Iterationen hingegen die geringste.

Bei Vorgabe des Anstellwinkels zeigt sich ein anderes Verhalten. Hier nimmt die benötigte Rechenzeit mit dem MG-Startpunkt zu. Dies entspricht eher den Erwartungen. Eine mögliche Erklärung für diesen Unterschied ist, dass die Iterationskennwerte für die Ziel- $C_A$ -Berechnung nicht angepasst wurden. Dies wird später näher untersucht. Da bei sehr frühem Start der Multigrid-Zyklen Instabilitäten auftreten können, wird ein Start früher als bei der 500. Iteration nicht in Betracht gezogen. Im Standardfall wird der Startpunkt deshalb auf die 500. Iteration festgelegt.

Der Festlegung des Startzeitpunkts des Mehrgitterverfahrens folgt die Optimierung der MG-Zyklen. Die bisherige Programmversion verwendet ein V-Schema mit zwei Ebenen, also nur das feine Netz sowie ein gröberes. Nach [10] ist die TAU-Einstellung  $3w++$  besonders effizient, vor allem bei Nutzung von Parallelisierung. Diese verwendet drei Ebenen und eine erhöhte Anzahl an Rechenschritten auf dem größten Gitter. Eine Rechnung des oben beschriebenen Falls mit diesem MG-Zyklus schlägt jedoch fehl, sodass  $3w++$  nicht weiter in Betracht gezogen wird. Auch der von [10] als robustere Alternative zu  $3w++$  angegebene Zyklus  $3w+$  führt zu einem Abbruch der Simulation durch NaN.

Es werden nun verschiedene Mehrgitterzyklen mit drei Ebenen mit dem ursprünglichen Zwei-Ebenen-Zyklus verglichen. Nach [10] sind bei Verwendung des impliziten Eulerverfahrens mindestens zwei Rechenschritte pro Ebene empfehlenswert. Die benötigten Rechenzeiten und Iterationsanzahlen sind in Tab. 11 aufgelistet. Bei der Bezeichnung gibt die erste Zahl die Anzahl der verwendeten Gitter an,  $v$  oder  $w$  den Zyklustyp (vgl. [37]) und die letzte Zahl die Rechenschritte pro Ebene.

Tabelle 11.: Vergleich der Rechenzeiten bei Verwendung verschiedener Multigrid-Zyklen, Start nach 500 Iterationen

Zyklus	Rechenzeit	Iterationen
$2v-4$ (ursprünglicher Zyklus)	6,96 h	936
$3v-2$	5,57 h	943
$3v-3$	6,05 h	850
$3w-3$	8,19 h	1073
$3w-3$	9,25 h	970

Die mit 1670 s geringste Rechenzeit der getesteten Optionen ergibt sich bei einem Zyklus mit drei Ebenen und zwei Rechenschritten pro Ebene in einem V-Zyklus. Deshalb wird diese Einstellung als Standard festgelegt. Schlägt eine Simulation fehl, kann dies an den Multigrideinstellungen liegen (s. o.). Für den Neustart einer Simulation nach NaN wird ein erhöhter Wert auf Robustheit

gelegt, die Rechenzeit wird dem untergeordnet. Daher wird in diesem Fall auf die Verwendung des Mehrgitterverfahrens vollständig verzichtet.

Nach der Optimierung der Multigradeinstellungen erfolgt die Anpassung der Parameter der Zielauftriebsbeiwert-Rechnungen. Hierzu gehören die Anzahl der TAU-Iterationen innerhalb einer Anstellwinkeliteration, der angenommene Auftriebsanstieg sowie die Begrenzung der Anstellwinkeländerung pro Iteration. Zunächst wird untersucht, welchen Einfluss die Anzahl der TAU-Iterationen innerhalb einer Anstellwinkeliteration auf Rechenzeit und Genauigkeit hat. Es ist anzumerken, dass die Ziel- $C_A$ -Funktion, welche in TAU standardmäßig verwendet wird, den Anstellwinkel per Default alle 20 Iterationen anpasst. Tabelle 12 zeigt die Ergebnisse aus CPACS4TAU für 20, 50 und 100 Iterationen.

Tabelle 12.: Einfluss der Anzahl der TAU-Iterationen pro Anstellwinkeliteration auf Rechenzeit bei Verwendung eines Zielauftriebsbeiwerts

Anzahl TAU-Iterationen	Rechenzeit	Gesamtiterationen
20	4,12 h	940
50	6,65 h	1400
100	5,24 h	1100

Die geringste Rechenzeit wird bei einer Anstellwinkelanpassung alle 20 Iterationen benötigt, die längste bei 50 Iterationen. Dieses Verhalten liegt vermutlich am Einzelfall. Die Unterschiede der benötigten Zeiten bei 20 oder 100 TAU-Iterationen sind jedoch vergleichsweise klein, sodass zugunsten der Stabilität und der Ergebnisgenauigkeit eine Anpassung alle 100 Iterationen gewählt wird.

Hinsichtlich des in Gl. 4.1 eingeführten Dämpfungsfaktors  $\gamma$  lässt sich beobachten, dass es auch bei  $\gamma = 1$  nicht zu Stabilitätsproblemen kommt. Ein größerer Wert könnte zwar die Stabilität weiter erhöhen, führt allerdings zu längeren Rechenzeiten. Deshalb wird er bei einem Wert von 1 belassen, dies entspricht der Annahme des theoretischen Auftriebsanstiegs von  $2\pi$ . Durch die verhältnismäßig gute Konvergenz der Anstellwinkeliterationen treten selbst ohne Begrenzung der Anstellwinkeländerung pro Iteration nur bei Zielauftriebsbeiwerten sehr nahe  $C_{A,max}$  Stabilitätsprobleme auf. Nichtsdestotrotz wird die Anstellwinkeländerung auf  $2^\circ$  pro Iteration begrenzt, da dies keine nennenswerte Verlängerung der Rechenzeit zur Folge hat.

### 5.3. Validierung anhand von Vergleichsrechnungen

#### Vergleiche mit dem Common Research Model der NASA im Transschall

Das Common Research Model (CRM) der NASA wurde bei den Drag Prediction Workshops als Referenzgeometrie eingesetzt [25]. Verwendet wird die Flügel-Rumpf-Konfiguration ohne Leitwerk



und Triebwerke (vgl. Abb. 18 und [38]). Das CRM ist eine repräsentative Konfiguration eines Verkehrsflugzeugs und für einen Reiseflug bei  $Ma = 0,85$  und  $C_A = 0,5$  in einer Höhe von 37000 ft (11278 m) ausgelegt. In der vorliegenden Arbeit wird die Geometrie im Windkanalmaßstab mit einer Spannweite von 1,59 m verwendet. Untersuchungen mit diesem Modell und CPACS4TAU wurden bereits mit der alten Programmversion im Rahmen von [4] durchgeführt.

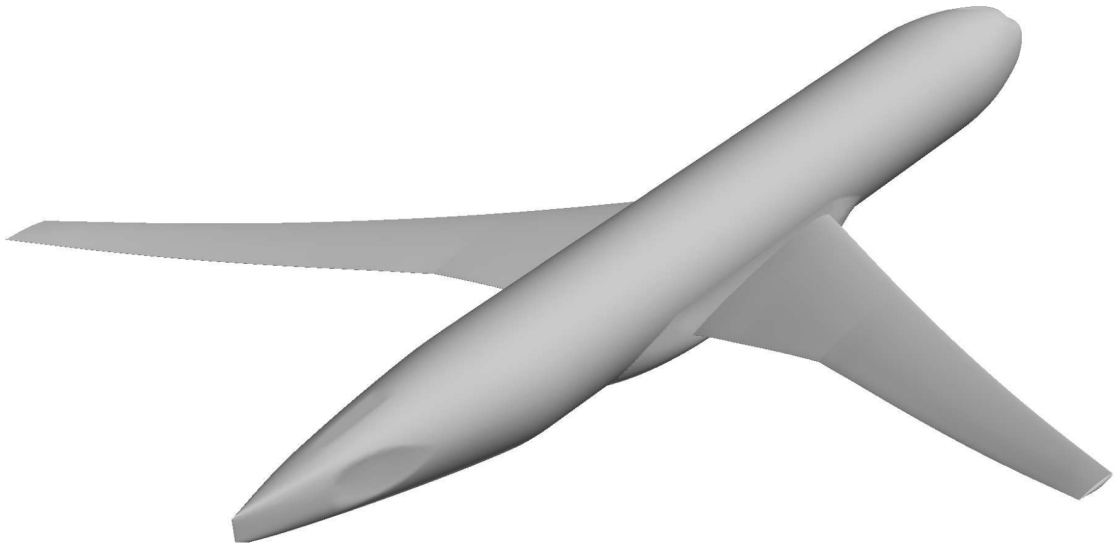


Abbildung 18.: Geometrie des CRM, aus [38]

Tabelle 13.: Mit CRM-Geometrie berechnete Strömungsfälle

Strömungsgröße	verwendete Werte
Machzahl $Ma$	0,85
Reynoldszahl $Re$	$5 \cdot 10^6$
Anstellwinkel $\alpha$	$0^\circ, 1^\circ, 1,5^\circ, 2^\circ, 2,5^\circ, 3^\circ, 4^\circ$
Schiebewinkel $\beta$	$0^\circ$

Die in dieser Arbeit betrachteten Strömungsfälle (vgl. Tab. 13) sind dieselben, welche bereits in [4] untersucht wurden. Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wird das Hauptaugenmerk auf die Auflösung des Verdichtungsstoßes über der Flügeloberseite sowie die Berechnung von Dämpfungderivativen, welche für einen Anstellwinkel von  $0^\circ$  berechnet werden, gelegt. Vergleiche werden mit hochauflösenden CFD-Daten sowie mit Ergebnissen von Potentialverfahren angestellt.

Zunächst werden die mit CPACS4TAU berechneten Ergebnisse mit den hochauflösenden CFD-Daten von TAU sowie Ergebnissen aus CPACS4LILI und CPACS4VSAero verglichen. Dies erfolgt in Anlehnung an [4]. Die dort ermittelten Ergebnisse sind im Anhang in Abb. A.31 sowie in [4] auf S. 80 zu finden.

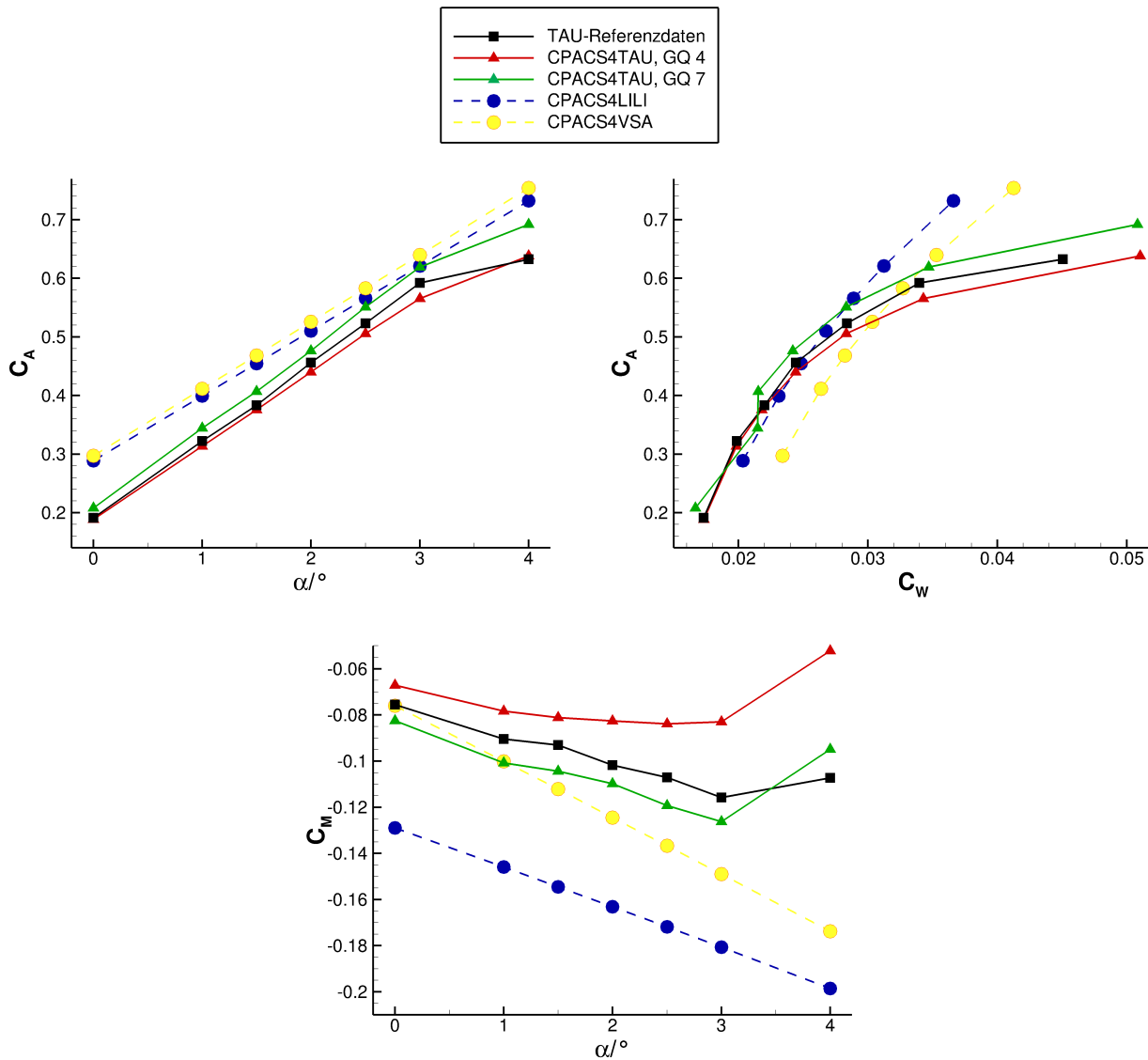


Abbildung 19.: Vergleich der Ergebnisse der Gesamtbeiwerte aus CPACS4TAU mit Referenzdaten (CRM)

Bei der Betrachtung der Ergebnisse mit **GridQuality** = 4 fällt auf, dass der von CPACS4TAU berechnete Auftriebsbeiwert bis zu einem Anstellwinkel von  $3^\circ$  unter dem der hochauflösenden TAU-Rechnung liegt (vgl. Abb. 19). Die maximale Abweichung beträgt 4,5 % bei  $\alpha = 3^\circ$ . Bei  $\alpha = 4^\circ$  liegt der Auftriebsbeiwert aus CPACS4TAU 0,9 % über dem der hochauflösenden Daten. Im Gegensatz zu diesem Verhalten liegen die Ergebnisse von CPACS4TAU mit **GridQuality** = 4 in [4] bei allen Anstellwinkeln über denen der hochauflösenden Rechnungen, die maximale Abweichung beträgt 8,6 % bei  $\alpha = 4^\circ$ . Der qualitative Verlauf ist jedoch ähnlich, in beiden Fällen ist das Abknicken des Verlaufs des Auftriebsbeiwerts mit dem Anstellwinkel bei  $\alpha = 4^\circ$  zu schwach ausgeprägt. Die Ursache hierfür wird in [4] ausführlich diskutiert.

Die Auftriebsbeiwerte, die unter Verwendung von **GridQuality** = 7 ermittelt wurden, liegen über denen der Referenzrechnung. Bei einem Anstellwinkel von  $3^\circ$  beträgt die Abweichung 4,6 %, bei

$\alpha = 4^\circ$  liegt der von CPACS4TAU berechnete Wert 9,4% über dem Referenzwert. In [4] waren aufgrund von Stabilitätsproblemen keine Rechnungen mit höherer Netzfeinheit möglich, deswegen können hier keine Vergleiche der Programmversionen durchgeführt werden. Im Vergleich der beiden Netzfeinheiten fällt auf, dass bei GQ 7 keine genaueren Ergebnisse erzielt werden können als bei GQ 4. Die CPU-Zeiten betragen ohne Netzgenerierung mit GQ 4 102,61 h sowie mit GQ 7 286,85 h. Der Unterschied entspricht einem Faktor von etwa 2,8.

Der von CPACS4TAU berechnete Widerstand ist sowohl in den Ergebnissen der vorliegenden Arbeit als auch in [4] größer als in der hochauflösenden TAU-Rechnung. Die größte Abweichung liegt bei  $\alpha = 4^\circ$  vor, die Abweichungen betragen 10,9% (vorliegende Arbeit) und 9,1% ([4]). Die Abweichungen zwischen den Ergebnissen mit GQ 4 und GQ 7 sind für die Anstellwinkel von  $1,5^\circ$ – $4^\circ$  sehr klein, bei kleineren Anstellwinkeln zeigen sich größere Unterschiede. Dabei liegen die Ergebnisse mit GQ 4 deutlich näher an denen der Referenzdaten. Im Verlauf des Nickmoments mit dem Anstellwinkel zeigt sich bei GQ 7 eine gute Übereinstimmung mit den Referenzdaten, bei GQ 4 ist das berechnete Moment insbesondere bei höheren Anstellwinkeln betragsmäßig deutlich zu klein (bis zu 50%).

Die Ergebnisse der Potentialverfahren CPACS4LILI und CPACS4VSAero weichen an nahezu allen Punkten stärker von den Referenzrechnungen ab als die Ergebnisse von CPACS4TAU. Es werden deutlich zu hohe Auftriebsbeiwerte berechnet; der Widerstand steigt deutlich schwächer mit dem Auftrieb als bei den Referenzdaten. Auch im Verlauf des Nickmoments zeigen sich bei größeren Anstellwinkeln sehr große Abweichungen (bis zu 100%).

Ergänzend zu den Vergleichen der Gesamtbeiwerte soll die Auflösung des Verdichtungsstoßes auf der Flügeloberseite bei einem Anstellwinkel von  $3^\circ$  untersucht werden. Zunächst ist hierfür in Abb. 20 die Druckverteilung auf der Flügeloberseite für beide Netzfeinheiten und die Referenzrechnung dargestellt.

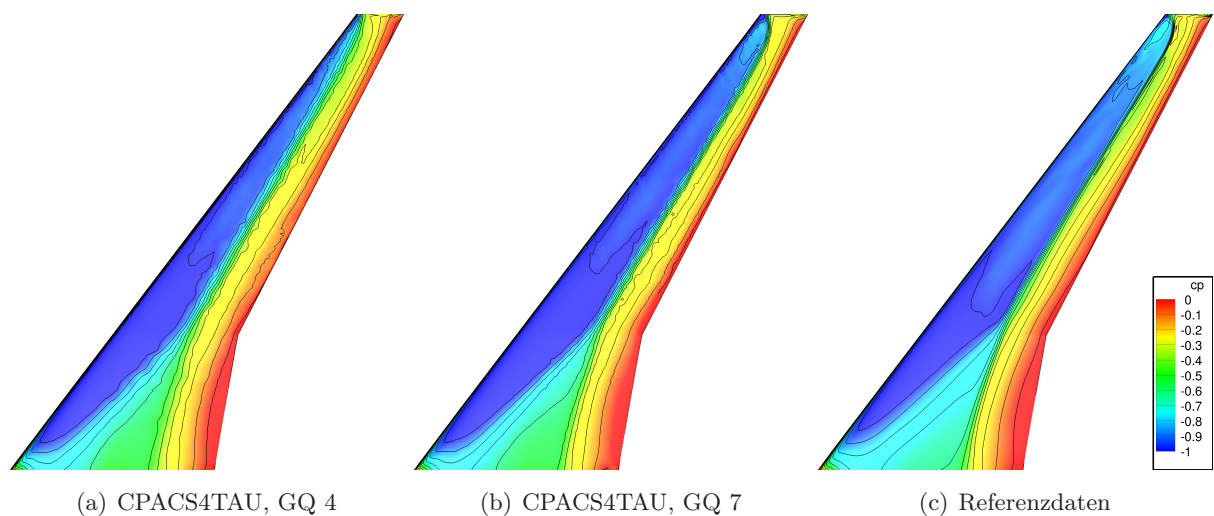


Abbildung 20.: Vergleich der Druckverteilung auf der Flügeloberfläche aus CPACS4TAU mit Referenzdaten,  $\alpha = 3^\circ$

Es ist in allen Abbildungen die Drängung der Isobaren im Bereich der  $c/2$ -Linie zu erkennen. Hier herrscht in Strömungsrichtung ein starker Druckanstieg, was charakteristisch für die Stoßposition ist (vgl. Abschnitt 2.2, Abb. 5). Dabei ist die Drängung bei der Referenzrechnung am stärksten ausgeprägt, bei GQ 4 (Teilabbildung (a)) am schwächsten. Hier ist zudem zu sehen, dass die Isobaren leicht gezackte Verläufe aufweisen, was auf die grobe Netzauflösung zurückzuführen ist. Die exakte Stoßposition kann bei den Ergebnissen von CPACS4TAU jedoch nicht exakt bestimmt werden, da keine klare Unstetigkeit in der Druckverteilung zu erkennen ist. Um das Überschallgebiet exakt erkennen zu können, sind in Abb. 21 bei einem Flügelschnitt bei  $y = 0,3\text{ m} = 0,377c$  für beide CPACS4TAU-Rechnungen sowie die TAU-Referenzrechnung Iso-Mach-Linien eingetragen.

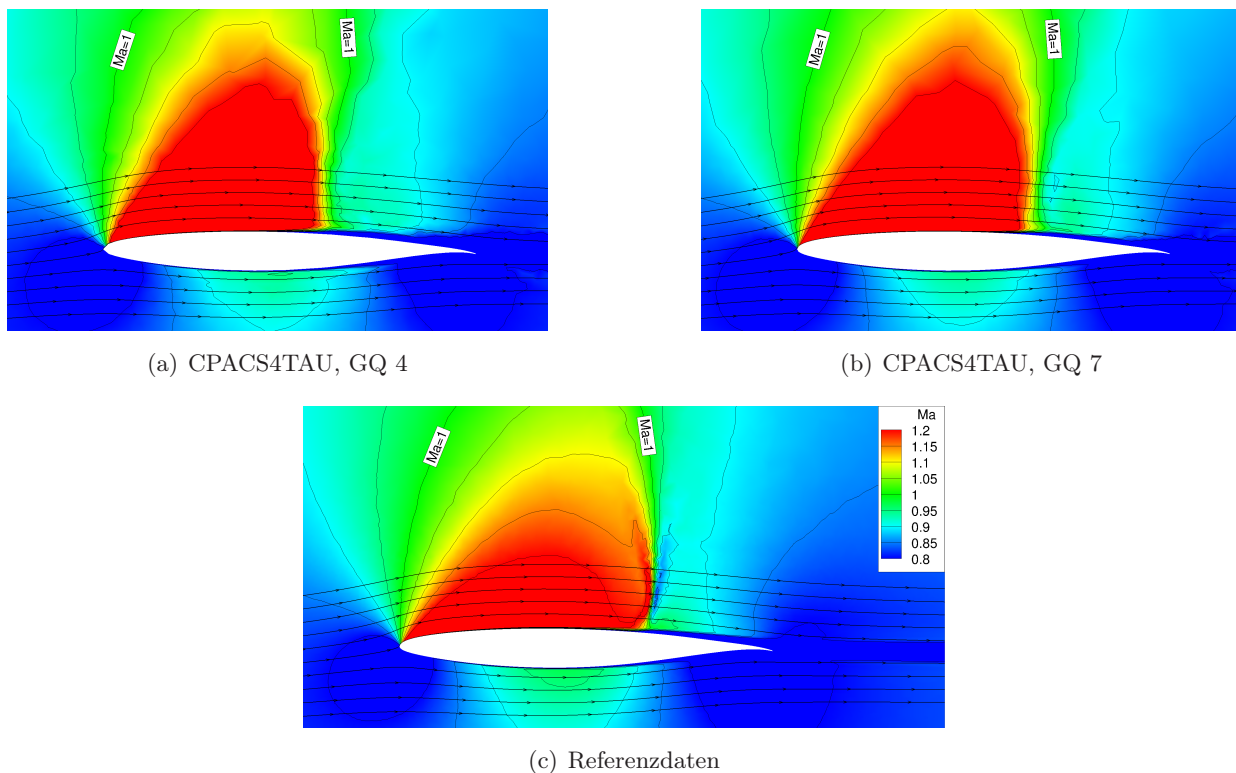


Abbildung 21.: Iso-Mach-Linien bei Flügelschnitt ( $y = 0,3\text{ m}$ ) aus CPACS4TAU,  $\alpha = 3^\circ$

Es ist zu sehen, dass die Stoßposition bei beiden CPACS4TAU-Rechnungen etwas weiter vorn liegt als bei der Referenzrechnung. Bei GQ 4 liegt er bei  $x = 0,61c$ , bei GQ 7 bei  $x = 0,65c$  und bei der Referenzrechnung bei  $x = 0,67c$ . Zudem ist das Überschallgebiet bei den CPACS4TAU-Rechnungen geringfügig größer und stärker ausgeprägt. Es ist zu erwähnen, dass die Abweichungen an diesem Schnitt von den Referenzdaten bei GQ 7 etwas kleiner sind als bei GQ 4.

Zusätzlich zu der beschriebenen Anstellwinkelreihe werden Untersuchungen der von CPACS4TAU berechneten Dämpfungsderivative durchgeführt. Diese werden hierzu mit aus hochauflösenden Referenzrechnungen bestimmten Werten sowie Berechnungen der Toolwrapper CPACS4LILI und CPACS4VSAero verglichen. Die Derivative werden für den Betriebspunkt mit  $Ma = 0,85$ ,  $Re = 5 \cdot 10^6$  und  $\alpha = \beta = 0$  berechnet. Die bestimmten Werte sind in Tab. 14 aufgelistet.

Tabelle 14.: Vergleich der mit CPACS-Toolwrappern berechneten Dämpfungsdervative mit den Referenzdaten

	TAU-Referenzrechnung	CPACS4TAU	CPACS4LILI	CPACS4VSAero
$C_{A,p}$	0,120 68	-0,232 33	0,003 333	0,033 333
$C_{W,p}$	-0,029 885	-0,011	-0,039 849	0,066 667
$C_{Y,p}$	0,413 09	0,53	0,567 76	1,169 97
$C_{L,p}$	-21,9237	-20,6073	-19,6791	-37,8828
$C_{M,p}$	-0,327 56	0,030 333	-0,009 067	-0,043 333
$C_{N,p}$	-0,219 68	-0,097	-0,197 66	-0,342 41
$C_{A,q}$	3,845 48	4,242 33	7,0563	7,2
$C_{W,q}$	-0,047 915	-0,048	0,041 145	0,113 33
$C_{Y,q}$	0	-0,006 667	0,000 002	0,000 12
$C_{L,q}$	0	0,228	0	0,009 633
$C_{M,q}$	-4,247 08	-3,896 33	-5,537 83	-5,566 67
$C_{N,q}$	0	0,017 667	0	0,002 023
$C_{A,r}$	-0,049 429	-0,388	0,008 667	0,033 333
$C_{W,r}$	-0,026 218	0,026 333	-0,000 518	0
$C_{Y,r}$	-0,062 396	-0,091 333	-0,170 89	-0,179 07
$C_{L,r}$	2,323 98	2,623 67	4,005 92	4,1772
$C_{M,r}$	-0,482 40	0,134 33	0	-0,013 333
$C_{N,r}$	-0,984 06	-1,063 67	-0,185 18	-0,243 07

Bei den für die Flugeigenschaften besonders bedeutsamen Derivativen  $C_{L,p}$ ,  $C_{A,q}$ ,  $C_{W,q}$ ,  $C_{M,q}$ ,  $C_{Y,r}$ ,  $C_{L,r}$  und  $C_{N,r}$  zeigt sich eine gute Übereinstimmung der mit CPACS4TAU berechneten Werte mit den Referenzdaten. Die Abweichung ist bei jedem dieser Derivative deutlich geringer als bei den Ergebnissen der Potentialverfahren LIFTING\_LINE und VSAero. Als Beispiel sei die Rolldämpfung  $C_{L,p}$  genannt. Hier beträgt die Abweichung des mit CPACS4TAU berechneten Wertes vom Referenzwert 6%. Für CPACS4LILI und CPACS4VSAero beträgt die Abweichung 10,2% bzw. 72,8%. Die großen Abweichungen bei den von CPACS4VSAero berechneten Derivativen sind bekannt, die Ursache liegt bei der verwendeten Kompressibilitätskorrektur.

Auffällig ist, dass bei den Derivativen, die aufgrund der Symmetrieeigenschaften Null betragen müssen, CPACS4TAU größere Abweichungen aufweist als die Potentialverfahren. Eine mögliche

Erklärung hierfür ist, dass eine unvollständige Konvergenz der Simulation zu gewissen Abweichungen der Beiwerte führt. Dies tritt bei den Potentialverfahren nicht auf, da die Berechnung nicht iterativ erfolgt. Um diese Abweichungen zu vermindern, könnte für die Berechnung von quasistationären Drehungen ein zusätzliches Cauchy-Konvergenzkriterium für die Momente angegeben werden. Eine maximal erlaubte Schwingungsamplitude von  $10^{-4}$  würde den dadurch auftretenden Fehler bei  $p^* = q^* = r^* = 0,003$  auf  $0,0667$  begrenzen.

## Vergleiche mit dem F22-Modell des DLR im Unter- und Überschall

Das verwendete F22-Modell des DLR ist eine generische Konfiguration eines überschallschnellen Kampfflugzeugs mit Deltaflügel. Dabei handelt es sich um ein Windkanalmodell mit einer Spannweite von  $0,5\text{ m}$ ; es ist ein Heckstiel zur Aufhängung im Windkanal vorhanden (vgl. Abb. 22).

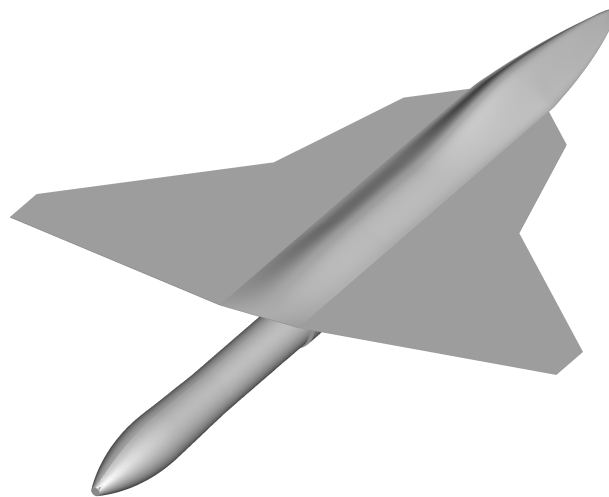


Abbildung 22.: Geometrie des F22-Modells

Da die Konfiguration für hohe Geschwindigkeiten und extreme Manöver ausgelegt ist, liegt der Schwerpunkt der Untersuchungen auf Überschallgeschwindigkeiten und hohen Anstellwinkeln. Es liegen ebenfalls hochauflösende Referenzdaten vor. In Tab. 15 sind die untersuchten Strömungsfälle aufgelistet:

Tabelle 15.: Mit F22-Geometrie berechnete Strömungsfälle

Strömungsgröße	verwendete Werte
Machzahl $Ma$	0,5, 0,85, 1,1
Reynoldszahl $Re$	2 149 795, 2 822 183, 2 707 069
Anstellwinkel $\alpha$	$8^\circ$ , $12^\circ$ ... $24^\circ$ , $28^\circ$
Schiebewinkel $\beta$	$0^\circ$

Zunächst erfolgen die Beiwertvergleiche analog zu den Betrachtungen beim CRM. Dabei erfolgt die Darstellung getrennt nach Machzahlen (Abb. 23 – 25).

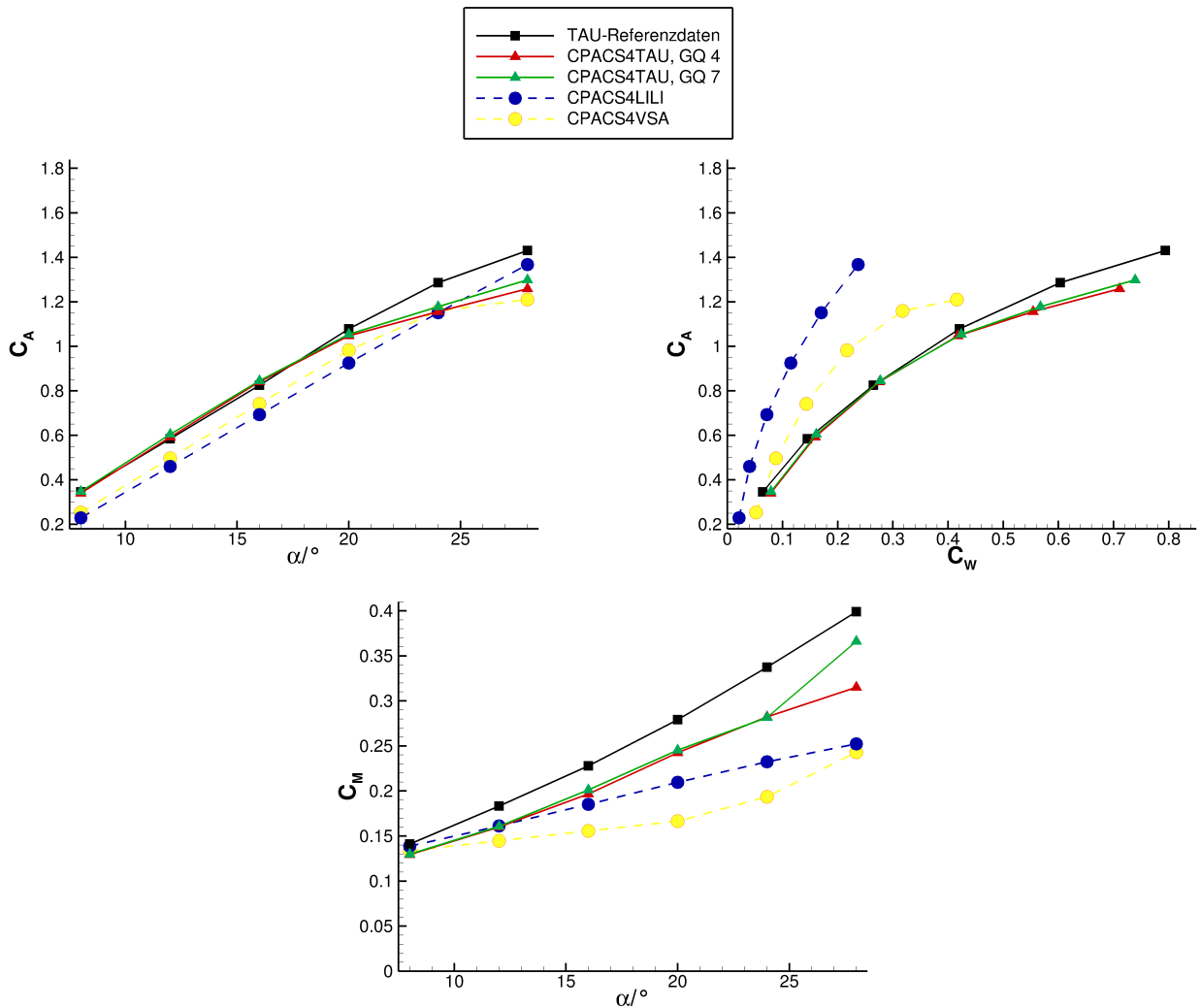


Abbildung 23.: Vergleich der Ergebnisse der Gesamtbeiwerte aus CPACS4TAU mit Referenzdaten (F22,  $Ma = 0,5$ )

Insgesamt ist bei allen Fällen eine gute Übereinstimmung der CPACS4TAU-Ergebnisse mit den Referenzdaten zu sehen. Bei  $Ma = 0,5$  (Abb. 23) treten nennenswerte Abweichungen ab einem Anstellwinkel von  $20^\circ$  auf. Die von CPACS4TAU berechneten Auftriebs- und Widerstandsbeiwerte weichen für  $\alpha = 24^\circ$  und  $\alpha = 28^\circ$  von den Referenzwerten nach unten ab. Bei diesen Anstellwinkeln dominieren Ablösungen und Wirbel die Strömung. Diese werden später eingehend betrachtet. Die Unterschiede der beiden Netzfeinheitsstufen von CPACS4TAU fallen gering aus, die Abweichungen zur Referenzrechnung sind bei GQ 7 kleiner als bei GQ 4. Bei einem Anstellwinkel von  $28^\circ$  liegt der mit GQ 4 berechnete Auftriebsbeiwert 12,0% unter dem der Referenzrechnung, bei GQ 7 beträgt die Abweichung 9,3%. Die Abweichungen des Widerstandsbeiwerts betragen 10,4% bzw. 6,9%. Diese Abweichungen liegen deutlich über der in [4] definierten Schranke von 5%. Für Anstellwinkel  $\alpha \leq 20^\circ$  beträgt die maximale Abweichung des Auftriebsbeiwerts 2,8%, was im definierten Rahmen

liegt. Das von CPACS4TAU berechnete Nickmoment liegt für beide Netzfeinheiten unter den Referenzdaten. Bei  $\alpha = 28^\circ$  ist die Abweichung mit GQ 7 mit 9% deutlich geringer als bei GQ 4 mit 21%.

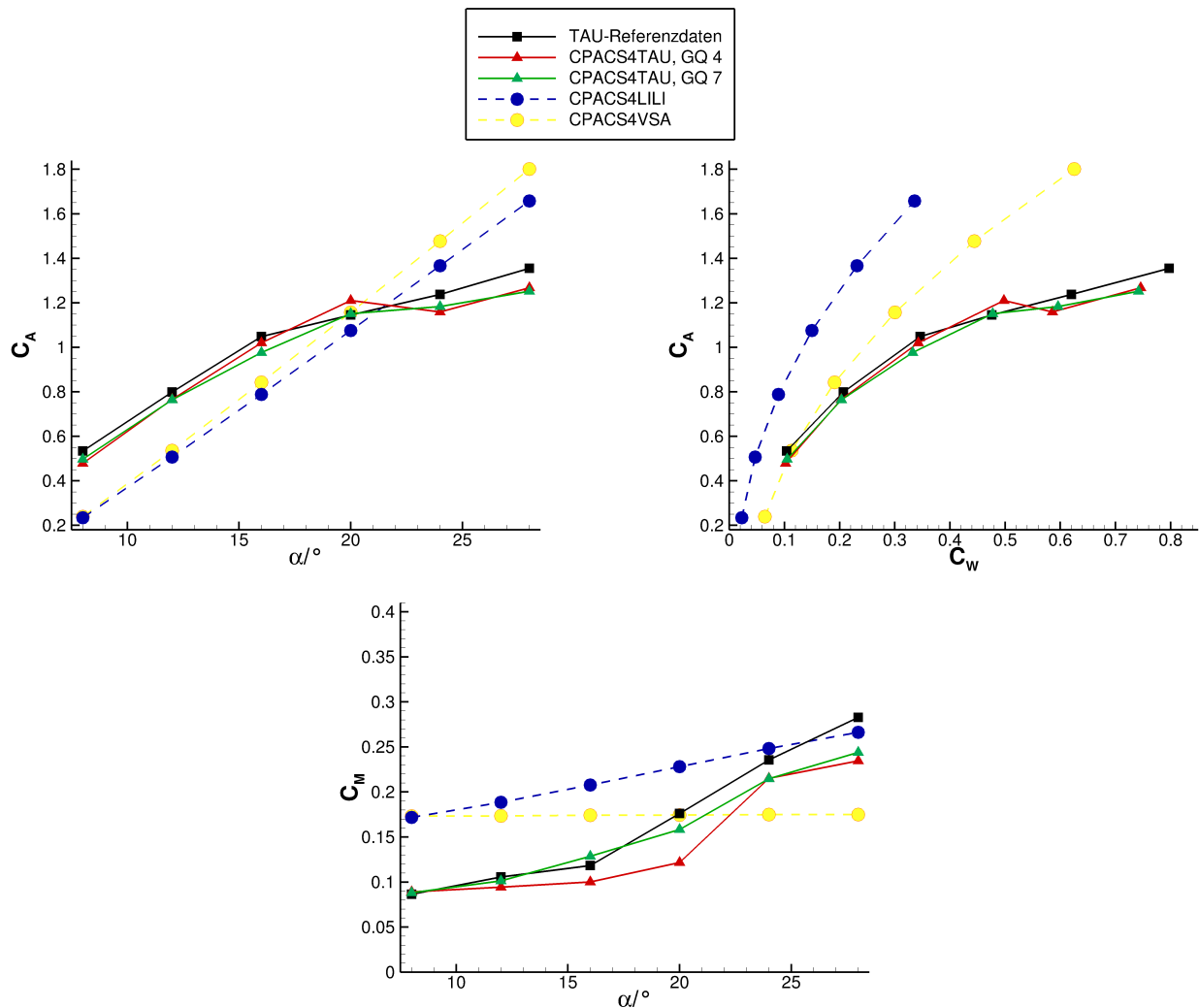


Abbildung 24.: Vergleich der Ergebnisse der Gesamtbeiwerte aus CPACS4TAU mit Referenzdaten (F22,  $Ma = 0,85$ )

Bei  $Ma = 0,85$  (Abb. 24) fällt eine Unregelmäßigkeit bei GQ 4 auf. Dort ist der berechnete Auftriebsbeiwert bei  $\alpha = 24^\circ$  kleiner als bei  $\alpha = 20^\circ$ . Da der Maximalauftrieb bei höheren Anstellwinkeln erreicht wird, ist dieses Verhalten unerwartet. Bei GQ 7 zeigt sich wie erwartet der monoton steigende Auftrieb mit dem Anstellwinkel bis  $\alpha = 28^\circ$ . Die maximale Abweichung des Auftriebsbeiwerts beträgt für GQ 4 6,3% bei  $\alpha = 24^\circ$  sowie 7,6% bei einem Anstellwinkel von  $28^\circ$ . Die größte Abweichung des Widerstandsbeiwerts ist jeweils bei  $\alpha = 28^\circ$  zu finden und beträgt 6,5% bzw. 7,0%. Erneut liegt das von CPACS4TAU berechnete Nickmoment meist unter den Referenzdaten, die Abweichungen mit GQ 7 sind geringer. Die größte Abweichung findet sich bei GQ 4 und einem Anstellwinkel von  $20^\circ$ , sie beträgt 35%.



Auch bei dieser Geometrie weichen die mit Potentialverfahren ermittelten Beiwerte deutlich stärker von den Referenzdaten ab als die mit CPACS4TAU ermittelten, insbesondere bei  $Ma = 0,85$ . Dies entspricht den Erwartungen, da Potentialverfahren keine Ablösungen berücksichtigen können. Bei den untersuchten hohen Anstellwinkeln dominieren jedoch Ablösungen und Wirbel.

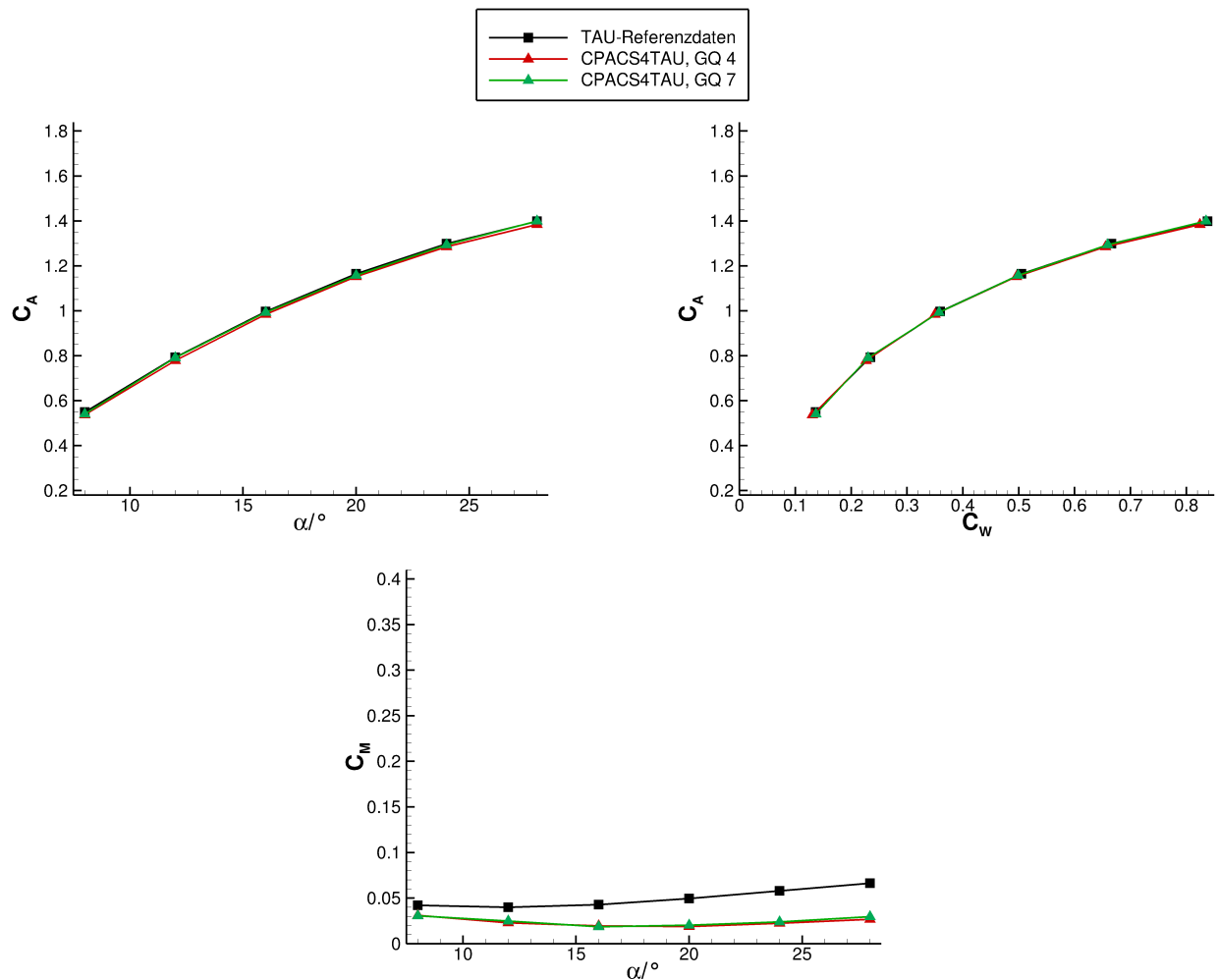


Abbildung 25.: Vergleich der Ergebnisse der Gesamtbeiwerte aus CPACS4TAU mit Referenzdaten (F22,  $Ma = 1,1$ )

Im Überschall bei  $Ma = 1,1$  (Abb. 25) zeigt sich eine sehr gute Übereinstimmung aller Rechnungen. Es fallen keine nennenswerten Unterschiede der Ergebnisse mit GQ 4 und GQ 7 auf, die maximale Abweichung des Auftriebsbeiwerts ist 2,4% bei GQ 4 und 1,6% bei GQ 7, jeweils bei einem Anstellwinkel von  $8^\circ$ . Auch hier liegt der mit CPACS4TAU berechnete Nickmomentenbeiwert unter den Referenzdaten, hier zeigen sich keine nennenswerten Unterschiede zwischen den verschiedenen Netzfeinheiten.

Bei den untersuchten hohen Anstellwinkeln des Deltaflügels dominieren Wirbelstrukturen das Strömungsfeld. Zur Untersuchung dieser wird das Q-Kriterium angewendet. Die Isofläche mit  $Q = 0$  kann als Grenze eines Wirbels angesehen werden. Diese ist für  $Ma = 0,85$  und  $\alpha = 28^\circ$  in

Abb. 26 zeigt. Auf der linken Seite sind die Referenzdaten gezeigt, auf der rechten die Ergebnisse der CPACS4TAU-Rechnung mit GQ 7. Zusätzlich ist die Isofläche nach dem Druckbeiwert  $c_p$  eingefärbt.

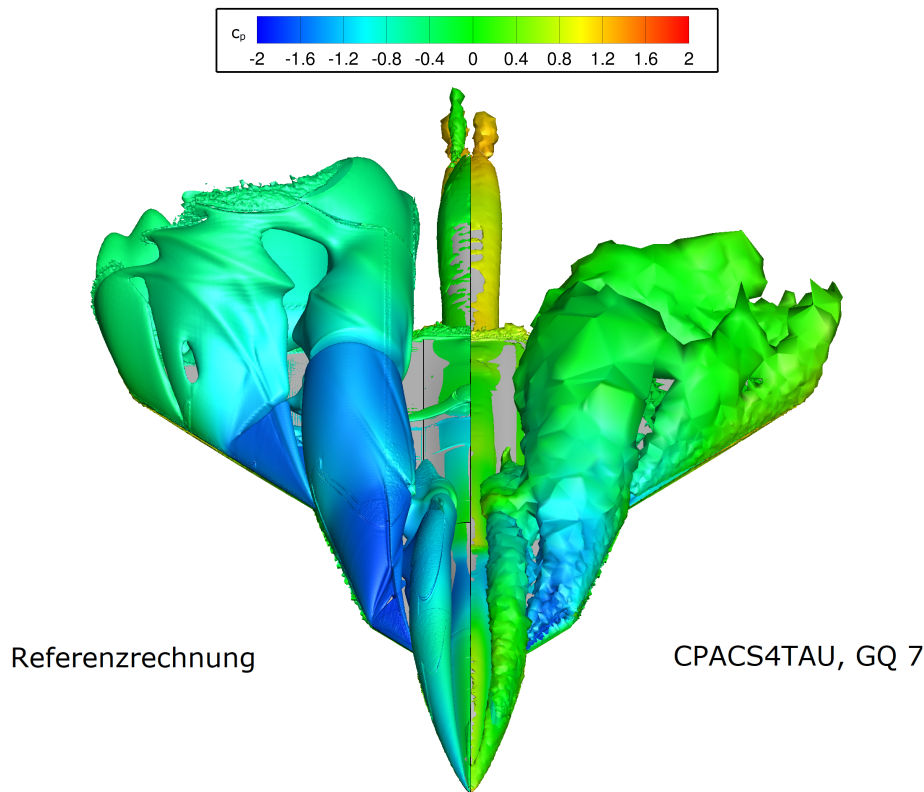


Abbildung 26.: Vergleich der Wirbelstrukturen bei  $Ma = 0,85$  und  $\alpha = 28^\circ$  ( $Q = 0$ -Isofläche)

Es ist zu sehen, dass die Wirbelausmaße bei der CPACS4TAU-Rechnung kleiner sind als bei der hochauflösenden TAU-Rechnung. Zudem ist der Druck auf der Isofläche bei der Referenzrechnung etwas geringer. Da die Wirbel für einen Großteil des Auftriebs verantwortlich sind, führt der zu kleine berechnete Wirbel zu einem zu kleinen Auftriebsbeiwert, wie in Abb. 24 gezeigt. Weiterhin sind in Abb. 27 Schnitte durch die Wirbel gezeigt. Diese sind mit  $Q$  eingefärbt, was ein Maß für die Stärke des Wirbels ist. Es sind nur Bereiche mit  $Q > 0$  dargestellt.

Es fällt auf, dass die Abgrenzung der Wirbel in den Ergebnissen von CPACS4TAU weniger scharf ist als bei der Referenzrechnung. Dies ist auf die größeren Netzzellen zurückzuführen. Erneut ist zu sehen, dass die Wirbel in der Referenzrechnung stärker ausgeprägt sind als bei CPACS4TAU. Im Anhang sind die entsprechenden Darstellungen für  $Ma = 0,5$  und  $Ma = 1,1$  zu finden. Dort zeigt sich ein ähnliches Verhalten.

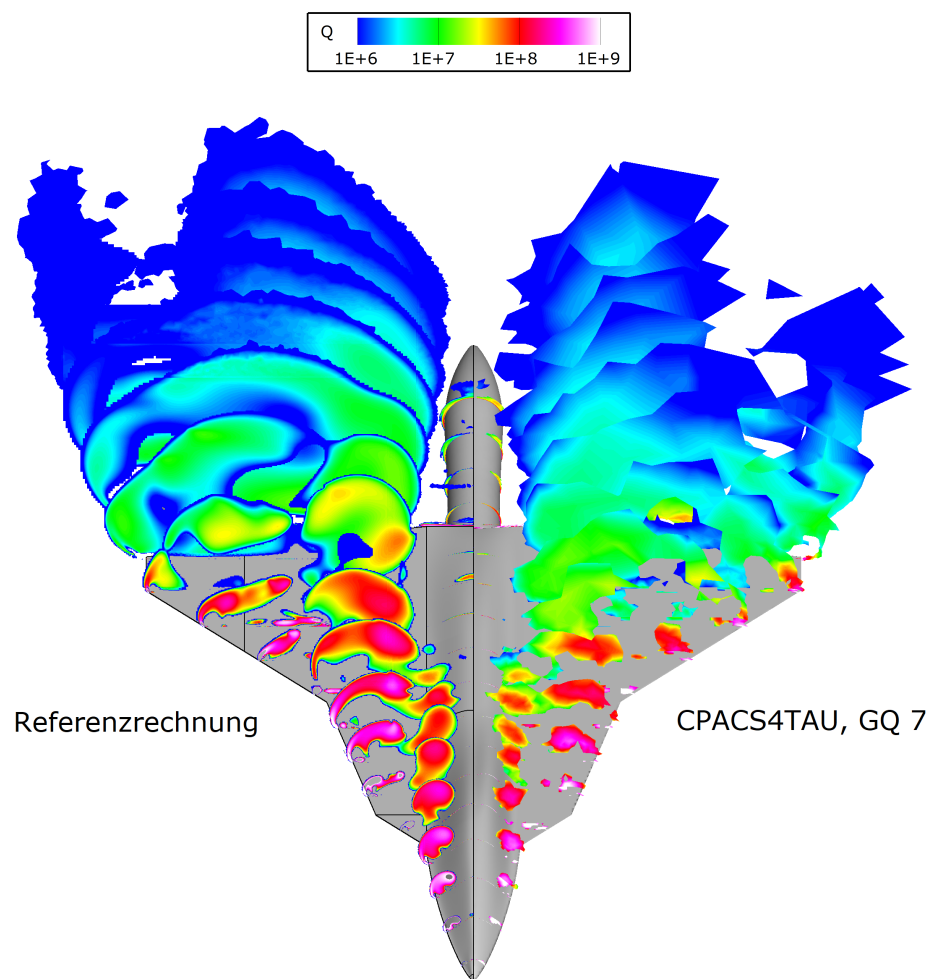


Abbildung 27.: Vergleich der Wirbelstrukturen bei  $Ma = 0,85$  und  $\alpha = 28^\circ$  (Raumschnitte)

## 6. Zusammenfassende Diskussion und Ausblick

Im Rahmen der vorliegenden Arbeit wurden neue Funktionalitäten in den Toolwrapper CPACS4TAU integriert. Dazu gehören die Implementierung der LoadCases, mittels welcher spannweite Lastverteilungen ausgegeben und Zielauftriebsbeiwert-Rechnungen durchgeführt werden können. Zudem können in der neuen Programmversion Dämpfungsderivative aus Rechnungen mit quasistationären Drehungen ermittelt werden. Zur Steuerung des Simulationsablaufs kommen Python-Skripte zum Einsatz. Dieses Vorgehen ermöglicht ein Eingreifen in die Simulation während der Rechnung und erhöht auf diese Weise die Flexibilität. Es konnte gezeigt werden, dass alle neu implementierten Funktionen ordnungsgemäß funktionieren.

Der Programmablauf wurde für das Vermeiden und Abfangen von Fehlern angepasst. Dies betrifft die Netzgenerierung und insbesondere die Simulation mit dem RANS-Strömungslöser TAU. Ein Programmabbruch führt nicht mehr zum vollständigen Verlust aller Daten. Stattdessen werden für die unvollständigen Daten Ausgabedateien geschrieben. Weiterhin wurde die Wiederverwendung alter Rechnetze und das Einlesen alter Ergebnisse ermöglicht und ausführlich getestet. CPACS4TAU liest automatisch alle vorhandenen Dateien ein und erkennt, welche Rechnungen noch ausstehen. So können nach einem Programmabsturz gegebenenfalls Einstellungen geändert werden. Im Anschluss kann CPACS4TAU neu gestartet werden, es werden in diesem Fall nur Strömungsfälle berechnet, welche noch nicht erfolgreich abgeschlossen werden konnten. Darüber hinaus erkennt das Programm, wenn ein Stabilitätsproblem zum Abbruch der TAU-Rechnung geführt hat. Es erfolgt ein zweiter Start der Simulation mit robusteren Einstellungen. Bei nahezu allen Tests führte dieser zweite Versuch zum erfolgreichen Abschluss der Simulation.

Um die Rechenzeit bei gleichbleibender Genauigkeit zu reduzieren, wurden die Einstellungen von Netzgenerierung und Simulation untersucht und angepasst. Im Fokus standen hierfür das Oberflächennetz sowie das Mehrgitterverfahren, welches von TAU verwendet wird. Bezüglich des Oberflächennetzes konnte bei gleichbleibender Netzzellenanzahl die benötigte Zeit zur Erzeugung deutlich reduziert werden. Dies wurde in erster Linie durch die Einstellungen der lokalen Verfeinerungen erreicht. Weiterhin wurde die Verteilung der Netzzellen auf der Oberfläche angepasst. Auch die Umstellung des Mehrgitterzyklus von zwei auf drei Ebenen konnte bei dem untersuchten Fall die Rechenzeit erheblich senken. Zudem wurden die Parameter für die Zielauftriebsbeiwert-Rechnungen bezüglich der Rechenzeit und für größtmögliche Robustheit optimiert.

Es hat sich gezeigt, dass mit der neuen Programmversion Ergebnisse vergleichbarer Genauigkeit erzielt werden können wie in der vorherigen Version von Soner Boztaş, welche in [4] vorgestellt wird. Auffällig ist jedoch, dass im Vergleich zweier Netzfeinheitsstufen bei höherer Netzfeinheit für das Common Research Model der NASA keine genaueren Ergebnisse erzielt werden konnten. Für das F22-Modell des DLR ergaben sich für die höhere Netzfeinheit minimal kleinere Abweichungen von den Referenzdaten. Da die benötigte Rechenzeit mit der höheren Netzfeinheit jedoch nahezu um einen Faktor von drei größer ist, ist zum jetzigen Zeitpunkt die Wahl von `GridQuality = 7`

gegenüber `GridQuality = 4` nicht empfehlenswert. Die Erzielung genauerer Ergebnisse mit höherer Netzfeinheit kann Bestandteil zukünftiger Untersuchungen sein. Bei den Überschall-Strömungsfällen zeigte sich eine sehr gute Übereinstimmung der Ergebnisse von CPACS4TAU in beiden Netzfeinheitsstufen mit den Referenzdaten. Dies ist insofern von Bedeutung, als dass die bisher an CPACS angebotenen Potentialverfahren VSAero und LIFTING\_LINE nicht in der Lage sind, Überschallströmungen zu simulieren.

In nachfolgenden Arbeiten sollte weiterhin die Simulation von Klappenausschlägen und die Berechnung der daraus resultierenden Kraft- und Momentendifferenzen umgesetzt werden. Die Implementierung kann analog zur Berechnung der Dämpfungsdifferentialen erfolgen. Bezüglich der Zielauftriebsbeiwert-Rechnungen kann untersucht werden, ob es möglich ist, nach Anpassung der entsprechenden Parameter mit der Iterationsvorschrift des Newton-Verfahrens eine schnellere Konvergenz zu erreichen. Zusätzlich kann eine Funktion, welche den Anstellwinkel des Maximalauftriebs iterativ bestimmt, implementiert werden.

Da sich gezeigt hat, dass besonders bei niedrigeren Netzfeinheiten der Verdichtungsstoß auf der Flügeloberseite des CRM nicht ausreichend aufgelöst wird, kann in Erwägung gezogen werden, Verwendung von der in TAU verfügbaren Netzadaptation zu machen. Dies würde eine lokale Verfeinerung in Bereichen mit großen Gradienten ermöglichen, ohne sehr große Zellenanzahlen aufgrund einer sehr feinen Auflösung im gesamten Strömungsfeld zu erhalten. Unter anderem für die Implementierung dieser Funktion kann der Vorteil der flexiblen Steuerung mit TAU-Python ausgenutzt werden. Weiterhin können die Robustheit und die Rechenzeit optimiert werden, indem die Kriterien zur Auswahl von Restart-Lösungen angepasst werden. So ließe sich die Anzahl der Abbrüche der TAU-Simulation reduzieren, da eine große Änderung der Anströmbedingungen oftmals Stabilitätsprobleme mit sich bringt und zum Absturz der Simulation führt. Für eine genauere Berechnung der Lastverteilung mit weniger Stützstellen von AeroForce kann zudem eine Interpolation höherer Ordnung implementiert werden.

Neben der Umsetzung neuer Funktionen und der weiteren Optimierung von Rechenzeit und Robustheit kann neben Centaur ein weiterer Netzgenerator wie beispielsweise POINTWISE als Option angebunden werden. Dies würde eine Redundanz bei Problemen bei der Netzgenerierung bestimmter Geometrien schaffen. Auch die Clusterfähigkeit kann in Zukunft ermöglicht werden, da bei einer hohen Netzfeinheit auf einer lokalen Maschine lange Rechenzeiten nicht zu vermeiden sind. Die folgende Programmversion sollte weiterhin die Umstellung auf die aktuelle Version von CPACS, 3.2, beinhalten.

Abschließend ist zu sagen, dass bereits mit der jetzigen Programmversion brauchbare Ergebnisse für den Vorentwurf erzielt werden können. Gegenüber hochauflösenden RANS/LES-Simulationen haben sie den Vorteil, dass deutlich weniger Rechenzeit aufgewendet werden muss und dass der Ablauf der einzelnen Rechnungen inklusive Netzerstellung und Postprocessing automatisiert abläuft. Bei vielen Strömungsfällen weist CPACS4TAU gegenüber den Anbindungen an Potentialverfahren eine höhere Ergebnisgenauigkeit auf. Dies betrifft vor allem nichtlineare Bereiche sowie den gesamten Überschall, welcher von Potentialverfahren nicht abgedeckt werden kann. So ergänzt CPACS4TAU die bestehenden Methoden für den Vorentwurf.

# Literatur

- [1] AMI Aero, LLC: AMI Aero-Homepage. URL: <https://www.amiaerollc.com/Software.html>, aufgerufen am 18.12.2020, 2019
- [2] Blazek, Jiri: Computational Fluid Dynamics: Principles and Applications. 2. Auflage. Elsevier, Amsterdam, 2005
- [3] Bose, Shibani: Vergleichende Wandschubspannungsuntersuchungen in transsonischen Strömungen. Dissertation, Technische Universität Berlin, 2002
- [4] Boztaş, Soner: Entwicklung einer Software zur automatisierten Berechnung aerodynamischer Kennfelder mit dem DLR Strömungslöser TAU für den Flugzeugentwurf. Studienarbeit, DLR Braunschweig, 2019
- [5] Brüning, Gerhard ; Hafer, Xaver ; Sachs, Gottfried: Flugmechanik. 2. Auflage. Springer-Verlag, Berlin/Heidelberg, 1986
- [6] CentaurSoft: CENTAUR: Quick Start Guide. 2016
- [7] CentaurSoft: Centaur-Homepage. URL: [www.centaursoft.com](http://www.centaursoft.com), aufgerufen am 13.11.2020, 2020
- [8] Cummings, Russell M. ; Mason, William H. ; Morton, Scott A. ; McDaniel, David R.: Applied Computational Aerodynamics. Cambridge University Press, New York, 2015
- [9] Dassault Systems: Dassault Systems-Homepage. URL: <https://www.3ds.com/de/produkte-und-services/catia/>, aufgerufen am 18.12.2020, 2020
- [10] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.: TAU-Code User Guide. 2019
- [11] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.: TAU-Python Interface Guide for Release 2019.1.0. 2019
- [12] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.: Technical Documentation of the DLR TAU-Code Release 2019.1.0. 2019
- [13] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V.: CPACS-Website. URL: [www.cpacs.de](http://www.cpacs.de), aufgerufen am 12.08.2020
- [14] Einarsson, Gunnar: TAU-Python. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., 2007
- [15] Etling, Dieter: Theoretische Meteorologie. 3. Auflage. Springer-Verlag, Berlin, Heidelberg, New York, 2008
- [16] Gerhold, Thomas: TAU-Overview. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., 2008
- [17] Hafer, Xaver ; Sachs, Gottfried: Flugmechanik. 3. Auflage. Springer-Verlag, Berlin/Heidelberg, 1993

- [18] Herwig, Heinz: Strömungsmechanik. Vieweg + Teubner, Wiesbaden, 2008
- [19] Hesselbach, Pia: Strömungstechnische Optimierung des neuen Akustikwindkanals am Campus Derendorf mittels CFD. Masterarbeit, Hochschule Düsseldorf, 2016
- [20] Horstmann, Karl H.: LIFTING\_LINE – Ein Mehrfach-Traglinienverfahren für Entwurf und Nachrechnung nichtplanarer Flügelanordnungen. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., 2019
- [21] Liersch, Carsten M.: Usage of LIFTING\_LINE V3.0 and POLINT V1.6 via the CPACS4LILI V3.0.0 interface based on CPACS V2.01. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., 2019
- [22] Liersch, Carsten M. ; Hepperle, Martin: A Unified Approach for Multidisciplinary Preliminary Aircraft Design. In: CEAS Aeronaut 2009 (2009)
- [23] Liersch, Carsten M. ; Hepperle, Martin: A distributed toolbox for multidisciplinary preliminary aircraft design. In: CEAS Aeronaut 2011 (2011)
- [24] Liersch, Carsten M.: Programming conventions for CPACS tools. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e. V., 2019
- [25] Morrison, Joseph H.: 5th AIAA CFD Drag Prediction Workshop. URL: <https://aiaa-dpw.larc.nasa.gov/Workshop5/workshop5.html>, aufgerufen am 21.10.2020, 2012
- [26] Munz, Claus-Dieter: Numerische Behandlung gewöhnlicher und partieller Differenzialgleichungen. 3. Auflage. Springer Vieweg, Berlin/Heidelberg, 2012
- [27] Oertel, Herbert j. ; Laurien, Eckart: Numerische Strömungsmechanik. 2. Auflage. Vieweg, Wiesbaden, 2003
- [28] Rill, Stefan: Aerodynamik des Flugzeugs.  
<http://homepages.hs-bremen.de/kortenfr/Aerodynamik/script/content.html>, aufgerufen am 16.07.2018, 1996
- [29] Roskam, Jan: Airplane Design. Bd. 3. 3. Auflage. DARcorporation, Lawrence, 2003
- [30] Schlichting, Hermann ; Gersten, Klaus: Grenzschicht-Theorie. 10. Auflage. Springer-Verlag, Berlin/Heidelberg, 2006
- [31] Schlichting, Hermann ; Truckenbrodt, Erich A.: Aerodynamik des Flugzeuges. Bd. 1. 2. Auflage. Springer-Verlag, Berlin/Heidelberg/New York, 1967
- [32] Schlichting, Hermann ; Truckenbrodt, Erich A.: Aerodynamik des Flugzeuges. Bd. 2. 2. Auflage. Springer-Verlag, Berlin/Heidelberg, 1969
- [33] Schwamborn, Dieter ; Gerhold, Thomas ; Heinrich, Ralf: The DLR TAU-Code: Recent Applications in Research and Industry. In: ECCOMAS CDF, 2006

- 
- [34] Siggel, Martin ; Kleinert, Jan ; Stollenwerk, Tobias ; Maierl, Reinhold: TiGL: An Open Source Computational Geometry Library for Parametric Aircraft Design. In: Mathematics in Computer Science (2019)
- [35] Tecplot, Inc.: Tecplot-Homepage. URL: [www.tecplot.com/products/tecplot-360](http://www.tecplot.com/products/tecplot-360), aufgerufen am 13.11.2020, 2020
- [36] Thomas, Fred: Grundlagen zum Entwurf von Segelflugzeugen. Motorbuch Verlag, Stuttgart, 1979
- [37] Trottenberg, Ulrich ; Oosterlee, Cornelis W. ; Schüller, Anton: Multigrid. Academic Press, London, San Diego, 2001
- [38] Vassberg, John C.: A Unified Baseline Grid about the Common Research Model Wing-Body for the Fifth AIAA CFD Drag Prediction Workshop. In: AIAA Paper 2011-3508 (2011)
- [39] Versteeg, Henk K. ; Malalasekera, Weeratunge: An Introduction to Computational Fluid Dynamics. 2. Auflage. Pearson, Edinburgh/Harlow/Essex, 2007
- [40] Wilcox, David C.: Turbulence Modeling for CFD. 3. Auflage. DCW Industries, 2006
- [41] Wild, Jochen: AeroForce - Thrust/Drag Bookkeeping and Aerodynamic Force Breakdown over Components. Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V., Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik, 2018



# Abbildungsverzeichnis

1.	Darstellung des verwendeten Koordinatensystems . . . . .	3
2.	Auftriebs- und Widerstandsdiagramme, aus [36] . . . . .	6
3.	Geschwindigkeitsprofile in der Grenzschicht nach verschiedenen Lauflängen, nach [30] . . . . .	10
4.	Zeitlicher Verlauf einer turbulenten Schwankungsgröße, aus [27] . . . . .	12
5.	Verdichtungsstoß auf der Oberseite eines transsonischen Flügelprofils, aus [27] . . . . .	13
6.	Vergleich von strukturierten und unstrukturierten Netzen, aus [39] . . . . .	16
7.	Vergleich des Verlaufs eines Residuums bei instabiler, stabiler aber nicht konsistenter und konvergenter Lösung, nach [27] . . . . .	18
8.	Schematischer Aufbau einer CPACS-Datei, aus [23] . . . . .	22
9.	Darstellung eines beispielhaften hybriden Netzes von Centaur, nach [7] . . . . .	26
10.	Grundlegender Programmablauf von CPACS4TAU, aus [4] . . . . .	27
11.	Segmente und Streifen zur Ausgabe der spannweitigen Lastverteilungen eines Flügels . . . . .	33
12.	Anstellwinkel-Iterationen für Zielauftriebsbeiwert-Rechnung mit vereinfachtem Ansatz . . . . .	35
13.	Neue Ordnerstruktur von CPACS4TAU . . . . .	37
14.	Spannweitige Verteilung der Beiwerte, $\alpha = 0^\circ$ , $\beta = 0^\circ$ . . . . .	43
15.	Verlauf von Anstellwinkel, Auftriebsbeiwert sowie Dichteresiduum mit den TAU-Iterationen, $C_{A,Ziel} = 0$ . . . . .	45
16.	Verlauf von Anstellwinkel, Auftriebsbeiwert sowie Dichteresiduum mit den TAU-Iterationen, $C_{A,Ziel} = 0$ , Detailansicht der letzten 500 Iterationen vor Erreichen von $C_{A,Ziel}$ . . . . .	46
17.	Unterschiede durch die Verwendung verschiedener Vorderkantenquellen . . . . .	49
18.	Geometrie des CRM, aus [38] . . . . .	53
19.	Vergleich der Ergebnisse der Gesamtbeiwerte aus CPACS4TAU mit Referenzdaten (CRM) . . . . .	54
20.	Vergleich der Druckverteilung auf der Flügeloberfläche aus CPACS4TAU mit Referenzdaten, $\alpha = 3^\circ$ . . . . .	55
21.	Iso-Mach-Linien bei Flügelschnitt ( $y = 0,3\text{ m}$ ) aus CPACS4TAU, $\alpha = 3^\circ$ . . . . .	56
22.	Geometrie des F22-Modells . . . . .	58
23.	Vergleich der Ergebnisse der Gesamtbeiwerte aus CPACS4TAU mit Referenzdaten (F22, $Ma = 0,5$ ) . . . . .	59
24.	Vergleich der Ergebnisse der Gesamtbeiwerte aus CPACS4TAU mit Referenzdaten (F22, $Ma = 0,85$ ) . . . . .	60
25.	Vergleich der Ergebnisse der Gesamtbeiwerte aus CPACS4TAU mit Referenzdaten (F22, $Ma = 1,1$ ) . . . . .	61
26.	Vergleich der Wirbelstrukturen bei $Ma = 0,85$ und $\alpha = 28^\circ$ ( $Q = 0$ -Isofläche) . . . . .	62
27.	Vergleich der Wirbelstrukturen bei $Ma = 0,85$ und $\alpha = 28^\circ$ (Raumschnitte) . . . . .	63
A.28.	Spannweitige Verteilung der Beiwerte, $\alpha = 30^\circ$ , $\beta = 0^\circ$ . . . . .	82
A.29.	Verlauf von Anstellwinkel, Auftriebsbeiwert sowie Dichteresiduum mit den TAU-Iterationen, $C_{A,Ziel} = 0,5$ . . . . .	83

A.30. Verlauf von Anstellwinkel, Auftriebsbeiwert sowie Dichteresiduum mit den TAU-Iterationen, $C_{A,Ziel} = 1$ . . . . .	83
A.31. Vergleich der Ergebnisse der Gesamtbeiwerte aus CPACS4TAU mit Referenzdaten (CRM) sowie den Ergebnissen aus [4] . . . . .	84
A.32. Vergleich der Wirbelstrukturen bei $Ma = 0,5$ (oben) und $Ma = 1,1$ (unten), jeweils $\alpha = 28^\circ$ (Raumschnitte) . . . . .	85

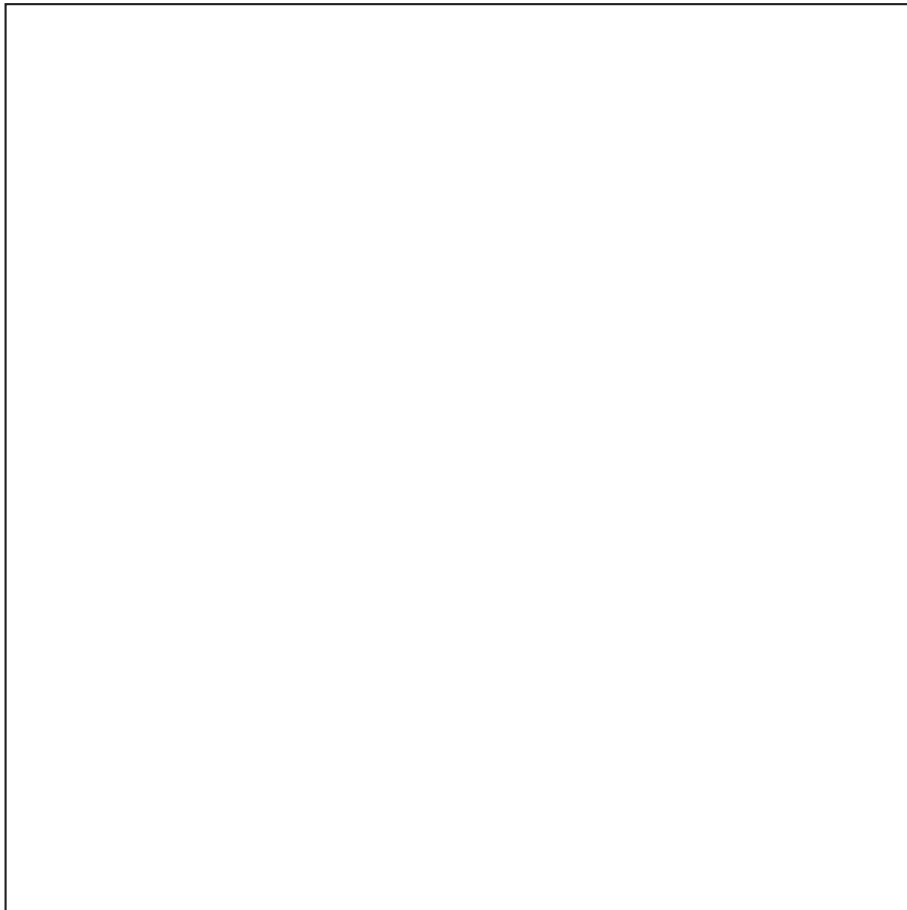
# Tabellenverzeichnis

1.	Auflistung der Derivative unterteilt nach Ursache und Wirkung . . . . .	8
2.	Eingabeparameter in TAU . . . . .	24
3.	Ausgabegrößen von TAU . . . . .	25
4.	In <code>Grids_info.xml</code> abgelegte Informationen zu vorhandenen Netzen . . . . .	38
5.	In <code>Cases_info.xml</code> abgelegte Informationen zu abgeschlossenen Simulationen . . .	39
6.	Für Überprüfung der Berechnung der Dämpfungsdervative verwendete Strömungsfälle	42
7.	Vergleich der von CPACS4TAU berechneten Dämpfungsdervative mit manuell ermittelten Werten (positive Drehrichtungen) . . . . .	42
8.	Flügelbeiwerte und summierte Streifenbeiwerte im Vergleich, $\alpha = 0^\circ$ , $\beta = 0^\circ$ . . . .	44
9.	Für Überprüfung der Wiederverwendbarkeit von Netzen und Simulationsergebnissen verwendete Strömungsfälle . . . . .	47
10.	Einfluss des Startzeitpunkts der Multigrid-Zyklen auf CPU-Zeit und Iterationsanzahl	50
11.	Vergleich der Rechenzeiten bei Verwendung verschiedener Multigrid-Zyklen, Start nach 500 Iterationen . . . . .	51
12.	Einfluss der Anzahl der TAU-Iterationen pro Anstellwinkeliteration auf Rechenzeit bei Verwendung eines Zielauftriebsbeiwerts . . . . .	52
13.	Mit CRM-Geometrie berechnete Strömungsfälle . . . . .	53
14.	Vergleich der mit CPACS-Toolwrappern berechneten Dämpfungsdervative mit den Referenzdaten . . . . .	57
15.	Mit F22-Geometrie berechnete Strömungsfälle . . . . .	58
16.	Vergleich der von CPACS4TAU berechneten Dämpfungsdervative mit manuell ermittelten Werten (negative Drehrichtungen) . . . . .	81
17.	Flügelbeiwerte und summierte Streifenbeiwerte im Vergleich, $\alpha = 30^\circ$ , $\beta = 20^\circ$ . . .	82

# A. Anhang

## A.1. Quellcode

### Datenträger mit vollständigem Quellcode



### Übersicht der C++ -Klassen von *CPACS4TAU*

Aufgelistet sind nur die Klassen, die speziell zu CPACS4TAU gehören. Klassen, die übergreifend von allen CPACS-Toolwrappern verwendet werden, sind nicht dargestellt. Grundlegende Änderungen und Ergänzungen aus dieser Arbeit sind in rot markiert.

## cController

Steuert grundlegenden Programmablauf:

- Legt Ordner für Simulationen an
- Ruft Funktionen von `cCPACSInput`, `cGridManager`, `cTAU`, `cResult` und `cPostProcessor` auf
- Arbeitet alle Operating Conditions ab
- **Fängt Fehler bei Netzgenerierung und Simulation ab und behandelt diese weiter**
- Schätzt den Startwert des Anstellwinkels bei Ziel- $C_A$ -Rechnungen
- **Verwaltet `Cases_info.xml`-Datei**

## cCPACSInput

- Liest alle Operationg Conditions ein
- Liest alle programmspezifischen Parameter aus dem CPACS-Datensatz ein
- Steuert den IGES-Export

## cGridManager

- Erzeugt Ordner für Netze
- Ruft Funktionen von `cCENTAUR` auf
- Prüft, ob ein geeignetes Netz für die nächste Operation Condition verfügbar ist
- **Verwaltet `Grids_info.xml`-Datei**

## cAerodynamics

- Berechnet Dicke der wandnächsten Zellschicht, um ausreichende Auflösung zu gewährleisten
- Berechnet Grenzschichtdicke, um Gesamtdicke der Prismenschichten zu bestimmen

## cGrid

- Enthält alle relevanten Informationen zu einem Netz
- Wird instanziiert, wenn neues Netz generiert wurde
- **Wird instanziiert, wenn gültiger Eintrag in `Grids_info.xml` gefunden wurde**

## cCENTAUR

Führt die Netzgenerierung durch:

- Steuert alle Funktionen von Centaur
- Bestimmt Größe und Position von Fernfeldrand und Quellen zur Netzverfeinerung
- Erstellt Eingabedateien für die Netzgenerierung

## cCENTAURInput

- Liest alle für die Netzgenerierung relevanten Parameter ein

## cTAU

Führt die Simulation aus:

- Steuert alle Funktionen von TAU bzw. von TAU-Python
- Erstellt Eingabedateien für die Simulation
- **Verwaltet Restartinformationen**
- **Prüft, ob die Simulation erfolgreich war**

## cPostProcessor

- Steuert die Auswertung mit AeroForce
- Wandelt Ergebnisse in Tecplot-Format um
- Ruft Funktion von `cResult` auf
- **Kopiert Ergebnisdateien in Visualisierungsordner und löscht nicht mehr benötigte Ordner**

## cTECReader

- Stellt Funktionen zum Lesen von Tecplot-Dateien bereit

## cResult

- **Liest Ergebnisse aus TAU- und AeroForce-Ausgabedateien ein**
- **Rechnet Lastverteilungen auf die definierten Streifen um**
- **Führt Koordinatentransformationen durch**
- **Normiert Beiwerte**

## A.2. CPACS-Datensätze

### kommentiertes Beispiel eines CPACS-Datensatzes

```
<?xml version="1.0" encoding="UTF-8"?>
<cpacs>  <!-- Hauptknoten -->
  <header>
    <name>DLR-F22-CPACS</name>
    <description> <!-- Beschreibung --> </description>
    <creator> <!-- Ersteller --> </creator>
    <timestamp> <!-- Zeitstempel --> </timestamp>
    <cpacsVersion>2.3</cpacsVersion>
  </header>
  <vehicles>
    <aircraft>  <!-- Geometriebeschreibung -->
      <model uID="DLR-F22-CPACS">
        <name>DLR-F22-CPACS</name>
        <description/>
        <reference>  <!-- Bezugsgroessen (Laengen in Meter) -->
          <area>0.09452</area>  <!-- Fluegelflaeche -->
          <length>0.22716</length>  <!-- Bezugsfluegeltiefe -->
          <point>  <!-- Momentenbezugspunkt -->
            <x>0.14938</x>
            <y>0</y>
            <z>0</z>
          </point>
        </reference>
        <fuselages>  <!-- Rumpfgeometrien -->
          <fuselage uID="Heckstiel">
            <name>Fuselage</name>
            <description>This fuselage has been generated using CATIA2CPACS.</description>
            <parentUID isLink="True">Fuselage</parentUID>
            <transformation>
              ...
            </transformation>
            <sections>  <!-- Profilschnitte -->
              <section uID="F22_Fuselage_Sec1">
                <name>F22 - Fuselage Section 1</name>
                <description>F22 - Fuselage Section 1</description>
                <transformation>
                  ...
                </transformation>
                <elements>
                  <element uID="F22_Fuselage_Sec1_E11">
                    <name>F22 - Fuselage Section 1 Main Element</name>
                    <description>F22 - Fuselage Section 1 Main Element</description>
                    <profileUID>F22_Fuselage_Sec1_E11_Pro</profileUID>
                    <transformation>
                      ...
                    </transformation>
                  </element>
                </elements>
              </section>
              <section uID="F22_Fuselage_Sec2">
                ...
              </section>
            </sections>
            <positionings>  <!-- Positionierung der Schnitte -->
              <positioning uID="F22_Fuselage_Sec1_Positioning">
                <name>F22 - Fuselage Section 1 Positioning</name>

```

```

    <description>F22 - Fuselage Section 1 Positioning</description>
    <length>.2852225167</length>
    <sweepAngle>90</sweepAngle>
    <dihedralAngle>0</dihedralAngle>
    <toSectionUID>F22_Fuselage_Sec1</toSectionUID>
  </positioning>
  <positioning uID="F22_Fuselage_Sec2_Positioning">
    ...
  </positioning>
  ...
</positionings>
<segments> <!-- Segmente zwischen Schnitten mit Fuehrungskurven -->
  <segment uID="F22_Fuselage_Seg_1_2">
    <name>F22_Fuselage_Seg_1_2</name>
    <description>F22_Fuselage_Seg_1_2</description>
    <fromElementUID>F22_Fuselage_Sec1_E11</fromElementUID>
    <toElementUID>F22_Fuselage_Sec2_E11</toElementUID>
  </segment>
  <segment uID="F22_Fuselage_Seg_2_3">
    ...
  </segment>
  ...
</segments>
</fuselage>
<fuselage uID="Fuselage">
  ...
</fuselage>
</fuselages>
<wings> <!-- Geometriedefinition der Fluegel -->
  <wing uID="Wing">
    <name>Wing</name>
    <parentUID isLink="True">Fuselage</parentUID>
    <description>This wing has been generated using CATIA2CPACS.</description>
    <transformation>
      ...
    </transformation>
    <sections> <!-- Schnitte, Positionierung und Segmente analog zu Rumpfgeometrien -->
      ...
    </sections>
    <positionings>
      ...
    </positionings>
    <segments>
      ...
    </segments>
  </wing>
</wings>
<analyses> <!-- Definition der Operationg Conditions -->
  <aeroPerformanceMap> <!-- PerformanceMap fuer Kennfelder, Angabe der
    Anstroembedingungen als Matrix -->
    <machNumber mapType="vector">0.4</machNumber>
    <reynoldsNumber mapType="vector">565925</reynoldsNumber>
    <angleOfSideslip mapType="vector">0</angleOfSideslip>
    <angleOfAttack mapType="vector">1.0;2.0;3.0</angleOfAttack>
  </aeroPerformanceMap>
  <loadAnalysis> <!-- LoadCases fuer detaillierte Lastverteilung -->
    <loadCases>
      <flightLoadCase uID="LC_1">
        <name>LC_1</name>
        <description>LC_1 (Re, AoA)</description>
        <state>
          <derivedParameters> <!-- Angabe eines einzelnen Anstroemzustands -->

```



```

        <machNumber>0.4</machNumber>
        <reynoldsNumber>565925</reynoldsNumber>
        <angleOfSideslip>0</angleOfSideslip>
        <angleOfAttack>1.0</angleOfAttack>
    </derivedParameters>
</state>
</flightLoadCase>
...
</loadCases>
</loadAnalysis>
</analyses>
</model>
</aircraft>
<profiles>
  <fuselageProfiles>    <!-- Angabe der verwendeten Profile fuer Ruempfe -->
    <fuselageProfile uID="F22_Fuselage_Sec1_El1_Pro">
      <name>Profile for F22 - Fuselage Section 1 Main Element</name>
      <description>Profile for F22 - Fuselage Section 1 Main Element</description>
      <pointList>
        ...
      </pointList>
    </fuselageProfile>
    <fuselageProfile uID="F22_Fuselage_Sec2_El1_Pro">
      ...
    </fuselageProfile>
    ...
  </fuselageProfiles>
  <wingAirfoils>    <!-- Angabe der verwendeten Fluegelprofile -->
    <wingAirfoil uID="DLR-FFD-CPACS_Wing_Sec1_El1_Pro">
      ...
    </wingAirfoil>
    ...
  </wingAirfoils>
  <guideCurves>    <!-- Fuehrungskurven fuer Segmente -->
    <guideCurveProfile uID="DLR-FFD-CPACS_Wing_Seg_1_2_GuideCurve_GuideCurve-LE_Pro">
      ...
    </guideCurveProfile>
    ...
  </guideCurves>
</profiles>
</vehicles>
<toolspecific>    <!-- Angaben, welche sich nur auf das verwendete Programm beziehen -->
  <TAU>
    <tool>
      <name>TAU</name>
      <version>1.0.0.0</version>
    </tool>
    <aircraftModelUID>DLR-F22-CPACS</aircraftModelUID>
    <performanceMap>    <!-- aktiviert PerformanceMap -->
      <positiveQuasiSteadyRotation/>    <!-- aktiviert Berechnung von
        Daempfungderivativen -->
    </performanceMap>
    <!-- O D E R -->
    <loadCases>    <!-- aktiviert LoadCases -->
      <loadCaseUID>LC_1</loadCaseUID>
      ...
    </loadCases>
    <toolParameters>
      <archiveMode>2</archiveMode>
      <parallelComputationMode>12</parallelComputationMode>
      <gridGenerationOnly>false</gridGenerationOnly>
      <externalIges>F22.igs</externalIges>    <!-- Verwendung einer externen IGES-Datei -->

```

```

    <stripNumber>500</stripNumber>    <!-- Anzahl der AeroForce-Auswertestellen fuer
        LoadCases -->
    <cleanDirectories>1</cleanDirectories>    <!-- Loeschen nicht mehr benoetigter Ordner,
        um Speicherplatz freizugeben -->
<preProcessing>
  <gridGenerator>centaur</gridGenerator>
  <centaur>
    <numberOfProcessors>12</numberOfProcessors>
    <maxCurveDiscretizationPoints>101</maxCurveDiscretizationPoints>
    <gridQuality>4</gridQuality>
    <autoCADCleaningEnabled>true</autoCADCleaningEnabled>
    <trailingEdgeSourcesEnabled>>false</trailingEdgeSourcesEnabled>
  </centaur>
</preProcessing>
<processing>
  <referenceTemperature>216.65</referenceTemperature>
  <cflNumber>5.0</cflNumber>
</processing>
</toolParameters>
</TAU>
</toolspecific>
</cpacs>

```

## kommentierte CPACS-Ausgabedatei

```

<?xml version="1.0" encoding="utf-8"?>
<cpacs>
  <header>
    <name>Aerodynamic analysis</name>
    <version>1.0.0.0</version>
    <cpacsVersion>3.0</cpacsVersion>
    <creator>TAU</creator>
    <description>HandbookAero calculation result</description>
    <timestamp>2020-09-16T13:08:20</timestamp>
  </header>
  <vehicles>
    <aircraft>
      <model uID="DLR-F22-CPACS">
        <name>DLR-F22-CPACS</name>
        <reference>    <!-- Bezugsgroessen fuer das Gesamtflugzeug -->
          <area>0.09452</area>
          <length>0.22716</length>
          <point>
            <x>0.14938</x>
            <y>0</y>
            <z>0</z>
          </point>
        </reference>
        <analyses>
          <aeroPerformanceMap>
            <machNumber mapType="vector">0.4;0.5;0.6</machNumber>
            <reynoldsNumber mapType="vector">1e+06</reynoldsNumber>
            <angleOfSideslip mapType="vector">0</angleOfSideslip>
            <angleOfAttack mapType="vector">0;1;2</angleOfAttack>
            <cfx mapType="array">...</cfx>    <!-- Widerstandsbeiwert -->
            <cfy mapType="array">...</cfy>    <!-- Seitenkraftbeiwert -->
            <cfz mapType="array">...</cfz>    <!-- Auftriebsbeiwert -->
            <cmx mapType="array">...</cmx>    <!-- Rollmomentenbeiwert -->
            <cmz mapType="array">...</cmz>    <!-- Nickmomentenbeiwert -->
            <cmz mapType="array">...</cmz>    <!-- Giermomentenbeiwert -->
          </aeroPerformanceMap>
        </analyses>
      </model>
    </aircraft>
  </vehicles>
</cpacs>

```



```

        <cfy>0.00234659</cfy>
        <cfz>-0.0254182</cfz>
        <cmx>1.98205e-05</cmx>
        <cmx>0.00614312</cmx>
        <cmz>-0.00186124</cmz>
        <reference>    <!-- Bezugsgrößen des Streifens -->
            <area>0.09452</area>
            <length>0.22716</length>
            <point>    <!-- Momentenbezugspunkt des Streifens -->
                <x>0.25</x>
                <y>0.00362914</y>
                <z>0</z>
            </point>
        </reference>
    </strip>
</strip>
    ...
</strip>
    ...
</segment>
    ...
</segment>
    ...
</segments>
</wing>
</wings>
</aeroLoads>
</flightLoadCase>
    ... <!-- weitere LoadCases -->
</loadCases>
</loadAnalysis>
</analyses>
</model>
</aircraft>
</vehicles>
</cpacs>

```

## A.3. Ergebnisse aus *CPACS4TAU*

### Gespeicherte Daten zu Netzen und erfolgreichen Rechnungen

#### Grids\_info.xml

```

<?xml version="1.0" encoding="utf-8"?>
<cpacs4tau_grids>
  <IgesMD5>e5809a1921af115a6e75ace909cb482f</IgesMD5>
  <grid>
    <name>Grid_0</name>
    <folderPath>CPACS4TAU_Grids/Grid_0</folderPath>
    <filePath>CPACS4TAU_Grids/Grid_0/Grid_0.grid</filePath>
    <initialLayerThickness>9.14097e-07</initialLayerThickness>
    <boundaryLayerThickness>0.00857204</boundaryLayerThickness>
    <boundaryMappingFilePath>CPACS4TAU_Grids/Grid_0/Grid_0.grid.bmap</boundaryMappingFilePath>
    <gridQuality>4</gridQuality>
    <timestamp>Mon Oct 5 11:04:23 2020: </timestamp>
    <igesMD5>e5809a1921af115a6e75ace909cb482f
  </igesMD5>

```

```

</grid>
<grid>
...
</grid>
...
</cpacs4tau_grids>

```

## Cases\_info.xml

```

<?xml version="1.0" encoding="utf-8"?>
<cpacs4tau_cases>
  <IgesMD5>e5809a1921af115a6e75ace909cb482f</IgesMD5>
  <case>
    <name>PerformanceMap computation number: 1</name>
    <gridName>Grid_0</gridName>
    <description>PerformanceMap computation number: 1</description>
    <loadCaseUID>PerformanceMap computation number: 1</loadCaseUID>
    <machNumber>0.5</machNumber>
    <reynoldsNumber>2.9e+06</reynoldsNumber>
    <quasiSteadyRotationUsed>0</quasiSteadyRotationUsed>
    <targetCLUsed>0</targetCLUsed>
    <angleOfAttack>8</angleOfAttack>
    <angleOfSideslip>0</angleOfSideslip>
    <resultFolderPath>Cases/Case_1/Results</resultFolderPath>
    <lastSurfaceResultFileName>Case_1.surface.pval.2855.plt</lastSurfaceResultFileName>
    <lastFieldResultFileName>Case_1.pval.2855</lastFieldResultFileName>
    <lastIteration>2855</lastIteration>
  </case>
  <case>
    ...
  </case>
  ...
</cpacs4tau_cases>

```

## Verifikation der Berechnung der Dämpfungsdervative

Tabelle 16.: Vergleich der von CPACS4TAU berechneten Dämpfungsdervative mit manuell ermittelten Werten (negative Drehrichtungen)

	$p$		$q$		$r$	
	CPACS4TAU	manuell	CPACS4TAU	manuell	CPACS4TAU	manuell
$\Delta C_A$	0,012	0,012 322	1,544	1,546 91	0,070 667	0,068 232
$\Delta C_W$	-0,016	-0,016 002	0,034	0,034 32	-0,009	-0,009 036
$\Delta C_Y$	-0,044	-0,043 815	-0,006 333	-0,000 181	-0,018	-0,017 878
$\Delta C_{M_X}$	-0,400 235	-0,399 155	-0,002 098	-0,002 142	0,017 432	0,018 127
$\Delta C_{M_y}$	-0,010 667	-0,010 88	-0,561	-0,560 649	-0,019 333	-0,019 871
$\Delta C_{M_z}$	-0,081 918	-0,089 323	0,000 251	0,000 212	-0,045 584	-0,045 449

## Verifikation der Ausgabe der spannweiten Lastverteilungen und der Zielauftriebsbeiwert-Rechnungen

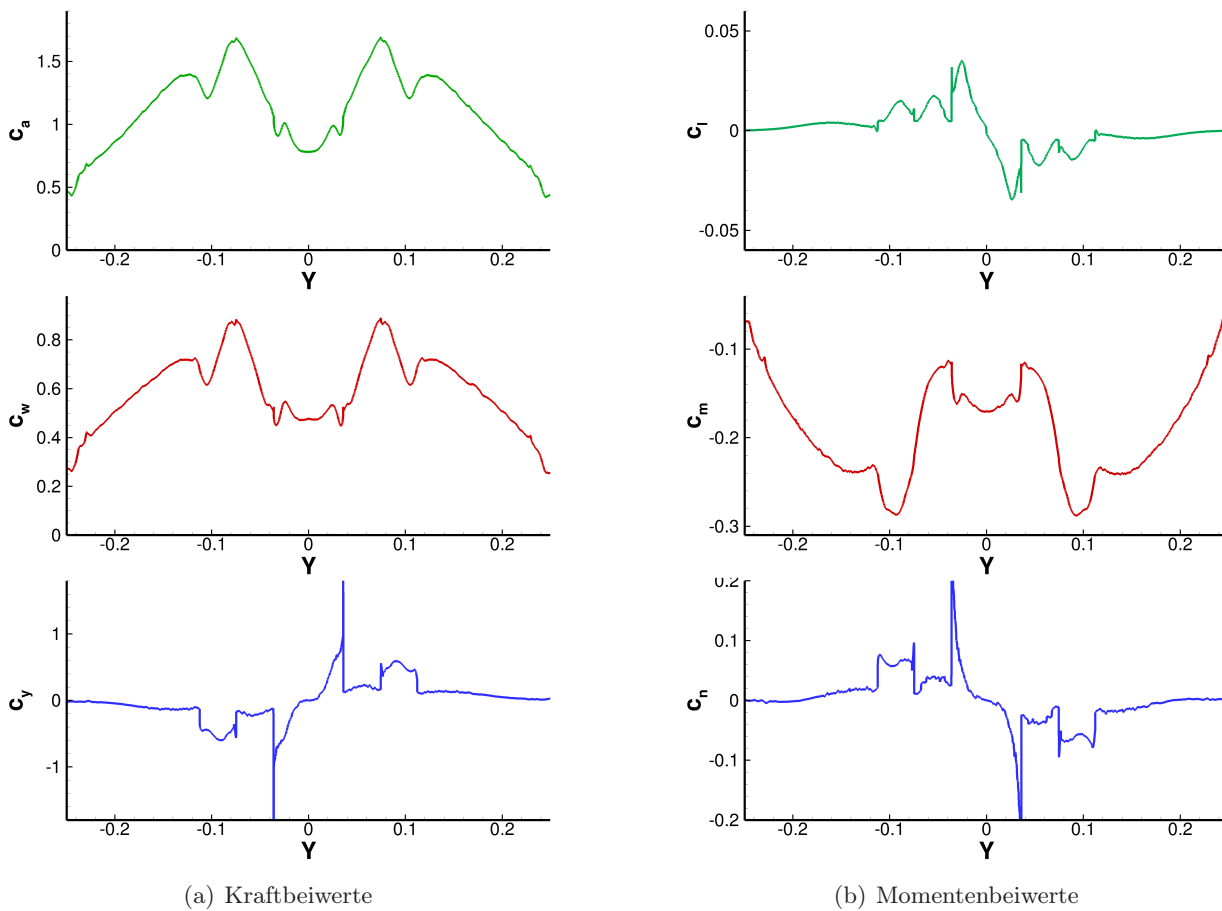


Abbildung A.28.: Spannweite Verteilung der Beiwerte,  $\alpha = 30^\circ$ ,  $\beta = 0^\circ$

Tabelle 17.: Flügelbeiwerte und summierte Streifenbeiwerte im Vergleich,  $\alpha = 30^\circ$ ,  $\beta = 20^\circ$

	$C_A$	$C_W$	$C_Y$	$C_L$	$C_M$	$C_N$
Flügelbeiwert	1,03891	0,551763	-0,192972	-0,064205	0,131467	0,006182
summierte Streifen	0,03827	0,551555	-0,192702	-0,064022	0,131181	0,006019

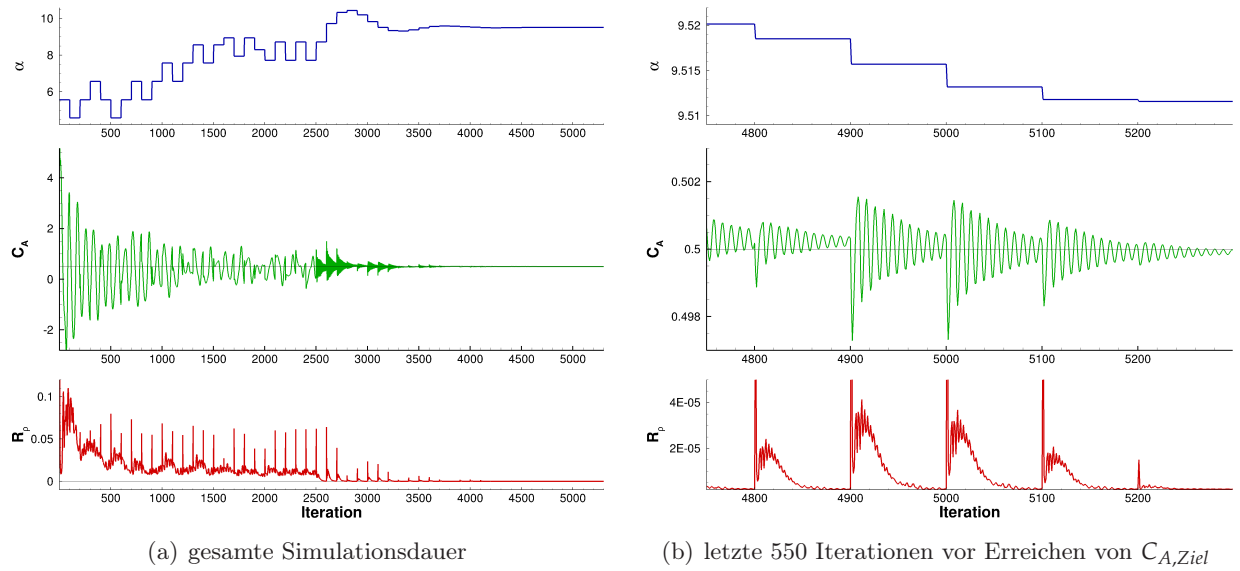


Abbildung A.29.: Verlauf von Anstellwinkel, Auftriebsbeiwert sowie Dichteresiduum mit den TAU-Iterationen,  $C_{A,Ziel} = 0,5$

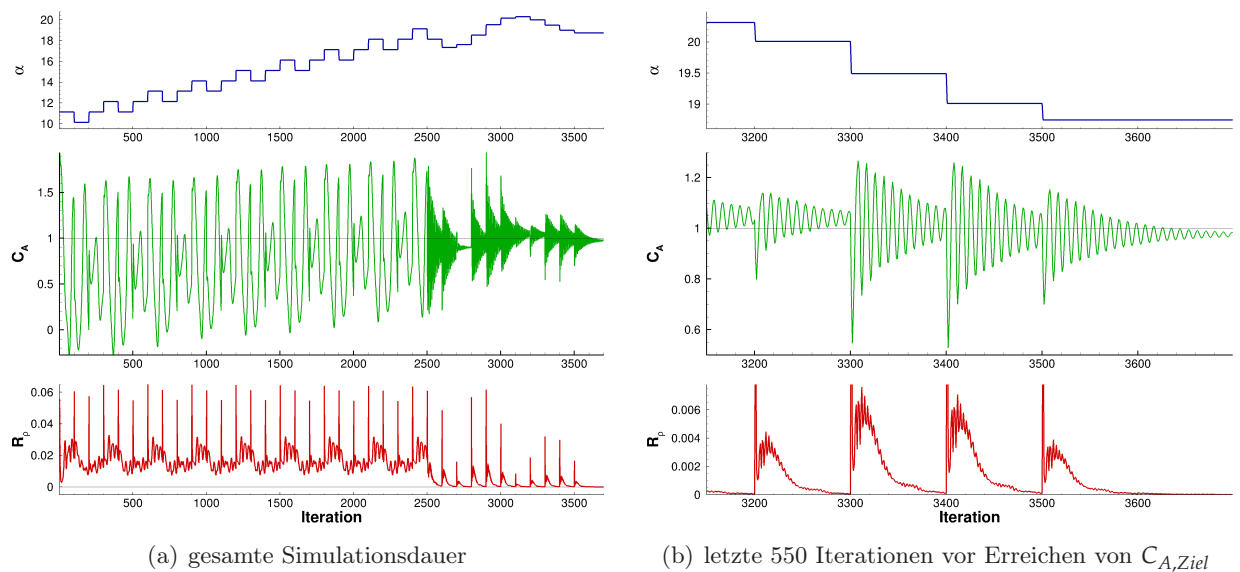


Abbildung A.30.: Verlauf von Anstellwinkel, Auftriebsbeiwert sowie Dichteresiduum mit den TAU-Iterationen,  $C_{A,Ziel} = 1$

## Validierung anhand von Referenzrechnungen

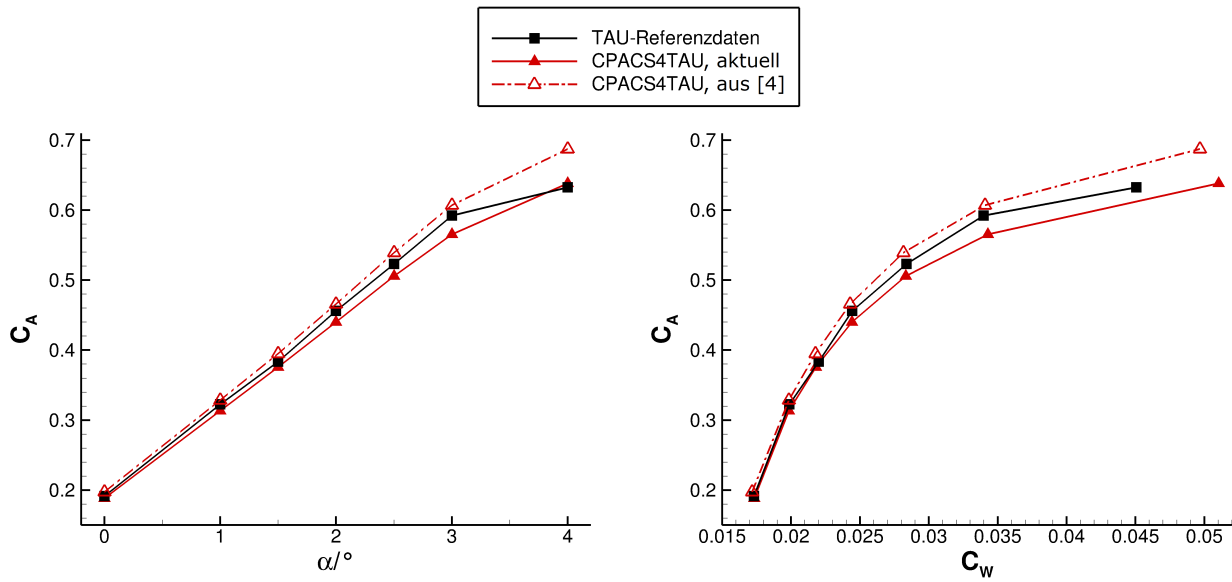


Abbildung A.31.: Vergleich der Ergebnisse der Gesamtbeiwerte aus CPACS4TAU mit Referenzdaten (CRM) sowie den Ergebnissen aus [4]



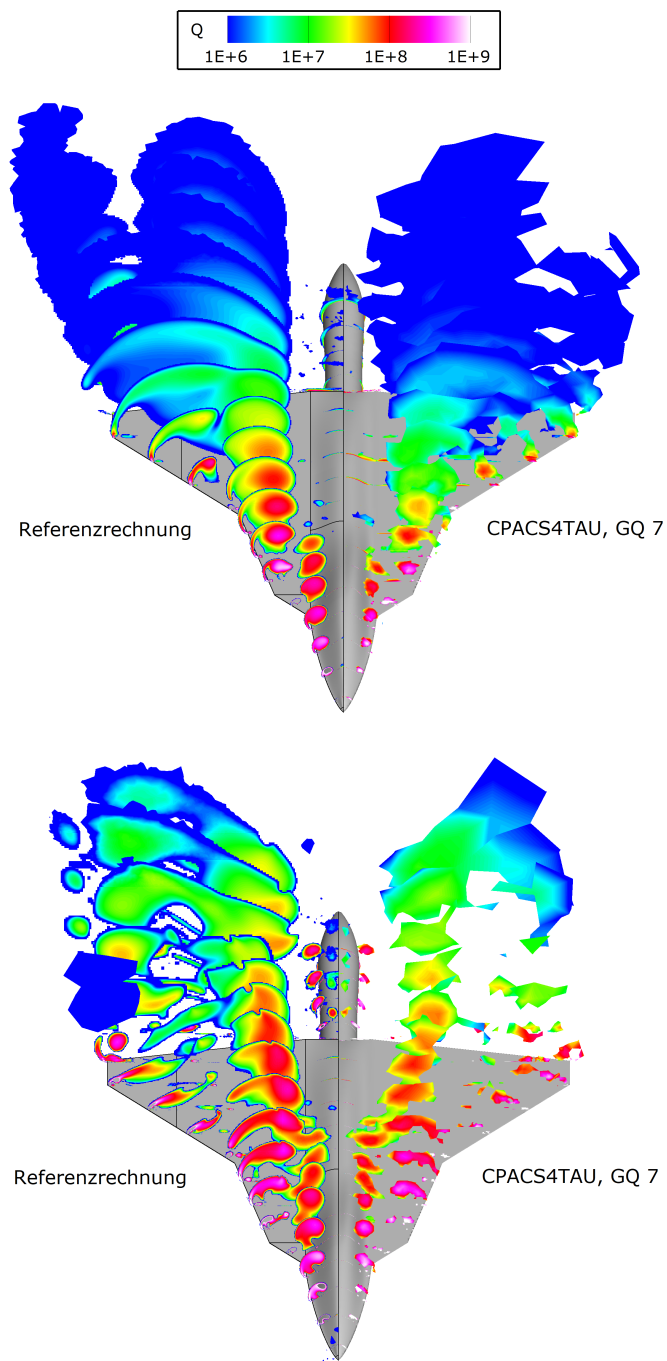


Abbildung A.32.: Vergleich der Wirbelstrukturen bei  $Ma = 0,5$  (oben) und  $Ma = 1,1$  (unten), jeweils  $\alpha = 28^\circ$  (Raumschnitte)