



Diplomarbeit

Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

**Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften des
BWB-Modells AC20.30 mit Methoden der CFD**

Hans Brunswig

25. Februar 2006

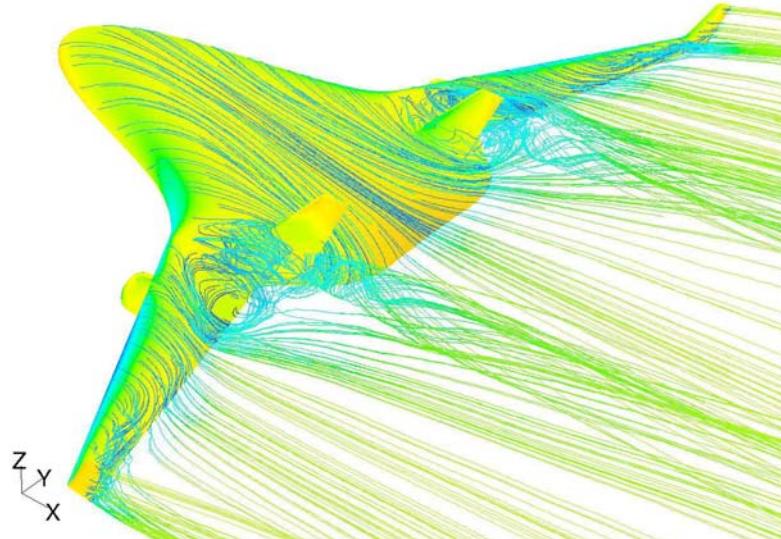
Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

Verfasser: Hans Brunswig
Abgabedatum: 25.02.2006

1. Prüfer: Prof. Dr. Detlef Schulze
2. Prüfer: Prof. Dr. Hartmut Zingel

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

Diplomarbeit: Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften des
BWB-Modells AC20.30 mit Methoden der CFD
Abgabedatum: 25.02.2006
Verfasser: Hans Brunswig
1. Prüfer: Prof. Dr. Detlef Schulze
2. Prüfer: Prof. Dr. Hartmut Zingel



Kurzreferat

Ziel dieser Diplomarbeit ist die Simulation des BWB-Modells AC20.30 mit Methoden der CFD. Dazu wird das kommerzielle Programmpaket FLUENT mit dem Gittergenerator GAMBIT verwendet. Die Rahmenbedingungen für die CFD-Simulationen orientieren sich an den Windkanalmessungen, wobei diese Experimentalergebnisse auch zur Validierung der Berechnungen dienen.

Nach der Durchführung von Simulationsrechnungen mit verschiedenen Anstellwinkeln zwischen -6° und 30° bei den Geschwindigkeiten 13 m/s und 20 m/s, auch unter Beachtung des Triebwerksschubs, zeigt der Vergleich der aerodynamischen Beiwerte von Simulation und Experiment eine beachtliche Übereinstimmung.

Erklärung zur Verwendung von Hilfsmitteln

Ich versichere, dass ich diese Diplomarbeit ohne fremde Hilfe selbstständig verfasst und nur die angegebenen Quellen und Hilfsmittel benutzt habe. Wörtlich oder dem Sinn nach aus anderen Werken entnommene Stellen sind unter Angabe der Quellen kenntlich gemacht.

Hamburg, 25.02.2006

Inhalt

	Seite
1 Einleitung.....	9
1.1 Allgemeines zur BWB-Konfiguration.....	10
1.2 Verzeichnisstruktur der Begleit-DVDs.....	11
2 Theoretische Grundlagen.....	12
2.1 Grundgleichungen der Strömungsmechanik.....	12
2.1.1 Massenerhaltung.....	13
2.1.2 Impulserhaltung	13
2.1.3 Energieerhaltung.....	15
2.2 Turbulente Strömungen.....	16
2.3 Numerische Erfassung turbulenter Strömungen	18
2.3.1 Direkte numerische Simulation	18
2.3.2 Grobstruktursimulation	19
2.3.3 Statistische Turbulenzmodelle	20
2.3.4 Reynolds-Spannungs-Modelle.....	25
2.4 Numerisches Lösungsverfahren.....	26
2.4.1 Diskretisierung	26
2.4.2 Linearisierung	27
2.4.3 Lösungsverfahren.....	28
2.4.4 Konvergenzbeurteilung	29
3 Vorgehensweise bei CFD-Simulationen	30
3.1 Pre-Processing	30
3.2 Numerische Modellierung.....	31
3.3 Post-Prozessing	31
3.4 Verwendete Software und Datenformate	31
4 Erstellung des CAD-Modells	33
4.1 Überarbeitung des Basis-CAD-Modells.....	34
4.2 Erstellung des Triebwerksmodells	36
4.3 Erstellung des Kontrollvolumens	37
4.4 Geometriedaten	39
5 Windkanalergebnisse	40
5.1 Datenaufbereitung	40
5.2 Korrektur der Ergebnisse	41

6 Gittergenerierung	44
6.1 Grundlagen und Randbedingungen	45
6.2 Gittergenerierung am AC20.30	47
7 Modellrechnungen	51
7.1 Validierungsrechnungen	51
7.1.1 Gitterkonvergenzstudie	51
7.1.2 Turbulenzmodellstudie	57
7.2 Polaren-Rechnungen	62
7.2.1 Analyse der Auftriebspolen	65
7.2.2 Betrachtungen zum Widerstand	71
7.2.3 Untersuchungen zur Stabilität	74
7.3 Triebwerksschub-Rechnungen	77
7.3.1 Voruntersuchungen und Rechengittergenerierung	78
7.3.2 Kalibrierung der Schubstufen für die Simulation	80
7.3.3 Schub bei Anströmung	83
7.4 Reiseflug-Rechnungen	87
8 Zusammenfassung und Ausblick	95
Anhang A – Vergleich einiger BWB-Projekte	99
Anhang B – Theoretische Betrachtungen	101
Anhang C – Ergebnisse der Polaren-Rechnungen	106
Anhang D – Ergebnisse der Schub-Rechnungen	112

Abbildungsverzeichnis

Bild 2.1: mitbewegtes finites Kontrollvolumen (links); durchströmtes finites Kontrollvolumen (rechts)	12
Bild 2.2: laminare und turbulente Grenzschicht im Vergleich	16
Bild 2.3: Übersicht über die Turbulenzsimulation	18
Bild 2.4: Energiespektrum der Turbulenz im LES-Simulationsmodell	19
Bild 2.5: Reynolds Ansatz für die u -Komponente der Geschwindigkeit	20
Bild 2.6: Vorgehen bei einem Iterationsschritt beim entkoppelten Lösungsverfahren	28
Bild 3.1: Ablauf einer numerischen Strömungssimulation mit der verwendeten Software, den Dateiformaten und den drei Bereichen der Vorgehensweise	32
Bild 4.1: Basis-CAD-Modell von Schmidt (links); originaler AC20.30 im Windkanal (rechts)	33
Bild 4.2: Flächenmodell des AC20.30-1	35
Bild 4.3: Flächenmodell des AC20.30-2	35
Bild 4.4: Nachbildung des Aeronaut 4000 Antriebs für die CFD-Simulation	36
Bild 4.5: Volumenmodell des AC20.30-3	36
Bild 4.6: Vorschlag für ein Kontrollvolumen um ein Flügelprofil	37
Bild 4.7: Kontrollvolumen um den AC20.30	38
Bild 4.8: Bezugskoordinatensystem für die Simulationsrechnungen	38
Bild 4.9: komplette Vorderansicht und Draufsicht des AC20.30-3 mit geometrischen Maßen	39
Bild 5.1: Bezugskoordinatensystem für die Windkanalmessungen	40
Bild 5.2: Auswirkung des „Downwash-Effect“	41
Bild 5.3: Lage der Nickmomentbezugspunkte $x = 0$ und $x = 1,351$ m	43
Bild 6.1: von GAMBIT bereitgestellte Zellelemente	44
Bild 6.2: Nahbereichskontrollvolumen um den AC20.30-3	47
Bild 6.3: Einsatz der Verbindungsfunction „Virtuelle Fläche“ und „Virtuelle Kante“ zur Aufbereitung der Geometrie am Beispiel des Winglets	48
Bild 6.4: „Hex-Core“-Gitter (links) und „T-Grid“-Gitter (rechts) um den äußeren Tragflügel	49
Bild 6.5: Analyse der Gitterqualität in GAMBIT mit der Funktion „Examine Mesh“	50
Bild 7.1: Die Geschwindigkeit und das zugrunde liegende Rechengitter an der Rumpfhinterkante bei den Rechenmodellen AC20.30-1.1 (links) und AC20.30-1.5 (rechts)	55
Bild 7.2: Vergleich der Turbulenzmodelle am Beispiel der abgelösten Strömungen auf der Flügeloberseite: $k-\epsilon$ Standard und $k-\epsilon$ Realizable bilden kleinere Ablösegebiete mit regelmäßig verlaufenden Stromlinien – indessen zeigt das Ergebnis vom Spalart-Allmaras- und $k-\epsilon$ RNG Modell eine weitaus chaotischere Struktur	59
Bild 7.3: Stromlinienbilder des AC20.30-3 bei den Anstellwinkeln 8° - 22° , $v = 13$ m/s	66
Bild 7.4: Wandstromlinien in der Simulation (links); Ölanstichbild der Windkanaluntersuchung	67
Bild 7.5: Druckbeiwert auf der Flugzeugoberfläche bei den Anstellwinkeln 0° bis 14° ($v = 13$ m/s)	69
Bild 7.6: dynamischer Druck auf der Flugzeugoberfläche bei den Anstellwinkeln 0° bis 14°	70
Bild 7.7: Wandschubspannung bei 0° , 10° und 20° Anstellwinkel	72
Bild 7.8: Anstieg der Momentenkurve als Stabilitätsmaß	74
Bild 7.9: originales Impeller-Triebwerk - Aeronaut 4000 mit Rotor und Stator (links); Triebwerksmodell für die CFD-Simulation mit der blau dargestellten Fan-Ebene (rechts)	77
Bild 7.10: Geschwindigkeit in der Triebwerksschnittebene beim Gittermodell AC20.30-3.3	78
Bild 7.11: Gittermodell AC20.30-3.3 im Ausgangszustand (links) und nach der 2. Adaption (rechts); die zu adaptierende Region ist rot markiert	78
Bild 7.12: Geschwindigkeit in der Triebwerksschnittebene AC20.30-3.3 (links); AC20.30-3.4 (rechts)	79
Bild 7.13: Standschubuntersuchung: Darstellung der Stromlinien durch das Triebwerk	82
Bild 7.14: Standschubuntersuchung: Seitenansicht: Stromlinien durch das Triebwerk	82
Bild 7.15: Stromlinien, die das Triebwerk durchqueren bei verschiedenen Schubstufen	86
Bild 7.16: Druckbeiwert auf der Flügelunterseite beim AC20.30-2 (links) und AC20.30-3 (rechts)	90
Bild 7.17: dynamischer Druck auf der Flügelunterseite beim AC20.30-2 und AC20.30-3	90
Bild 7.18: Druckbeiwert auf der Flugzeugoberfläche des AC20.30-2 und AC20.30-3 bei $\alpha = 1,2^\circ$	91
Bild 7.19: dynamischer Druck auf der Flugzeugoberfläche des AC20.30-2 und AC20.30-3	91
Bild 7.20: Druckverteilung an den Seitenleitwerken, $v = 35$ m/s, $\alpha = 1,2^\circ$	92
Bild 7.21: Stromlinien die auf das Seitenleitwerk treffen, $v = 35$ m/s, $\alpha = 1,2^\circ$	92
Bild 7.22: Draufsicht auf das rechte Seitenleitwerk mit den Anströmwinkeln der Stromlinien	93

Tabellenverzeichnis

Tabelle 4.1: Namenskonvention der verwendeten Geometriemodelle	33
Tabelle 5.1: Daten für die Anstellwinkelkorrektur nach F.W. Riegels	41
Tabelle 6.1: maximal zulässige Q_{EAS} -Werte	46
Tabelle 6.2: Vordefinition der Randbedingungen	50
Tabelle 7.1: Rechenmodelle für die Gitterkonvergenzstudie	51
Tabelle 7.2: Ergebnisse der Gitterkonvergenzstudie	53
Tabelle 7.3: getestete FLUENT Turbulenzmodelle	57
Tabelle 7.4: Ergebnisse der Turbulenzmodelluntersuchung	60
Tabelle 7.5: Bewertungsskala für die Beiwerthe	61
Tabelle 7.6: relativer Fehler der Beiwerthe in Bezug auf die Windkanalergebnisse	61
Tabelle 7.7: Parameter für das Oberflächengitter des Modells AC20.30-3.3	62
Tabelle 7.8: Parameter für das Volumengitter des Modells AC20.30-3.3	62
Tabelle 7.9: Vergleich der Auftriebsgradienten	68
Tabelle 7.10: ausgewählte Windkanal-Ergebnisse bei 13 m/s	76
Tabelle 7.11: ausgewählte FLUENT-Ergebnisse bei 13 m/s	76
Tabelle 7.12: Parameter für das Oberflächengitter des Modells AC20.30-3.4	79
Tabelle 7.13: Parameter für das Volumengitter des Modells AC20.30-3.4	79
Tabelle 7.14: Zusammenhang zwischen Schubstufe und Standschub bei der Windkanalmessung	80
Tabelle 7.15: Rechenfälle zur Kalibrierung der Schubstufen in FLUENT	80
Tabelle 7.16: Definition der Drucksprungwerte für die Schubsimulationen	81
Tabelle 7.17: Reiseflug-Rechnung AC20.30-2 (ohne Triebwerke)	89
Tabelle 7.18: Reiseflug-Rechnung AC20.30-3 (mit Triebwerken, ohne Schub)	89
Tabelle 7.19: Reiseflug-Rechnung AC20.30-3 (mit Triebwerken und Schub)	89

Diagrammverzeichnis

Diagramm 5.1: Vergleich der Auftriebspolaren mit und ohne Anstellwinkel-Korrektur nach Riegels	42
Diagramm 7.1: Zeit pro Iteration über der Zellenanzahl im linearen Anstiegsbereich	54
Diagramm 7.2: Auftriebsbeiwert über dem durchschnittlichen Zellvolumen	54
Diagramm 7.3: Widerstandsbeiwert über dem durchschnittlichen Zellvolumen	55
Diagramm 7.4: Oberflächengemittelte Durchschnittswerte von y^+	56
Diagramm 7.5: relative mittlere Abweichung der Beiwerthe während der letzten 400 Iterationen	58
Diagramm 7.6: Vergleich der Auftriebspolaren von Windkanal und CFD-Simulation bei 13 m/s	65
Diagramm 7.7: simulierte und gemessene Widerstandspolare des AC20.30 bei 13 m/s	71
Diagramm 7.8: aufgeschlüsselte Widerstandsanteile bei der FLUENT-Simulation	72
Diagramm 7.9: Vergleich der Gleitzahlkurven bei 13 m/s und 20 m/s	73
Diagramm 7.10: Nickmoment im Schwerpunkt bei 13 m/s	75
Diagramm 7.11: Schub – Drucksprung Verhältnis am FLUENT-Modell	81
Diagramm 7.12: Vergleich des Nettoschubes pro Triebwerk bei verschiedenen Geschwindigkeiten	84
Diagramm 7.13: Auftriebspolare für jede Schubstufe in Vergleich bei 20 m/s	84
Diagramm 7.14: Widerstandspolare bei 20 m/s und verschiedenen Schubstufen im Vergleich	85
Diagramm 7.15: Nickmoment bei 20 m/s und verschiedenen Schubstufen im Vergleich	86
Diagramm 7.16: Telemetrie-Daten: Flug zur Ermittlung der Gleitpolare (15.05.05)	87
Diagramm 7.17 Auftriebsverteilung und örtliche Auftriebsbeiwerte in Spannweitenrichtung	94

Liste der Abkürzungen

BWB	Blended-Wing-Body
CAD	Computer Aided Design
CFD	Computational Fluid Dynamics – Numerische Strömungssimulation
GB	Giga Byte
MB	Mega Byte
RANS	Reynold-Averaged-Navier-Stokes – Reynolds-gemittelte Navier-Stokes-Gleichungen
RNG	Renormalization Group Methode

Liste der Formelzeichen

ρ	Dichte in [kg/m ³]
\dot{q}	Wärmefluss pro Fläche
λ	Wärmeleitfähigkeit
c_v	spezifische Wärmekapazität bei konstantem Volumen [m ² /s ² ·K]
c_p	spezifische Wärmekapazität bei konstantem Druck [m ² /s ² ·K]
μ	dynamische Viskosität [kg/m·s]
ν	kinematische Viskosität [m ² /s]
τ_w	Wandschubspannung [Pa]
a	Schallgeschwindigkeit [m/s]
A	Flügelstreckung
b	Spannweite [m]
c_A	Auftriebsbeiwert
c_a	örtlicher Auftriebsbeiwert
$c_{M,CG}$	Nickmomentbeiwert im Schwerpunkt
c_p	Druckbeiwert
c_w	Widerstandsbeiwert
$dc_A/d\alpha$	Auftriebsgradient [1/rad]
$dc_{M,CG}/dc_A$	Nickmomentanstieg im Schwerpunkt
E	Gleitzahl
l_{MAC}	mittlere aerodynamische Flügeltiefe [m]
m	Masse [kg]
Ma	Machzahl
p	statischer Druck [Pa]
q	Staudruck [Pa]
Q_{EAS}	Zellverzerrung (<i>EquiAngle Skew</i>)

R	Gaskonstante [$\text{m}^2/\text{s}^2 \cdot \text{K}$]
Re	Reynoldszahl
S	Flügelfläche [m^2]
t	Zeit in [sec]
T	Temperatur in [°K]
Tu	Turbulenzgrad [%]
u	Geschwindigkeit in X-Richtung [m/s]
v	Geschwindigkeit in Y-Richtung [m/s]
w	Geschwindigkeit in Z-Richtung [m/s]
V	Volumen [m^3]
v	Geschwindigkeit [m/s]
x	charakteristische Länge [m]
x_d	Druckpunkt [m]
x_n	Neutralpunkt [m]
x_s	Schwerpunkt [m]
α	Anstellwinkel [°]
α_0	Nullanstellwinkel [°]
η	relative Spannweitenkoordinate
σ	Stabilitätsmaß [%]

Aufgabenstellung

Diplomarbeit für Herr Hans Brunswig, Matrikelnummer 1655288

Titel:

„Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften des BWB-Modells AC20.30 mit Methoden der CFD“

Aufgabenbeschreibung:

Die reibungsbehaftete Umströmung des BWB-Modells AC20.30 ist mit dem Programmsystem FLUENT zu berechnen. Folgende Aufgabenpunkte sind zu bearbeiten:

1. Ermittlung der Auftriebskurve $C_A = C_A(\alpha)$, der Widerstandspolaren $C_W = C_W(\alpha)$ und der Momentenkurve $C_{M,1/4} = C_{M,1/4}(\alpha)$ für $-6^\circ \leq \alpha \leq 22^\circ$, $\Delta\alpha = 2^\circ$ und für $\alpha = 0^\circ$ bei den Geschwindigkeiten $v_\infty = 13 \text{ m/s}$ und 20 m/s für ISA-Standardbedingungen bei 0 km Höhe, sowie Bestimmung der Neutralpunkt-lage.
2. Der Triebwerksschub ist für zwei Schubreihen bei je zwei Anstellwinkeln sowie zwei Anströmgeschwindigkeiten entsprechend den experimentellen Untersuchungen [1] zu betrachten.
3. Vergleich der Druckverteilungen auf der Körperoberfläche unter Reiseflugbedingungen für ein Modell mit und ohne Triebwerke. Darstellung des Schubstrahls durch Stromlinientracing.

Die Aufgabe enthält die Geometrieübernahme, Aufbereitung und Anpassung von Daten aus dem System CATIA V5, die Erzeugung geeigneter Gitter, die Strömungssimulation sowie die grafische und zahlenmäßige Auswertung der Ergebnisse.

Zur Erfassung des Reibwiderstands ist ein geeignetes Turbulenzmodell begründet zu wählen und soweit möglich ein geeignetes Grenzschichtgitter zu erzeugen.

Die Wirkweise der Triebwerke ist durch einen definierten Drucksprung zu modellieren. Es ist eine Gitterkonvergenzstudie durchzuführen.

Die Ergebnisse sind mit früheren Arbeiten [2], experimentell ermittelten Daten [1] und mit Ergebnissen aus theoretischen Betrachtungen für Umströmungen von Delta-Flügeln und ähnlichen Grundrissformen zu vergleichen.

Abzugeben sind:

Projektbericht mit kurzer Beschreibung der Simulationsgrundlagen, der verwendeten Turbulenzmodelle und Simulationseinstellungen. Grafische Darstellungen mindestens zu Druck- und Wandschubspannungsverteilungen und Stromlinienverläufen. Angaben zu Auftrieb, Widerstand und Moment. Ergebnisse der Gitterkonvergenzstudie.

Der Bericht ist gedruckt und auf CD abzugeben. Die FLUENT .cas- und .dat-Files sowie die GAMBIT-Dateien sind auf CD/DVD abzugeben.

- [1] Arnold G., Schmidt W., Schönlebe U.: *Windkanaluntersuchung am Blended-Wing-Body-Flugmodell AC20.30*, Bericht Nr. WKK 52-05-02, Dresden, Okt. 2005.
- [2] Schmidt, A.: *Berechnung der Strömung einer Blended-Wing-Body Konfiguration mit dem Panelverfahren PANAIR*, Diplomarbeit, Hochschule für Angewandte Wissenschaften, Juli 2005.

Besprechung des Projektstands: Alle 2 Wochen und nach Bedarf.

Prof. D. Schulze

1 Einleitung

Der AC20.30 ist ein *Blended-Wing-Body*-Flugzeug, welches in seiner Form aus einem Gemeinschaftsprojekt der Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg und der Technischen Universität München hervorgeht. Auf Basis eines Designmodells wurde im Rahmen des studentischen Projekts „BWB - Projekt AC20.30“ an der HAW-Hamburg ein flugfähiges Modell im Maßstab 1:30 mit Elektro-Impeller-Antrieb entworfen und gebaut. Mit der Flugerprobung am Modell ließen sich bereits verschiedene Flugeigenschaften dieser Flugzeugkonfiguration ermitteln. Für die detaillierte Untersuchung der aerodynamischen Eigenschaften sind allerdings umfangreiche Windkanalversuche notwendig. Im September 2005 wurde das AC20.30-Flugmodell im Windkanal „WKK-Klotzsche“ in Dresden untersucht. Solche Windkanalversuche sind sehr zeitaufwändig und mit hohen Kosten verbunden.

Erst in den letzten Jahren hat sich die numerische Strömungssimulation durch den rasanten Fortschritt der Rechnertechnik auf breiter Ebene in Industrie und Forschung durchgesetzt. Diese Methode der Strömungsuntersuchung verbindet die klassische Theorie mit dem experimentellen Ansatz. Mit der CFD-Simulation bieten sich so völlig neue Möglichkeiten auf dem Gebiet der Strömungsmechanik, die das Potenzial besitzen sehr realistische Ergebnisse zu liefern.

Die Strömung um den AC20.30 wird mit Hilfe von numerischen Methoden der CFD simuliert. Verwendet wird das kommerzielle Programmpaket FLUENT, das im diesem Zusammenhang erstmals an der HAW-Hamburg für eine gesamte Flugzeugkonfiguration genutzt wird. Die Rahmenbedingungen für die CFD-Simulationen orientieren sich dabei an denen der Windkanalmessungen. Die im Experiment ermittelten Ergebnisse sollen die Rechnungen validieren und dienen als Hauptvergleichswerte für die Simulationsergebnisse.

1.1 Allgemeines zur BWB-Konfiguration

Ab Mitte der 90er Jahre entstand weltweit eine Reihe von BWB-Entwürfen¹. Das *Blended-Wing-Body*-Flugzeug zählt zur Klasse der Nurflügel, das heißt es besitzt keine separate Höhenleitwerksflosse. Der ausgedehnte Rumpfbereich und die Flügel haben einen harmonischen Übergang, wodurch der Rumpf zur Auftriebserzeugung massiv beiträgt und ein potenziell hohes Transportvolumen bereitstellt. Der Wegfall des klassischen Rumpfes bietet zudem weitere Vorteile.

Die Verteilung des Auftriebs in Spannweitenrichtung lässt sich viel besser an die tatsächliche Massenverteilung anleihen, um die Strukturbelastung und den induzierten Widerstand zu verringern. Gleichzeitig werden auch die Interferenzwiderstände der herkömmlichen Flügel-Rumpf-Kombination verringert. Da kein Höhenleitwerk vorhanden ist, muss hierfür kein zusätzlicher Auftrieb erzeugt werden. Das Momentengleichgewicht und die Stabilität müssen auf andere Weise erzeugt werden.

In der Summe verspricht man sich von einer solchen Flugzeugkonfiguration eine Reduzierung des Kraftstoffverbrauches von bis zu 30 %. Einige BWB-Entwürfe weisen zudem eine Triebwerksanordnung auf der Oberseite des Rumpfbereiches auf, was zusätzlich eine Lärmminderung mit sich bringt.

Neben dieser ganzen Reihe von Vorteilen müssen aber auch einige Nachteile gelöst werden. Dazu zählen das vergleichsweise diffizile Flug- und Stabilitätsverhalten und hohe Beschleunigungen die in den äußeren Rumpfbereichen im Kurvenflug auftreten können.

¹ Eine Übersicht verschiedener BWB-Konfigurationen ist im Anhang A zu finden.

1.2 Verzeichnisstruktur der Begleit-DVDs

Daten-DVD Nr.1:

[\CAD-Daten]	Geometrie-Daten aller drei verwendeten Modelle
[\Dokumente]	enthält dieses Dokument im PDF-Format
[\Tabellen]	alle EXCEL-Dateien die für die Auswertung der Experimental- und Simulationsergebnisse erstellt wurden
[\Polaren-Rechnungen]	FLUENT-Dateien der Polaren-Rechnungen; $v = 13 \text{ m/s}$ und 20 m/s ; Anstellwinkelbereich: $-6^\circ < \alpha < 30^\circ$; Bilder von Druckbeiwert, dyn. Druck, Stromlinien, y^+ -Wert, Residuen und Wandschubspannung; hochauflösende Oil-Flow-Bilder; örtliche Druckverteilungen in Profiltiefe
[\Turbulenzmodellstudie]	FLUENT-Dateien der Turbulenzmodellstudie; $v = 20 \text{ m/s}$; $\alpha = 12^\circ$; Bilder von Druckbeiwert, dyn. Druck, Stromlinien, y^+ -Wert, Residuen und Wandschubspannung; hochauflösende Oil-Flow-Bilder

Daten-DVD Nr.2:

[\Gitter-Daten]	alle in GAMBIT erstellten Gittermodelle
[\Gitterkonvergenzstudie]	FLUENT-Dateien der Gitterkonvergenzstudie; $v = 20 \text{ m/s}$; $\alpha = 8^\circ$; Bilder von Druckbeiwert, y^+ -Wert, turb. Reynoldszahl, Wandschubspannung, Rechengitter und Residuen
[\Schub-Rechnungen]	FLUENT-Dateien der Schub-Rechnungen, $v = 0 \text{ m/s}$, 13 m/s und 20 m/s ; bei den Anstellwinkeln $\alpha = 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ$; mit den Schubstufen: 0, 1, 2, 3; Bilder von Druckbeiwert, dyn. Druck, Wandschubspannung und Residuen Detailbilder vom Triebwerk für stat. Druck, dyn. Druck und Stromlinien; Schnittansicht des Triebwerk stat. Druck, dyn. Druck und Geschwindigkeit
[\Reiseflug-Rechnungen]	FLUENT-Dateien der Reiseflug-Rechnungen; $v = 35 \text{ m/s}$; $\alpha = 1,2^\circ + 1,4^\circ$, Testrechnung mit kompressibler Anströmung bei $Ma = 0,5$; Bilder von Druckbeiwert, dyn. Druck, Wandschubspannung und Residuen Detailbilder vom unteren Flügel für Druckbeiwert und dyn. Druck; Bilder der Seitenleitwerkaerodynamik

2 Theoretische Grundlagen

In der Strömungsmechanik gibt es verschiedene Ansätze an strömungstechnische Probleme heranzugehen. Mittels theoretischer Berechnungen und numerischer Simulationen wird versucht, komplizierte, teure und zeitaufwändige Experimente in immer größer werdendem Umfang zu ersetzen. Ziel ist die Grundgleichungen der Strömungsmechanik für Masse, Impuls und Energie zu lösen.

2.1 Grundgleichungen der Strömungsmechanik

Die Grundgleichungen der Strömungsmechanik basieren in ihrer Form auf den Erhaltungsgleichungen für Masse, Impuls und Energie. Sie ergeben in ihrer Gesamtheit die Navier-Stokes-Gleichungen.

Die differentielle Form ist auf einen Punkt, die integrale Form dagegen auf einen ausgedehnten Bereich anwendbar. Bei der Integralform ist zu unterscheiden zwischen einem mitbewegten materiellen Volumen und einem raumfesten durchströmten Volumen.

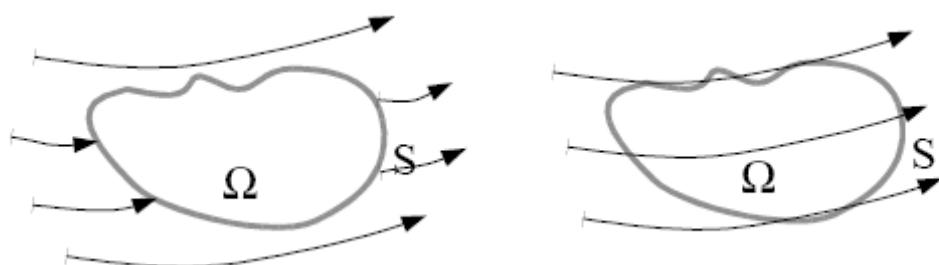


Bild 2.1: mitbewegtes finites Kontrollvolumen (links); durchströmtes finites Kontrollvolumen (rechts)²

Mit der Betrachtung der zeitlichen Änderung einer Größe in einem solchen Volumenelement kann eine Erhaltungsgleichung für diese Größe hergeleitet werden. Dabei wird vorausgesetzt, dass es sich um ein homogenes Fluid handelt und dass es einem Kontinuum entspricht. Das heißt die molekulare Struktur des Fluids wird vernachlässigt, da die mittlere freie Weglänge der Moleküle gegenüber den charakteristischen Abmessungen des Strömungsfeldes sehr klein ist.

(Oertel / Böhle 1999, S.150)

² Schulze 2005, S.II-6

2.1.1 Massenerhaltung

Ganz allgemein lässt sich die Massenerhaltung für ein Volumenelement wie folgt formulieren:

Die zeitliche Änderung der Masse im Volumenelement =

- Σ der einströmenden Massenströme in das Volumenelement –
- Σ der ausströmenden Massenströme aus dem Volumenelement

Die Differentialform der Massenerhaltungsgleichung wird auch als Kontinuitäts-
gleichung bezeichnet. Für kompressible Fluide lautet sie:

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial(\rho \cdot u)}{\partial x} + \frac{\partial(\rho \cdot v)}{\partial y} + \frac{\partial(\rho \cdot w)}{\partial z} = 0 \quad (2.1)$$

Die vereinfachte Kontinuitätsgleichung für inkompressible Fluide stellt bis zu einer Machzahl $Ma < 0,3$ eine gute Näherung an die Realität dar:

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} = 0 \quad (2.2)$$

(Oertel / Böhle 1999, S.152)

2.1.2 Impulserhaltung

Der Impuls besteht aus dem Produkt aus Masse und Geschwindigkeit. Die allgemeine Formulierung der Impulserhaltung lautet:

Die zeitliche Änderung des Impulses im Volumenelement =

- Σ der eintretenden Impulsströme in das Volumenelement –
- Σ der austretenden Impulsströme aus dem Volumenelement +
- Σ der auf das Volumenelement wirkenden Scher- und Normalspannungen +
- Σ der auf die Masse des Volumenelements wirkenden Kräfte

Die 3 Impulserhaltungsgleichungen in Differentialform für instationäre, dreidimensionale und kompressible Strömungen lauten:

$$\rho \cdot \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \cdot \frac{\partial u}{\partial x} + v \cdot \frac{\partial u}{\partial y} + w \cdot \frac{\partial u}{\partial z} \right) = k_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \cdot \left(2 \cdot \frac{\partial u}{\partial x} - \frac{2}{3} \cdot (\nabla \cdot \vec{v}) \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \cdot \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \cdot \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] \quad (2.3)$$

$$\rho \cdot \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \cdot \frac{\partial v}{\partial x} + v \cdot \frac{\partial v}{\partial y} + w \cdot \frac{\partial v}{\partial z} \right) = k_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \cdot \left(2 \cdot \frac{\partial v}{\partial y} - \frac{2}{3} \cdot (\nabla \cdot \vec{v}) \right) \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \cdot \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \cdot \left(\frac{\partial u}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial x} \right) \right] \quad (2.4)$$

$$\rho \cdot \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \cdot \frac{\partial w}{\partial x} + v \cdot \frac{\partial w}{\partial y} + w \cdot \frac{\partial w}{\partial z} \right) = k_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial}{\partial z} \left[\mu \cdot \left(2 \cdot \frac{\partial w}{\partial z} - \frac{2}{3} \cdot (\nabla \cdot \vec{v}) \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x} \left[\mu \cdot \left(\frac{\partial w}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial z} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\mu \cdot \left(\frac{\partial v}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial y} \right) \right] \quad (2.5)$$

Für inkompressible Fluide vereinfachen sich die 3 Impulserhaltungsgleichungen zu:

$$\rho \cdot \left(\frac{\partial u}{\partial t} + u \cdot \frac{\partial u}{\partial x} + v \cdot \frac{\partial u}{\partial y} + w \cdot \frac{\partial u}{\partial z} \right) = k_x - \frac{\partial p}{\partial x} + \mu \cdot \left(\frac{\partial^2 u}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 u}{\partial z^2} \right) \quad (2.6)$$

$$\rho \cdot \left(\frac{\partial v}{\partial t} + u \cdot \frac{\partial v}{\partial x} + v \cdot \frac{\partial v}{\partial y} + w \cdot \frac{\partial v}{\partial z} \right) = k_y - \frac{\partial p}{\partial y} + \mu \cdot \left(\frac{\partial^2 v}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 v}{\partial z^2} \right) \quad (2.7)$$

$$\rho \cdot \left(\frac{\partial w}{\partial t} + u \cdot \frac{\partial w}{\partial x} + v \cdot \frac{\partial w}{\partial y} + w \cdot \frac{\partial w}{\partial z} \right) = k_z - \frac{\partial p}{\partial z} + \mu \cdot \left(\frac{\partial^2 w}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial y^2} + \frac{\partial^2 w}{\partial z^2} \right) \quad (2.8)$$

(Oertel / Böhle 1999, S.161)

2.1.3 Energieerhaltung

Die Energiebilanz für ein Volumenelement lässt sich wie folgt beschreiben:

Die zeitliche Änderung der Gesamtenergie im Volumenelement =

- Σ der durch die Strömung ein- und ausfließenden Energieströme +
- Σ der durch Wärmeleitung ein- und ausfließenden Energieströme +
- Σ der durch Druck-, Normalspannungs- und Schubspannungskräfte am Volumenelement geleisteten Arbeiten pro Zeit + der Energiezufuhr von außen + Arbeit pro Zeit, die durch das Wirken der Volumenkräfte verursacht wird.

Die sich daraus ergebende Energieerhaltungsgleichung in Differentialform für kompressible, kalorisch perfekte Fluide lautet:

$$\rho \cdot c_p \left(\frac{\partial T}{\partial t} + u \cdot \frac{\partial T}{\partial x} + v \cdot \frac{\partial T}{\partial y} + w \cdot \frac{\partial T}{\partial z} \right) = \left(\frac{\partial p}{\partial t} + u \cdot \frac{\partial p}{\partial x} + v \cdot \frac{\partial p}{\partial y} + w \cdot \frac{\partial p}{\partial z} \right) + \left(\frac{\partial}{\partial x} \left[\lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial x} \right] + \frac{\partial}{\partial y} \left[\lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial y} \right] + \frac{\partial}{\partial z} \left[\lambda \cdot \frac{\partial T}{\partial z} \right] \right) + p \cdot \dot{q}_s + \mu \cdot \Phi \quad (2.9)$$

mit der Dissipationsfunktion Φ :

$$\Phi = 2 \cdot \left[\left(\frac{\partial u}{\partial x} \right)^2 + \left(\frac{\partial v}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 \right] + \left(\frac{\partial v}{\partial x} + \frac{\partial u}{\partial y} \right)^2 + \left(\frac{\partial w}{\partial y} + \frac{\partial v}{\partial z} \right)^2 + \left(\frac{\partial u}{\partial z} + \frac{\partial w}{\partial x} \right)^2 - \frac{2}{3} \cdot \left(\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} + \frac{\partial w}{\partial z} \right)^2 \quad (2.10)$$

und den zugehörigen thermodynamischen Beziehungen:

$$e = c_v \cdot T, \quad h = e + \frac{p}{\rho} = c_p \cdot T, \quad e = c_p \cdot T - \frac{p}{\rho} \quad (2.11)$$

(Oertel / Böhle 1999, S. 190)

Für inkompressible Strömungen ergeben sich mit den Gleichungen (2.2), (2.6), (2.7) und (2.8) vier Gleichungen mit den vier Unbekannten u , v , w , und p . Die dynamische Viskosität μ ist dabei bekannt und unabhängig von der Temperatur.

Kompressible Strömungen werden mit den Gleichungen (2.1), (2.3), (2.4), (2.5) und (2.9) berechnet. Den sechs Unbekannten u , v , w , p , ρ und T stehen bisher fünf Gleichungen gegenüber. Um das Gleichungssystem zu schließen, wird hier zusätzlich die thermische Zustandsgleichung für ideale Gase berechnet:

$$p = \rho \cdot R \cdot T \quad (2.12)$$

Die Navier-Stokes-Gleichungen bilden ein System nicht linearer, partieller Differentialgleichungen und sind nur mit numerischen Verfahren auf leistungsfähigen Rechnern lösbar. Diese Methode nennt sich „Computational Fluid Dynamics“ – kurz CFD.

2.2 Turbulente Strömungen

Turbulenz tritt in reibungsbehafteten Strömungen auf. Die wichtigste für die Reibung relevante Kenngröße ist die Reynoldszahl. Sie beschreibt das Verhältnis zwischen Trägheits- und Reibungskräften in einer Strömung.

$$Re = \frac{V_\infty \cdot \rho \cdot x}{\mu} \quad (2.13)$$

In reibungsbehafteten Strömungen tritt durch die Viskosität des Fluids der Effekt der Wandhaftung auf und bildet eine Grenzschicht heraus. Diese nimmt einen laminaren oder turbulenten Charakter an, was anhand der kritischen Reynoldszahl unterschieden wird. Der Umschlag von laminar zu turbulent kann ebenso in freien und ungestörten Strömungen stattfinden. Oberhalb der kritischen Reynoldszahl entsteht eine turbulente Strömung, die sich durch strömungsmechanische Instabilitäten auszeichnet.

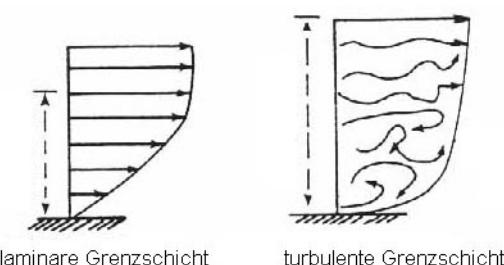


Bild 2.2: laminare und turbulente Grenzschicht im Vergleich

Nach **Griebel 1995** haben turbulente Strömungen im Gegensatz zu laminaren folgende Eigenschaften:

- Regellosigkeit: Turbulente Strömungen sind unregelmäßig, chaotisch und unvorhersehbar.
- Nichtlinearität: Kleine Störungen können sich zu großen Störungen verstärken.
- Diffusivität: Die Diffusionsrate von Masse, Impuls und Energie ist in turbulenten Strömungen stark erhöht. Grund dafür sind kleine und kleinste Wirbel, die sich isotrop ausbreiten.
- Wirbeligkeit: In turbulenten Strömungen treten Wirbel unterschiedlicher Größe auf. Der Großteil der Energie der Strömung befindet sich in den großen Wirbeln, die diese nach und nach an die kleineren übertragen und schließlich in Wärme dissipieren. Eine so genannte Energiekaskade entsteht.
- Energievernichtung: Durch viskose Reibung wird die Energie der Strömung aufgezehrt und muss ständig nachgeführt werden.

Die meisten in der Realität auftretenden Strömungen sind turbulent. Mit anwachsender turbulenter Schwankungsbewegung erhöhen sich auch die Mischungsvorgänge in den einzelnen Schichten der Grundströmung, was auch als turbulente Diffusion bezeichnet wird. Dadurch erhöht sich der Reibwiderstand turbulenter Strömungen gegenüber laminaren erheblich. Turbulenz wirkt sich aber auch positiv aus. Durch den kontinuierlichen Energietransport innerhalb der turbulenten Grenzschicht löst diese im Gegensatz zur laminaren später ab.

Aufgrund dieser Eigenschaften ist die genaue numerische Erfassung turbulenter Strömungen schwierig. Die Strömungsgrößen sind daher als Zufallsgrößen anzusehen. Die Behandlung turbulenter Strömungen kann in verschiedenen Ansätzen erfolgen. Im Folgenden werden dabei die wichtigsten Verfahren erläutert.

2.3 Numerische Erfassung turbulenter Strömungen

Eine grobe Übersicht über die Arten und die Klassifizierung von Turbulenzmodellen zeigt Bild 2.3. Das gemeinsame Ziel aller Turbulenzmodelle ist die Beschreibung der turbulenten Zähigkeit μ_t . Im Folgenden werden die Kategorien der Turbulenzmodelle und entsprechende Beispiele erläutert.

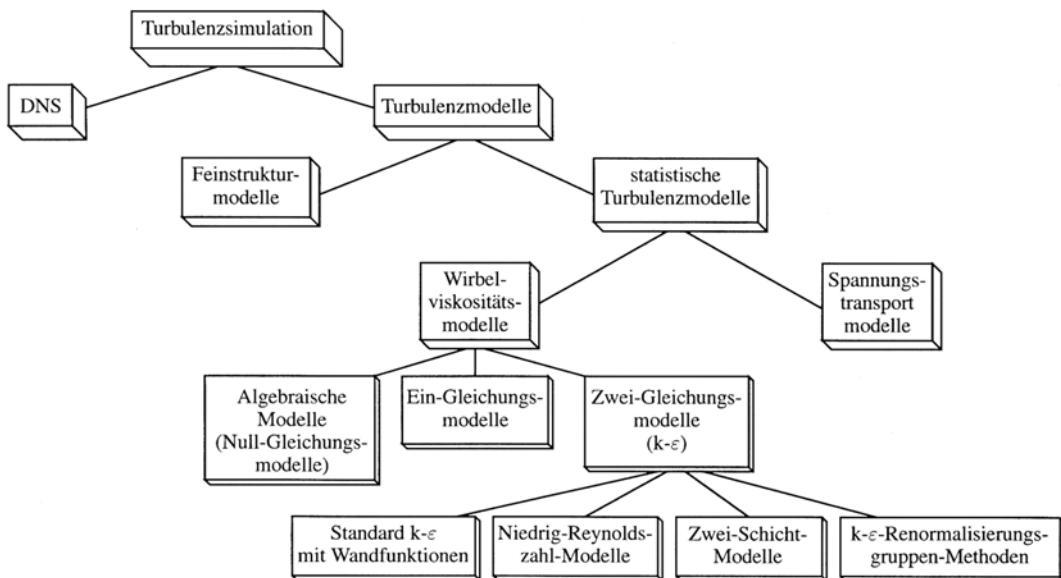


Bild 2.3: Übersicht über die Turbulenzsimulation³

2.3.1 Direkte numerische Simulation

Mit den oben genannten Navier-Stokes-Gleichungen lassen sich turbulente Strömungen bereits vollständig erfassen. Bei der direkten numerischen Simulation (DNS) werden diese Erhaltungsgleichungen auch ohne Turbulenzmodell gelöst. Dabei ist es erforderlich, sowohl die großen als auch die kleinsten Skalen der turbulenten Schwankungsbewegung räumlich und zeitlich aufzulösen. Numerische Verfahren können auf diese Weise die laminaren und turbulenten Effekte im gesamten Strömungsfeld vollständig erfassen.

Da die Güte eines numerischen Verfahrens von dem zugrunde liegenden Rechengitter abhängt, wird die Anzahl der erforderlichen Gitterzellen vom Größenverhältnis des kleinsten Turbulenzelementes bestimmt. Nach **Schatz 2003** ist die Gitterzellenanzahl proportional zur Reynoldszahl mit $Re^{9/4}$, der Rechenaufwand ist sogar mit $Re^{11/4}$ abhängig. Eine Erhöhung der Reynoldszahl um den Faktor 10 führt somit zu einem etwa 500-fach höheren Rechenaufwand.

³ Griebel 1995, S. 167

Für die praktische Anwendung ist dieses Simulationsverfahren zu aufwändig. Der Einsatz beschränkt sich auf kleine akademische Beispiele oder niedrigen Reynoldszahlen.

2.3.2 Grobstruktursimulation

Bei der Grobstruktursimulation (engl. Large Eddy Simulation, LES) werden die Bereiche einer turbulenten Strömung mit großräumigen Strukturen in ihrer zeitlichen und räumlichen Entwicklung direkt simuliert. Dagegen werden die feinskaligen Strukturen modelliert. Eine Skalentrennung in Grobstruktur und zu modellierende Feinstruktur wird durchgeführt, wobei die Grenze im so genannten Trägheitsbereich des Energiespektrums der turbulenten Strömung liegt (Bild 2.4). Misst man die Geschwindigkeitsfluktuation in einer turbulenten Strömung, so lässt sich das Signal mit Hilfe einer Fourieranalyse in seine Frequenzanteile aufspalten, was dann die Wellenzahl a definiert. Damit ist die Grundlage für die Aufteilung in große und kleine Wirbel, also Grobstruktur und Feinstruktur gegeben (Oertel / Laurien 2003).

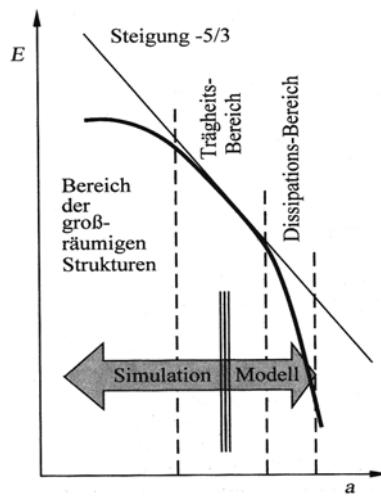


Bild 2.4: Energiespektrum der Turbulenz im LES-Simulationsmodell⁴

Die Modellierung der Feinstruktur in Wechselwirkung mit der Grobstruktur bietet den Vorteil einer einfacheren und genaueren Erfassung der feinturbulenten Strömungsvorgänge gegenüber einem Turbulenzmodell. Durch die Simulation der Grobstruktur wird die Schwierigkeit, diese zu modellieren, umgangen. Diese Turbulenzsimulation ist jedoch stets instationär und erfordert daher eine zeitgenaue Berechnungsmethode.

⁴ Oertel / Laurien 2003, S. 77

Für technische Probleme bleiben sowohl die Grobstruktursimulation als auch die direkte Simulation für die nähere Zukunft zu aufwändig. Daher kommen oft Turbulenzmodelle zum Einsatz.

2.3.3 Statistische Turbulenzmodelle

Turbulenzmodelle beschreiben näherungsweise die Auswirkungen der komplexen Turbulenzbewegung auf die mittlere Strömung. Sie sind halbempirisch, da die Modellgleichungen experimentell ermittelte Konstanten enthalten.

Reynolds-Gleichungen

Für turbulente Strömungen gilt der Reynolds-Ansatz nach dem Physiker Osborne Reynolds (1842 - 1912). Demnach werden die oben genannten Navier-Stokes-Gleichungen zeitlich gemittelt, um die turbulenten Schwankungseffekte zu glätten. Man spricht folglich von den Reynolds-Gemittelten Navier-Stokes-Gleichungen (engl. Reynold-Averaged-Navier-Stokes, kurz: RANS). Diese Methode bildet die Grundlage für jede Form der Turbulenzmodellierung.

Alle in den Navier-Stokes-Gleichungen vorkommenden Größen wie Geschwindigkeiten, Druck, Dichte und Temperatur werden dabei zeitlich gemittelt (siehe Gleichung 2.14). Für die Geschwindigkeiten u , v , w und die Temperatur T wird eine Massenmittelung nach Favre durchgeführt, um kompressible Strömungen zu erfassen.

$$\bar{f} = \frac{1}{T} \cdot \int_0^T (f) \cdot dt \quad (2.14)$$

$$\tilde{u} = \frac{\overline{\rho \cdot u}}{\rho}, \quad \tilde{v} = \frac{\overline{\rho \cdot v}}{\rho}, \quad \tilde{w} = \frac{\overline{\rho \cdot w}}{\rho}, \quad \tilde{T} = \frac{\overline{\rho \cdot T}}{\rho}, \quad \tilde{e} = \frac{\overline{\rho \cdot e}}{\rho} \quad (2.15)$$

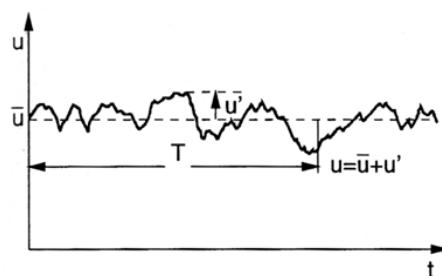


Bild 2.5: Reynolds Ansatz für die u -Komponente der Geschwindigkeit⁵

⁵ Oertel/Bohle 1999, S.111

Der Reynolds Ansatz für turbulente, kompressible Strömungen lautet folglich:

$$\begin{aligned} u &= \tilde{u} + u'', \quad v = \tilde{v} + v'', \quad w = \tilde{w} + w'' \\ p &= \bar{p} + p', \quad \rho = \bar{\rho} + \rho', \\ T &= \tilde{T} + T'', \quad e = \tilde{e} + e'' \end{aligned} \quad (2.16)$$

Aus den Navier-Stokes-Gleichungen ergeben sich die Reynolds-Gleichungen. Die Kontinuitätsgleichung lautet:

$$\frac{\partial \bar{\rho}}{\partial t} + \frac{\partial(\bar{\rho} \cdot \tilde{u})}{\partial x} + \frac{\partial(\bar{\rho} \cdot \tilde{v})}{\partial y} + \frac{\partial(\bar{\rho} \cdot \tilde{w})}{\partial z} = 0 \quad (2.17)$$

Die zeitlich gemittelte Impulserhaltungsgleichung in zusammengefasster vektorieller Schreibweise ist:

$$\frac{\partial(\bar{\rho} \cdot \tilde{v})}{\partial t} + \bar{\rho} \cdot (\tilde{v} \cdot \nabla) \tilde{v} = \vec{k} - \nabla \bar{p} + \nabla \cdot \bar{\tau} + \nabla \cdot \tau_t \quad (2.18)$$

mit: $\bar{\tau} = \begin{pmatrix} \bar{\sigma}_{xx} & \bar{\tau}_{yx} & \bar{\tau}_{zx} \\ \bar{\tau}_{xy} & \bar{\sigma}_{yy} & \bar{\tau}_{zy} \\ \bar{\tau}_{xz} & \bar{\tau}_{yz} & \bar{\sigma}_{zz} \end{pmatrix}, \quad \tau_t = \begin{pmatrix} \overline{-\rho \cdot u''^2} & \overline{-\rho \cdot u'' \cdot v''} & \overline{-\rho \cdot u'' \cdot w''} \\ \overline{-\rho \cdot v'' \cdot u''} & \overline{-\rho \cdot v''^2} & \overline{-\rho \cdot v'' \cdot w''} \\ \overline{-\rho \cdot w'' \cdot u''} & \overline{-\rho \cdot w'' \cdot v''} & \overline{-\rho \cdot w''^2} \end{pmatrix} \quad (2.19)$

(Oertel / Böhle 1999, S. 171)

Das Konzept der Wirbelviskosität

Impuls- und Wärmetransport in turbulenten Strömungen finden als Folge molekularer Diffusion auf einer mikroskopischen Ebene statt. Diese Vorgänge werden durch die molekulare Viskosität und Wärmeleitfähigkeit repräsentiert. Für numerische Betrachtungen werden diese Austauschvorgänge nachgebildet. Mit dem Boussinesq-Ansatz werden die Reynolds-Spannungen modelliert, μ_t ist die turbulente Zähigkeit oder Wirbelviskosität.

$$-\rho \cdot \overline{u'_i \cdot u'_j} = \mu_t \cdot \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) - \frac{2}{3} \cdot \rho \cdot K \cdot \delta_{ij} \quad (2.20)$$

Die Reynolds-Spannungen sind proportional zu den Gradienten der mittleren Geschwindigkeitskomponenten angesetzt. Anstelle der dynamischen Wirbelviskosität μ_t wird häufig auch die kinematische Wirbelviskosität $\nu_t = \mu_t / \rho$ verwendet. Turbulenzmodelle, die diesen Ansatz der Wirbelviskosität verwenden, werden als Wirbelviskositätsmodelle bezeichnet. (Oertel / Laurien 2003, S.49)

Null-Gleichungsmodelle

Die einfachste Klasse der Turbulenzmodellierung bilden algebraische Wirbelviskositätsmodelle. Diese kommen ohne zusätzliche Differentialgleichungen aus, denn sie bestehen lediglich aus algebraischen Gleichungen. Der Prandtlsche Mischungsweg bildet die Wirbelviskosität in Abhängigkeit des Wandabstandes:

$$\mu_t = \rho \cdot l^2 \cdot \left| \frac{\partial \bar{u}}{\partial z} \right| \quad (2.21)$$

Darin ist \bar{u} die mittlere Geschwindigkeitskomponente parallel zur Wand und z der Wandabstand. Der Prandtlsche Mischungsweg l muss vorab definiert werden. Eine empirische Formel lautet: $l = 0,41 \cdot z$. Für den größeren Wandabstand in Grenzschichten wird zusätzlich das logarithmische Wandgesetz benutzt:

$$u^+ = \frac{1}{k} \cdot \ln(z^+) + C, \quad k = 0,41, \quad C = 5,5 \quad (2.22)$$

(Oertel / Laurien 2003, S. 52)

Der große Vorteil von Null-Gleichungsmodellen ist ihre Einfachheit. Da keine Differentialgleichungen gelöst werden, verursachen sie im Gegensatz zu anderen Verfahren wenig Rechenaufwand. Im Vergleich zu Experimenten zeigen sich aber fundamentale Fehlereigenschaften des Modells, die den Einsatz beschränken.

Turbulenzmodelle, welche den Transport von Turbulenz berücksichtigen, sind in der Regel genauer. Werden also Transportgleichungen (Differentialgleichungen) berücksichtigt, so spricht man allgemein von Transportgleichungsmodellen. Diese werden im Folgenden erläutert.

Ein-Gleichungsmodelle

Ein-Gleichungsmodelle beinhalten eine partielle Differentialgleichung für die Turbulenzenergie. Das Prandtlsche Ein-Gleichungsmodell modelliert die Wirbelviskosität nach:

$$\mu_t = C_\mu \cdot \rho \cdot l \cdot \sqrt{K}, \text{ mit } C_\mu = 0,09 \quad (2.23)$$

Dabei wird das Konzept des Mischungsweges verwendet. K stellt die turbulente kinetische Energie dar, was ein Maß für die Intensität der Turbulenz ist. Mit l ergibt sich die Wirbelviskosität.

Die hergeleitete Modellgleichung für K lautet:

$$\rho \cdot \frac{\partial K}{\partial t} + \rho \cdot \bar{u}_j \cdot \frac{\partial K}{\partial x_j} = \mu_t \cdot \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \cdot \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) + \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \cdot \frac{\partial K}{\partial x_j} + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \cdot \frac{\partial K}{\partial x_j} \right) - C_D \cdot \rho \cdot \frac{K^{\frac{3}{2}}}{l} \quad (2.24)$$

Das Prandtlsche Ein-Gleichungsmodell ist kritisch in der Handhabung durch die Verwendung der Mischungsweglänge l . Es wurde bisher wenig benutzt und daher liegen wenige Erfahrungen damit vor (**Oertel / Laurien 2003**).

Bei dem neueren Ein-Gleichungsmodell von P. R. Spalart und S. R. Allmaras von 1992, speziell für Luftfahrt-Anwendungen entwickelt, braucht das Verhältnis aus Längenmaß zur Scherschichtdicke nicht bestimmt werden, was ein Nachteil von älteren Ein-Gleichungsmodellen war. Die Transportgröße ist die turbulente kinetische Viskosität \bar{v} , wobei die Transportgleichung für \bar{v} nach der **Fluent Dokumentation** wie folgt lautet:

$$\frac{\partial}{\partial t} (\rho \cdot \bar{v}) + \frac{\partial}{\partial x_i} (\rho \cdot \bar{v} \cdot u_i) = G_v \cdot \frac{1}{\sigma_v} \left[\frac{\partial}{\partial x_j} \left\{ (\mu + \rho \cdot \bar{v}) \cdot \frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right\} + C_{b2} \cdot \left(\frac{\partial \bar{v}}{\partial x_j} \right)^2 \right] - Y_v + S_{\bar{v}} \quad (2.25)$$

Hier ist G_v die Erzeugung und Y_v die Tilgung von der kinetischen Viskosität. Aus \bar{v} wird dann die turbulente Viskosität μ_t gebildet mit:

$$\mu_t = \rho \cdot \bar{v} \cdot f_{v1}, \quad f_{v1} = \frac{\chi^3}{\chi^3 + C_{v1}^3}, \quad \chi \equiv \frac{\bar{v}}{v} \quad (2.26)$$

Das *Spalart-Allmaras*-Turbulenzmodell ist in seiner Form relativ neu, durch seine Einfachheit sehr ökonomisch und numerisch stabil. Es ist zweckmäßig für feine Gitter und mit der Nutzung von Wandfunktionen ist es auch für grobe Gitter geeignet. Eine Einschränkung im Reynoldszahlbereich ist nicht vorhanden.

Dagegen modelliert das *Spalart-Allmaras*-Modell kein Abklingen der Turbulenz in Parallelströmungen. Ein weiterer Nachteil ist die fehlende Kalibrierung für freie Scherströmungen, wie z.B. beim Freistrahlf eines Triebwerks.

Zwei-Gleichungsmodelle

Zwei-Gleichungsmodelle beinhalten die Lösung von zwei separaten Differentialgleichungen für die Turbulenz. Die turbulente Geschwindigkeit und das Längenmaß können damit unabhängig voneinander berechnet werden.

Das bekannteste und am häufigsten verwendete Zwei-Gleichungsmodell ist das $k-\varepsilon$ -Modell von Launder und Spalding. Dieses besteht aus zwei partiellen Differentialgleichungen für die turbulente kinetische Energie K und die Dissipationsrate ε . Für die Wirbelviskosität wird folgender Ansatz verwendet:

$$\mu_t = \rho \cdot C_\mu \cdot \frac{K^2}{\varepsilon} \quad (2.27)$$

Die beiden Transportgleichungen für K und ε lauten:

$$\begin{aligned} \rho \cdot \frac{\partial K}{\partial t} + \rho \cdot \bar{u}_j \cdot \frac{\partial K}{\partial x_j} &= \mu_t \cdot \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \cdot \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial x_j} \cdot \left(\mu \cdot \frac{\partial K}{\partial x_j} + \frac{\mu_t}{\rho_k} + \frac{\partial K}{\partial x_j} \right) - \rho \cdot \varepsilon \end{aligned} \quad (2.28)$$

$$\begin{aligned} \rho \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial t} + \rho \cdot \bar{u}_j \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} &= C_{\varepsilon 1} \cdot \frac{\varepsilon}{K} \cdot \mu_t \cdot \frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} \cdot \left(\frac{\partial \bar{u}_i}{\partial x_j} + \frac{\partial \bar{u}_j}{\partial x_i} \right) \\ &+ \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\mu \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} - \frac{\mu_t}{\sigma_\varepsilon} \cdot \frac{\partial \varepsilon}{\partial x_j} \right) - C_{\varepsilon 2} \cdot \rho \cdot \frac{\varepsilon^2}{K} \end{aligned} \quad (2.29)$$

mit den empirisch ermittelten Modellkonstanten: $C_\mu = 0,09$, $C_{\varepsilon 1} = 1,44$, $C_{\varepsilon 2} = 1,92$ und $\sigma_\varepsilon = 1,3$. (**Oertel / Laurien 2003**, S.58)

Da dieses Turbulenzmodell ausschließlich für hohe Reynoldszahlen gilt, kann der wandnahe Bereich nur mit Hilfe von Wandfunktionen hinreichend genau erfasst

werden. Das *Standard k-ε*-Turbulenzmodell ist in der Industrie weit verbreitet und dementsprechend liegt ein hoher Erfahrungsschatz vor. Für viele Anwendungen werden gute Ergebnisse geliefert, jedoch ist es bei starker Stromlinienkrümmung, Strömungsablösung und rotierender Strömungen ungenau. Durch die bekannten Stärken und Schwächen kam es zur Weiterentwicklung des *k-ε*-Modells.

Das *k-ε-RNG*-Turbulenzmodell besitzt zusätzliche Terme in der *k*- und *ε*-Gleichung. Dadurch wird die Genauigkeit für die Turbulenz- und Ablösesimulation gesteigert, jedoch hat die Lösungsmethode etwas schlechtere Konvergenzeigenschaften und benötigt ca. 20% mehr Zeit. Während das *Standard k-ε*-Modell nur für hohe Reynoldszahlen gilt, ist das *RNG*-Modell auch für niedrige Reynoldszahlen geeignet. Ein weiterer Vertreter ist das *Relizable k-ε*-Modell. Dieses hat eine verbesserte Gleichung für die Dissipationsrate *ε*. Außerdem wird die Wirbelviskosität $μ_t$ mit einer Variablen $C_μ$ und nicht mit einer Konstanten wie im Standard-Modell berechnet. Durch dieses Vorgehen können die turbulenten Normalspannungen nicht mehr negativ werden, was zu einer höheren Verlässlichkeit führt, beispielsweise in Staupunkten. Dieses Modell ist gut geeignet für rotierende Strömungen, Grenzschichten mit Druckgradient und Strömungsablösung.

2.3.4 Reynolds-Spannungs-Modelle

Im Gegensatz zu Wirbelviskositätsmodellen lösen Reynolds-Spannungs-Modelle (RSM) das Turbulenzproblem auf einer höheren Ebene. Für jede Komponente des Spannungstensors wird eine eigene Transportgleichung aufgestellt:

$$\begin{aligned}
 \frac{\partial}{\partial t} \left(\rho \cdot \overline{u'_i u'_j} \right) + \frac{\partial}{\partial x_k} \left(\rho \cdot u_k \cdot \overline{u'_i u'_j} \right) = & - \frac{\partial}{\partial x_k} \left[\rho \cdot \overline{u'_i u'_j u'_k} + \overline{\rho (\delta_{kj} u'_i + \delta_{ik} u'_j)} \right] \\
 & + \frac{\partial}{\partial x_k} \left[\mu \cdot \frac{\partial}{\partial x_k} \cdot \overline{u'_i u'_j} \right] - \rho \left(\overline{u'_i u'_k} \cdot \frac{\partial u_j}{\partial x_k} + \overline{u'_j u'_k} \cdot \frac{\partial u_i}{\partial x_k} \right) - \rho \beta \left(g_i \overline{u'_j \theta} + g_j \overline{u'_i \theta} \right) \quad (2.30) \\
 & + \overline{\rho \left(\frac{\partial u'_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u'_j}{\partial x_i} \right)} - 2\mu \overline{\frac{\partial u'_i}{\partial x_k} \frac{\partial u'_k}{\partial x_k}} + 2\sigma \Omega_k \left(\overline{u'_j u'_m} \varepsilon_{ikm} + \overline{u'_i u'_m} \varepsilon_{jkm} \right) + S_{\text{user}}
 \end{aligned}$$

RSM lösen auf diese Art bis zu sieben zusätzliche Differentialgleichungen, was einen stark erhöhten Rechenaufwand und Speicherbedarf herbeiführt. Durch die höhere Modellierungsebene sind RSM den Wirbelviskositätsmodellen überlegen. Sie stellen das physikalisch kompletteste Modell dar und besitzen ein hohes Potenzial komplexe physikalische Strömungen präzise zu berechnen.

2.4 Numerisches Lösungsverfahren

Die Erhaltungsgleichungen für eine Strömungssimulation können auf verschiedene Arten gelöst werden. Die verwendete kommerzielle Simulationssoftware FLUENT basiert auf dem Finite-Volumen-Verfahren. Das Integrationsgebiet wird dabei mit Hilfe eines raumfesten, numerischen Netzes diskretisiert und für jedes Volumenelement werden die Erhaltungsgleichungen in integraler Form betrachtet. Aus einer anschließenden Diskretisierung und Linearisierung der Erhaltungsgleichungen resultiert ein Gleichungssystem, dass gelöst werden muss. Zur Bestimmung der diskreten Bilanzgleichungen in einem Volumenelement werden neben dem Zellmittelpunkt auch die benachbarten Zellzentren betrachtet.

2.4.1 Diskretisierung

Das Vorgehen bei der Diskretisierung wird in der **Fluent Dokumentation** am Beispiel der Erhaltungsgleichung für eine skalare Größe ϕ dargestellt:

$$\oint \rho \cdot \phi \cdot \vec{v} \cdot d\vec{A} = \oint \Gamma_\phi \nabla \phi \cdot d\vec{A} + \int_V S_\phi dV \quad (2.31)$$

mit: \vec{A} : Oberflächenvektor in m^2

Γ_ϕ : Diffusionskoeffizient von ϕ

$\nabla \phi$: Gradient von ϕ

S_ϕ : Quelle von ϕ pro Einheitsvolumen

ebenso

Die Einheiten der verschiedenen Größen ergeben sich aus der gewählten Größe ϕ . Diese Gleichung wird für jede einzelne Zelle betrachtet und muss zur Berechnung des Strömungsfeldes dementsprechend gelöst werden. Dazu findet eine Diskretisierung der Erhaltungsgleichung 2.31 in algebraischer Form statt. Für eine beliebige Zelle gilt:

$$\sum_f^{N_{faces}} \rho_f \vec{v}_f \phi_f \cdot \vec{A}_f = \sum_f^{N_{faces}} \Gamma_\phi (\nabla \phi)_n \cdot \vec{A}_f + S_\phi V \quad (2.32)$$

wobei:

N_{faces} : Anzahl der Seitenflächen der Zelle

ϕ_f : Wert von ϕ , bezogen die Fläche f

$\rho_f \vec{v}_f \cdot \vec{A}_f$: Massenfluss durch die Fläche f

$(\nabla \phi)_n$: Größe von $\nabla \phi$ senkrecht zur Fläche f

Der Solver FLUENT speichert diskrete Werte der skalaren Größe ϕ in den Zellmittelpunkten. In Gleichung 2.32 werden jedoch auch Werte ϕ_f an den Zellwänden benötigt, die aus vorliegenden Werten an den Zellmittelpunkten interpoliert werden müssen.

Dazu kommen in FLUENT so genannte „*Upwind*“-Methoden zum Einsatz. Die Größe ϕ_f an einer Zellfläche wird hierbei aus den Zellmittelpunkten stromaufwärts der betrachteten Zelle z ermittelt. Treten hohe Gradienten der Strömungsgrößen auf, lassen sich durch die Verwendung des „*Second-Order Upwind-Scheme*“ die akkuratesten Ergebnisse erzielen, da eine Taylorreihenentwicklung vorgenommen wird.

Die diskrete Transportgleichung enthält somit neben der unbekannten Größe ϕ im eigenen Zellmittelpunkt auch so genannte Werte ϕ_{nb} der Nachbarzellen. Die Gleichung ist im Allgemeinen nicht linear bezüglich dieser Unbekannten.

2.4.2 Linearisierung

Eine linearisierte Form von Gleichung 2.31 kann nach der **Fluent Dokumentation** geschrieben werden als

$$a_p \cdot \phi = \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} + b \quad (2.33)$$

wobei der Index nb für die Nachbarzellen steht und a_p sowie a_{nb} linearisierte Koeffizienten für ϕ und ϕ_{nb} sind. b ist der Beitrag des konstanten Teils der Quelle und der Randbedingungen. Für jede Zelle kann eine linearisierte Gleichung bestimmt werden. Folglich entsteht ein Gleichungssystem, das iterativ gelöst wird. Die Koeffizienten sind dabei für einen Iterationsschritt konstant und werden nach jedem weiteren in Abhängigkeit von den Lösungsvariablen aktualisiert.

2.4.3 Lösungsverfahren

Das Programmsystem FLUENT bietet zur Lösung der Erhaltungsgleichungen zwei verschiedene Möglichkeiten an. Dies ist zum einen das gekoppelte Lösungsverfahren, bei dem alle Erhaltungsgleichungen gleichzeitig gelöst werden. Im der vorliegenden Arbeit wurde ausschließlich das entkoppelte Lösungsverfahren verwendet, welches im Folgenden erläutert wird.

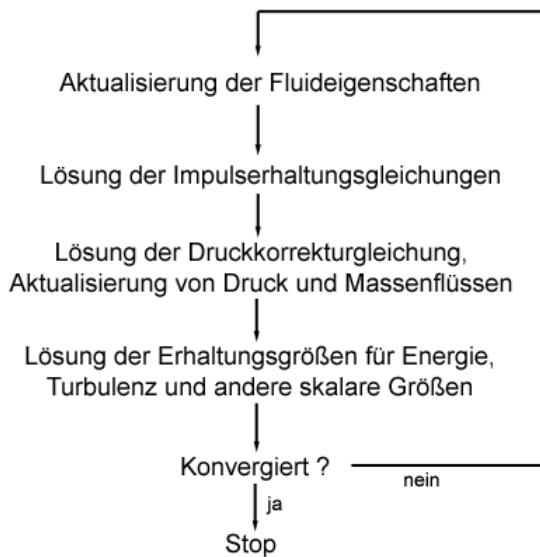


Bild 2.6: Vorgehen bei einem Iterationsschritt beim entkoppelten Lösungsverfahren ⁶

Um den Iterationsprozess zu starten, werden dem Fluid die Initialisierungswerte zugewiesen. Anfangs werden die Eigenschaften des Fluids, basierend auf der aktuell vorliegenden Lösung, aktualisiert. Anschließend werden die Impulserhaltungsgleichungen gelöst, unter der Nutzung der aktuellen Werte für Druck und Massenflüsse durch die Begrenzungsflächen der Zellen.

Auf diese Weise wird eine neue Lösung für das Geschwindigkeitsfeld ermittelt. Durch die so erhaltenen Geschwindigkeiten ist die Kontinuitätsgleichung nicht unbedingt in allen Zellen erfüllt. Daher muss eine Druckkorrektur stattfinden, die auf der Kontinuitätsgleichung basiert. Auch die Massenflüsse werden aktualisiert. Die Erhaltungsgleichungen werden danach für skalare Größen wie Energie und Turbulenz gelöst. Abschließend wird überprüft, ob die gewählten Konvergenzkriterien erfüllt sind. Je nach Ergebnis wird ein weiterer Iterationsschritt begonnen oder die Rechnung gestoppt.

⁶ nach Fluent Dokumentation

2.4.4 Konvergenzbeurteilung

Während des Iterationsprozesses können in FLUENT verschiedene Parameter beobachtet werden, mit denen beurteilt werden kann, ob eine konvergente Lösung vorliegt. Üblich ist dabei die Nutzung von Residuen. Die linearisierte Transportgleichung für die Größe ϕ ist mit Gleichung 2.33 gegeben. Zu Beginn eines jeden Iterationsschritts ist diese Gleichung nicht erfüllt. Das Residuum R_z für jede Zelle errechnet sich aus:

$$R_z = \sum_{nb} a_{nb} \phi_{nb} + b - a_z \phi \quad (2.34)$$

FLUENT bietet die Möglichkeit die Beträge der Residuen R_z aller Gitterzellen zu summieren:

$$R^\phi = \sum_z |R_z| \quad (2.35)$$

Die Summe R^ϕ wird nach jedem Iterationsschritt gespeichert und ausgegeben. Auf diese Weise wird der Iterationsverlauf dokumentiert. Die Residuen sollten sich zwischen 0 und 1 bewegen und mit fortlaufendem Iterationsprozess immer kleiner werden und sich schließlich nicht mehr verändern. Bei Unterschreitung eines vorgegebenen Kriteriums wird die Rechnung gestoppt und als konvergent betrachtet. Zu beachten ist, dass es keinen universellen Konvergenzkriteriumswert gibt. Daher muss der standardmäßige Wert von 10^{-3} in FLUENT auf die entsprechenden Gegebenheiten angepasst werden. Laut **Fluent Dokumentation** reichen die Standardwerte aus, um die Haupteigenschaften der Strömung wiederzugeben. Eine Verringerung des Wertes erhöht die Genauigkeit der Lösung. Jedoch ist es hilfreich zur Beurteilung der Lösung neben den Standardresiduen für Massen-, Impuls- und Energieerhaltung, sowie Turbulenz auch noch zusätzliche Werte hinzuzuziehen. Die auf den Körper wirkenden Kräfte, wie z.B.: Auftrieb, Widerstand und Nickmoment, sowie Massendurchflüsse durch bestimmte Flächen sind dafür gut geeignet.

3 Vorgehensweise bei CFD-Simulationen

Der Begriff CFD steht für die Vorhersage von Strömungen mit Hilfe mathematischer Gleichungen, die die physikalischen Gesetze repräsentieren. CFD ist aber gewissermaßen eine interdisziplinäre Methode, bei der die Beobachtungen und Modelle der Naturwissenschaft, die numerischen Verfahren der Mathematik, der technische Sachverstand der Ingenieure und die modernen Systeme und Rechner der Informatik vereint werden.

Die Ergebnisse von CFD-Simulationen lassen sich sehr gut mit experimentell ermittelten Daten vergleichen, wodurch die Möglichkeit besteht, den zeitlichen Aufwand und die hohen Kosten für Experimente zu verringern. Dabei muss natürlich gewährleistet sein, dass die Strömungssimulation verlässliche Ergebnisse liefert.

Das Vorgehen bei CFD-Simulationen lässt sich prinzipiell in drei Abschnitte einteilen. Im „Pre-Processing“ werden für die Strömungssimulation die nötigen Vorbereitungen getroffen. Im zweiten Abschnitt wird das Simulationsmodell definiert und die eigentliche numerische Simulation durchgeführt. Abschließend findet das „Post-Processing“ statt, in dem die erhaltenen Ergebnisse ausgewertet und validiert werden.

3.1 Pre-Processing

Im Pre-Processing werden die Ziele der Strömungssimulation definiert. Vorab wird festgelegt, welche Daten ermittelt werden sollen und an welchen Stellen Vereinfachungen getroffen werden können. Auch die zur Verfügung stehende Simulationszeit spielt hier eine wichtige Rolle und muss in die Überlegungen mit einbezogen werden. Bei der Definition der Geometrie wird das Simulationsgebiet auf einen endlichen Bereich eingegrenzt, in dem die numerische Modellierung stattfindet. Während dessen sind die Anforderungen der Vernetzungs- und Simulationssoftware zu berücksichtigen. Basierend auf dem Geometriemodell wird anschließend das Rechengitter erstellt. Die Auflösung des Gitters sollte in Bereichen mit hohen Gradienten der Strömungsgrößen besonders fein sein. Zusätzlich muss bei der Erstellung des Rechengitters die zur Verfügung stehende Rechenkapazität berücksichtigt werden.

3.2 Numerische Modellierung

Entsprechend der Aufgabenstellung werden die physikalischen Randbedingungen und Materialeigenschaften definiert. Die von der Software bereitgestellten Turbulenzmodelle sollten sinnvoll gewählt werden, um verlässliche Ergebnisse zu erhalten. Nach der Initialisierung des Strömungsfeldes wird der Iterationsprozess durchgeführt, für den die Konvergenz beurteilt werden muss. Die Berechnung der strömungsmechanischen Gleichungen erfolgt mit Hilfe einer Strömungssimulationssoftware und leistungsstarken Rechnersystemen. Wurde eine konvergente Lösung erreicht, kann mit der Auswertung der Rechnung fortgefahren werden.

3.3 Post-Prozessing

Die Ergebnisse aus einer konvergierten Lösung können auf verschiedene Weisen dargestellt werden, um sie zu analysieren. Die farbige grafische Darstellung der Strömungszustände ist üblich. Daher stammt auch die scherhafte Erklärung des Begriffs CFD mit „coloured fluid dynamics“.

Konkrete Rechenwerte in Zahlen lassen sich sehr gut mit experimentell ermittelten Daten vergleichen. In jedem Fall sind zur Verfügung stehende experimentelle Daten sehr hilfreich, um die Simulation zu validieren.

Sind die Resultate der Simulation nicht zufrieden stellend, wird über das weitere Vorgehen entschieden. Eine Überprüfung der Randbedingungen, des Turbulenzmodells oder des Rechengitters ist in diesem Fall angebracht.

3.4 Verwendete Software und Datenformate

Zur Erstellung der Geometrie wird in der vorliegenden Diplomarbeit die CAD-Konstruktionssoftware CATIA V5 R14 von DASSAULT SYSTEMES verwendet. Diese kommerzielle Software ist im Fahrzeug- und Flugzeugbau weit verbreitet. Durch die vielfältigen Möglichkeiten, Geometrien zu erstellen und zu editieren, stellt CATIA eine gute Basis für die Geometriegenerierung dar. Als Schnittstellenformat zwischen CATIA und dem Pre-Processor-Programm GAMBIT wird das STP-Format für Volumenkörper und das IGES-Format für Flächen benutzt. Das Programm GAMBIT gehört mit zum FLUENT-Softwarepaket von der Firma FLUENT.INC und ist ein Gittergenerierungsprogramm, mit dem die erzeugte Geometrie vernetzt wird. Mit GAMBIT sind einfache CAD-Operationen möglich und es werden verschiedene Vernetzungsalgorithmen zur Erstellung von strukturierten und unstrukturierten Gittern bereitgestellt. Das fertig vernetzte und mit Randbedingungen versehene Rechenmodell wird als MSH-Datei exportiert. FLUENT unterstützt die Modellierung

der Strömung, die Berechnung der Erhaltungsgleichungen und die Analyse der erhaltenen Simulationsdaten. Eine ausführliche Beschreibung des Programms, welches in der Programmiersprache C geschrieben wurde, befindet sich in der **Fluent Dokumentation**. Die Rechendaten werden von FLUENT im CAS- und DAT-Format gespeichert. CAS-Dateien beinhalten das Rechengitter, Randbedingungen und Lösungsparameter des Strömungsproblems, während DAT-Dateien die Strömungswerte jeder Gitterzelle und die Historie der Residuen enthalten. Die beiden Dateien gehören stets zusammen und bilden einen Rechenfall. Zusätzlich können für jeden Iterationsschritt so genannte Monitoring-Daten angezeigt und abgespeichert werden, die für die Konvergenzbeurteilung und die Auswertung nützlich sind. Bild 3.1 zeigt den Ablauf einer numerischen Simulation, gegliedert in die drei Bereiche, mit dem jeweils dazugehörigen Programm und den verwendeten Dateiformaten.

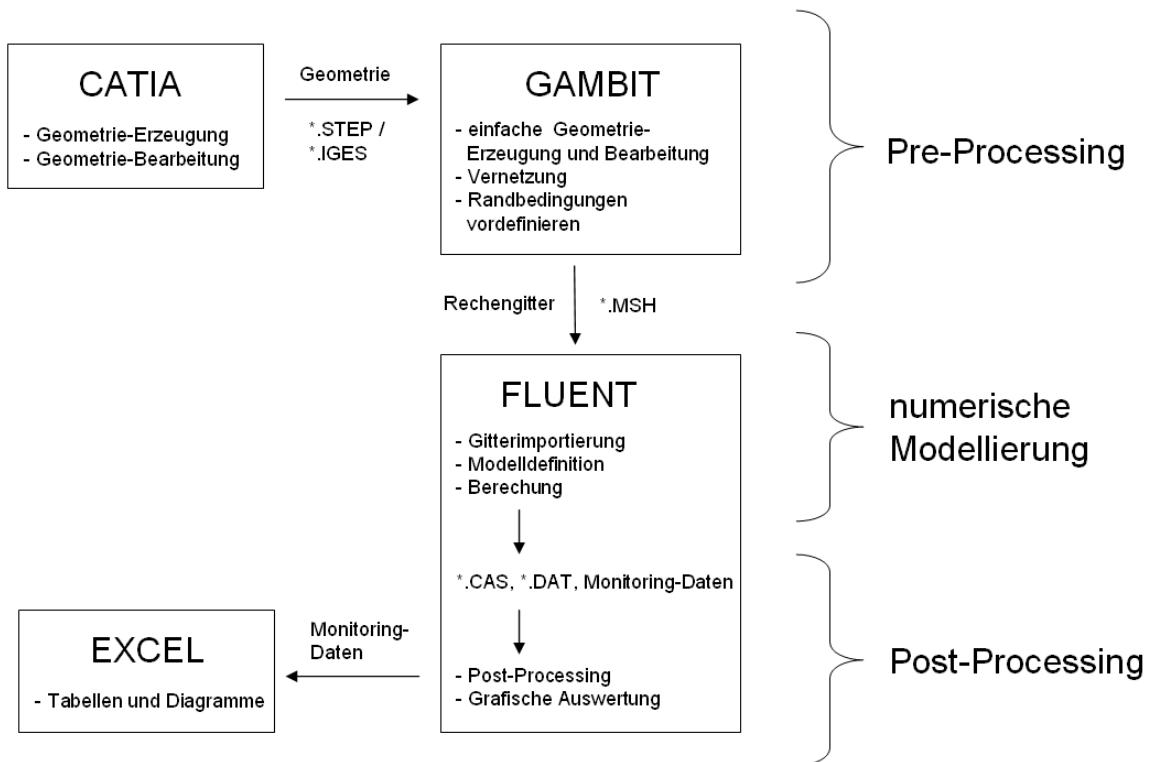


Bild 3.1: Ablauf einer numerischen Strömungssimulation mit der verwendeten Software, den Dateiformaten und den drei Bereichen der Vorgehensweise

4 Erstellung des CAD-Modells

Die Basis für das CAD-Modell des AC20.30, welches in dieser Diplomarbeit verwendet wird, stammt von Kevin Danke. André Schmidt verwendete dieses CAD-Modell in modifizierter Form in seiner Diplomarbeit ebenso. Bei diesem Modell stimmen Flügel-, Winglet- und Rumpfform weitestgehend mit dem originalen Flugmodell AC20.30 überein. Bild 4.1 zeigt das Basis-CAD-Modell und das gebaute, fliegende AC20.30 Modellflugzeug im Vergleich.

Die Unterschiede zwischen dem Basismodell und dem fliegendem AC20.30 sind schnell ersichtlich. Die Triebwerksgondeln und die zugehörigen Aufhängungen fehlen. Ein weiterer Unterschied ist in der Position der Seitenleitwerke zu sehen. Diese beiden Unstimmigkeiten sollen nun beseitigt werden, um eine möglichst hohe geometrische Übereinstimmung zwischen dem CFD-Simulationsmodell und dem Flugmodell AC20.30 zu erreichen.

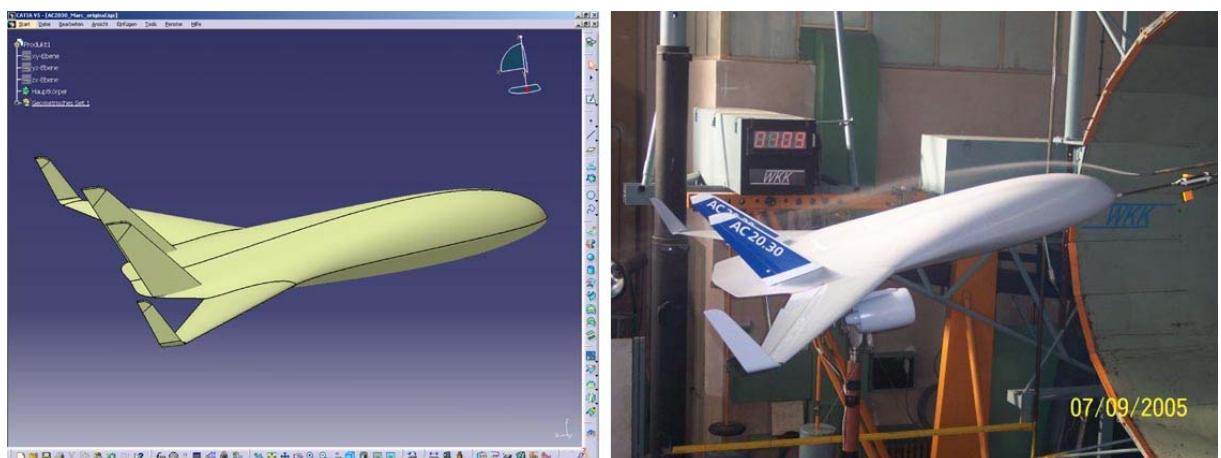


Bild 4.1: Basis-CAD-Modell von Schmidt (links); originaler AC20.30 im Windkanal (rechts)

Im Rahmen dieser Diplomarbeit werden drei verschiedene CAD-Modelle des AC20.30 erstellt, um verschiedene Untersuchungen zu ermöglichen. Dabei wird folgende Namenskonvention verwendet:

Tabelle 4.1: Namenskonvention der verwendeten Geometriemodelle

AC20.30-1	ohne Triebwerk und ohne Seitenleitwerk
AC20.30-2	ohne Triebwerk und mit Seitenleitwerk
AC20.30-3	mit Triebwerk und mit Seitenleitwerk

4.1 Überarbeitung des Basis-CAD-Modells

Bei den Voruntersuchungen wurde schnell klar, dass sich das Basis-CAD-Modell im IGES-Format nicht direkt zum Vernetzen in GAMBIT eignet. Grund dafür ist die mäßige Qualität des vorhandenen Modells. Beim genauen Betrachten der Schnittstellen der einzelnen Teilflächen finden sich minimale Überlappungen der gestrakten Flächen von Rumpfober- und Unterseite. GAMBIT würde bei der Netzgenerierung versuchen in diese Überlappung extrem flache und hochverzerrte Gitterzellen einzufügen. Durch die Qualitätskriterien für das Gitter gelingt dies der Software nicht und es kommt zum Abbruch der Vernetzungsoperation.

Generell existiert das Problem des sauberen Datenaustauschs zwischen CAD-Software und dem Vernetzungsprogramm, aufgrund unterschiedlicher Toleranzeneinstellungen. GAMBIT arbeitet mit einer Toleranz von 10^{-6} mm sehr genau. Die meisten CAD-Programme verwenden dagegen eine Toleranz von 10^{-3} mm und sind wesentlich ungenauer. Auch die mangelnde Qualität der verwendeten CAD-Modelle mit beispielsweise zu kleinen Teilflächen und zu spitzen Winkeln kann zu Problemen führen. Sind die Anforderungen eines Vernetzungsprogramms an die zu importierende CAD-Geometrie bekannt, lassen sich von Beginn an solche Fehler und daraus resultierende Schwierigkeiten vermeiden.

Um das Problem mit der Überlappung zu beheben, wird eine spezielle Reparatur-Funktion für Flächen des Programms CATIA benutzt. Mit dieser so genannten „*Healing*“-Funktion werden kleine Spalten und Überlappungen zwischen benachbarten Flächen automatisch beseitigt und eine genaue Trennlinie generiert. Sämtliche Teilflächen des Modells werden so miteinander verbunden und ergeben einen Flächenverbund, der den Rumpf, die Flügel und die Winglets erfasst. Mit der CATIA-Funktion „*Fläche schließen*“ lässt sich der so zusammengeschlossene Flächenverbund in einen Volumenkörper umwandeln und als STP-Datei exportieren.

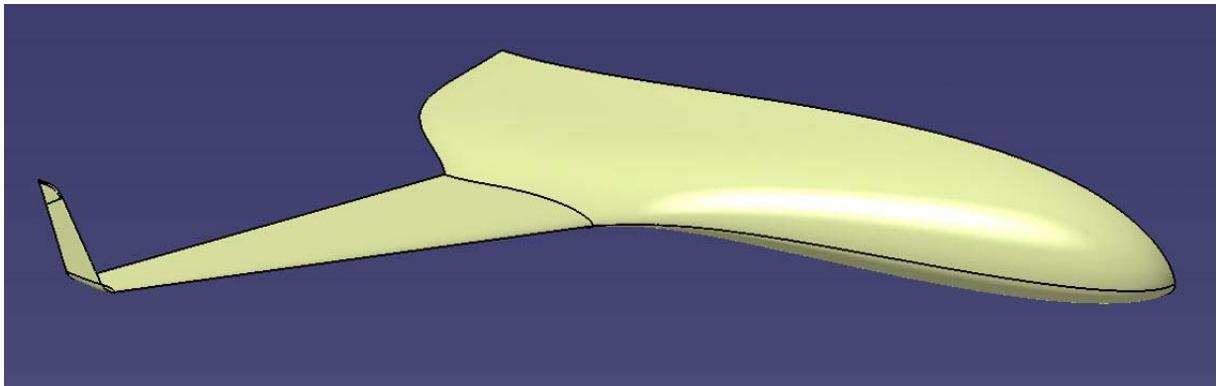


Bild 4.2: Flächenmodell des AC20.30-1

Bei dem Modell AC20.30-1 wird auf ein Seitenleitwerk und das Triebwerk verzichtet. Es soll möglichst wenige und sehr einfach geformte Flächen haben, um eine schnelle Generierung von verschiedenen Gittermodellen bei der Gitterkonvergenz-studie zu ermöglichen.

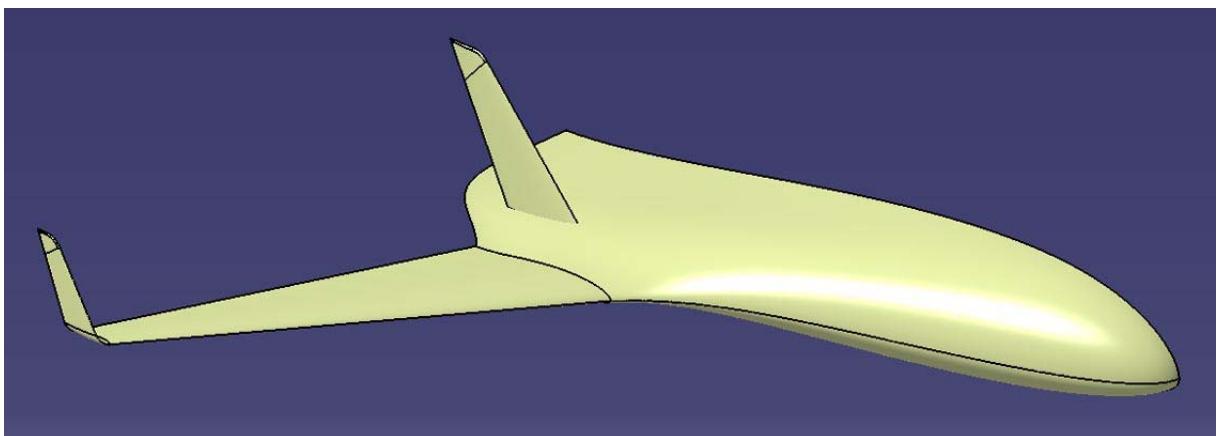


Bild 4.3: Flächenmodell des AC20.30-2

Das Modell AC20.30-2 entspricht vom prinzipiellen Aufbau den Modellen in der Arbeit von **Schmidt 2005**. Das Seitenleitwerk befindet sich im Gegensatz zu Schmidts Arbeit nicht an der Hinterkante des BWB-Rumpfes. Es ist dem fliegenden Modell nachempfunden, bei dem das Seitenleitwerk nach vorne versetzt wurde. Der Grund für die Vorverlegung des Seitenleitwerks liegt in der großen Steuerfläche an der Rumpfhinterkante, die als zusätzliches Höherruder bzw. als Landeklappe eingesetzt wird. Beim fliegenden Modell wurde folglich die Position des Seitenleitwerks vermessen und am Modell AC20.30-2 umgesetzt, indem das SLW um 135 mm nach vorne und 10 mm nach oben verschoben wurde.

4.2 Erstellung des Triebwerksmodells

Hauptuntersuchungsgegenstand dieser Arbeit ist das Modell AC20.30-3, welches mit Triebwerksgondeln und Seitenleitwerk versehen ist. Von dem Flugmodell AC20.30 gab es zum Zeitpunkt der Erstellung dieser Diplomarbeit kein aktuelles CAD-Modell, welches den derzeit verbauten Antrieb *Aeronaut 4000* mit Triebwerksgondeln und deren Aufhängung beinhaltet. Daher wurden die Triebwerksgondeln und deren Position am fliegenden Modell vermessen und in CATIA in das CAD-Modell AC20.30-3 eingefügt. Bild 4.4 zeigt das Ergebnis der Triebwerksmodellierung.

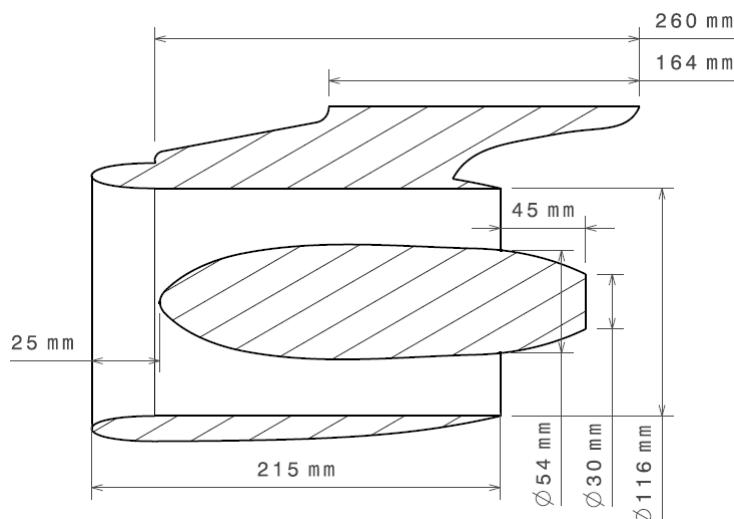


Bild 4.4: Nachbildung des Aeronaut 4000 Antriebs für die CFD-Simulation

Gewisse Vereinfachungen in der Geometrie sind notwendig, um eine CFD-Simulation zu ermöglichen. So wird bei dem Triebwerksmodell auf den rotierenden Fan und den dahinter befindlichen Stator verzichtet. Stattdessen soll der Schub mit Hilfe einer definierten Drucksprunghypothese nachgebildet werden, die in GAMBIT definiert wird.

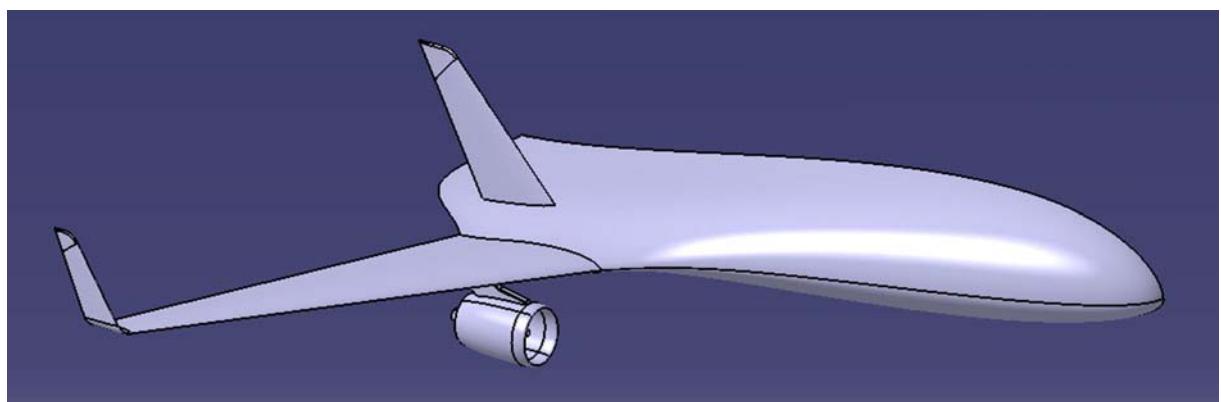


Bild 4.5: Volumenmodell des AC20.30-3

4.3 Erstellung des Kontrollvolumens

Für CFD-Simulationen wird grundsätzlich das Volumen vernetzt, welches das Strömungsmedium beinhaltet. Ist, wie im vorliegenden Fall, eine Außenströmung für ein Flugzeug zu berechnen, so wird ein Volumen benötigt, in dem sich das Flugzeug als Negativvolumen in einem hinreichend großen Kontrollvolumen befindet. Ist es beispielsweise zu klein, so befinden sich die Ränder des Kontrollvolumens bereits im Einflussbereich des Flugzeuges, wo die Strömungsgrößen nicht mehr bekannt sind. Die festgelegten Randbedingungen würden das Strömungsbild verfälschen. Ist das Kontrollvolumen zu groß, so wird die gesamte Zellenanzahl unnötig hoch.

Im **Tutorial Uni Cornell** wird für ein 2-D Flügelprofil ein Kontrollvolumen mit der 12,5-fachen Ausdehnung der Flügeltiefe in jeder Richtung vorgeschlagen (Bild 4.6).

Prantle 2004 spricht von 10 - 20 Fahrzeuglängen für die Entfernung des Fernfeldrandes bei Außenströmungen.

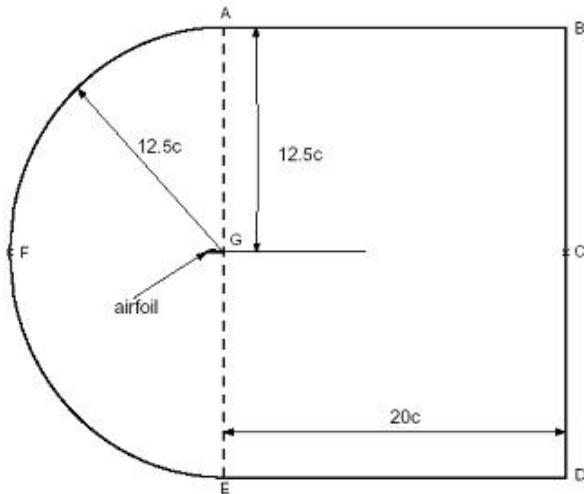


Bild 4.6: Vorschlag für ein Kontrollvolumen um ein Flügelprofil

Für das Kontrollvolumen um den AC20.30 wird auf Basis dieser Informationen eine Entfernung des Fernfeldrandes von 10 Flugzeuglängen gewählt. Dies entspricht einer Länge von 20 m in jede Richtung. Da es sich hier um einen 3D-Fall handelt, soll das Kontrollvolumen für das Halbmodell aus einer Viertelkugel vor und einem Halbzylinder hinter dem Flugzeug bestehen. Die Form wird mit den in GAMBIT zur Verfügung stehenden CAD-Tools erzeugt. Anschließend wird das von CATIA erzeugte positive Volumenmodell des AC20.30 importiert und mittels Boolescher Operationen von dem großen Kontrollvolumen subtrahiert. Das so vorbereitete Modell ist prinzipiell bereits für die Gittergenerierung geeignet.

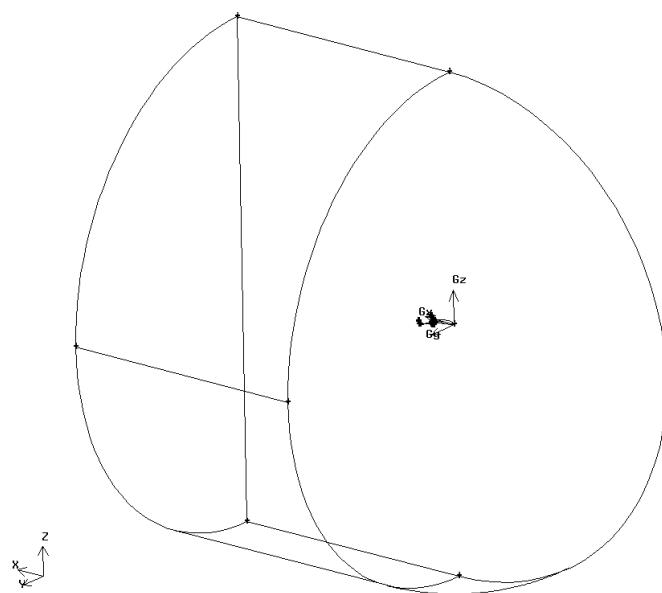


Bild 4.7: Kontrollvolumen um den AC20.30

Von entscheidender Bedeutung für die späteren Simulationen und deren Auswertung ist die Kenntnis von Lage und Ausrichtung des vorhandenen Koordinatensystems, welches mit dem Basis-CAD-Modell übernommen wurde. Es ist flugzeugfest und befindet sich mit seinem Ursprung direkt an der Flugzeugnase. Im Gegensatz zum flugmechanischen Koordinatensystem zeigen hier die z-Achse nach oben und die x-Achse nach hinten.

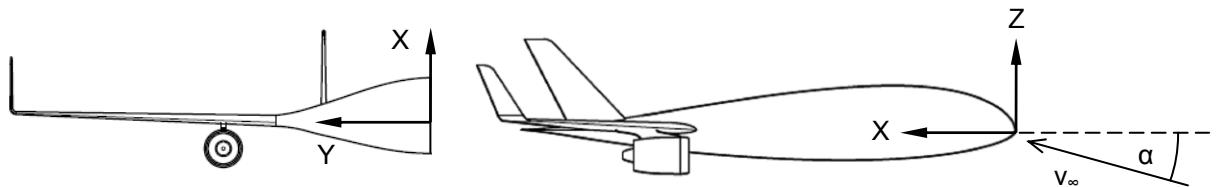


Bild 4.8: Bezugskoordinatensystem für die Simulationsrechnungen

4.4 Geometriedaten

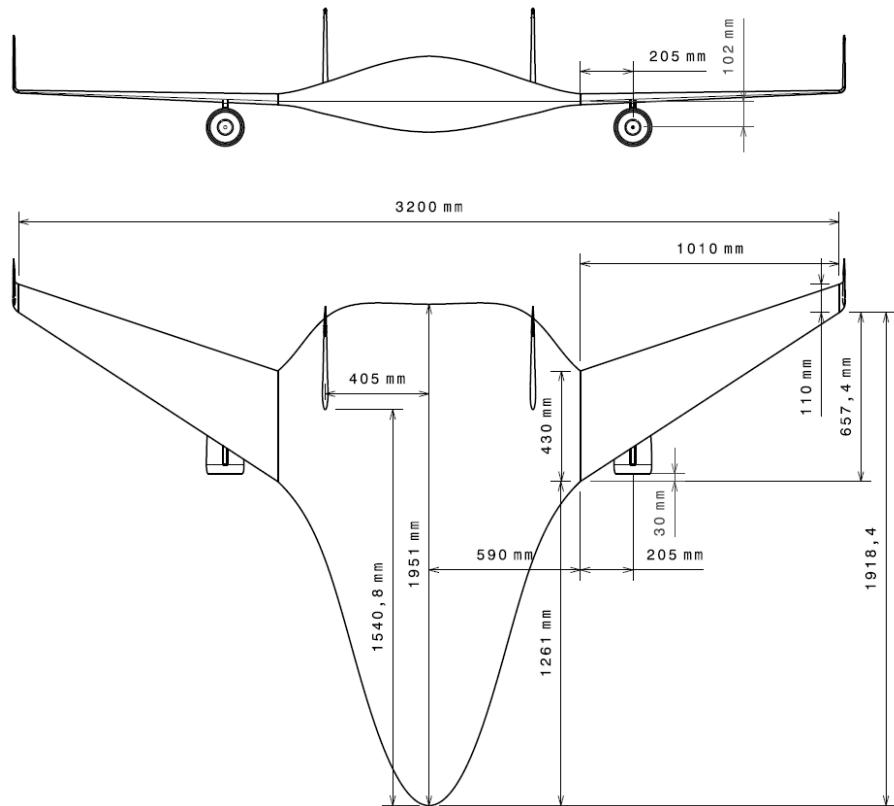


Bild 4.9: komplette Vorderansicht und Draufsicht des AC20.30-3 mit geometrischen Maßen

Flugmodell AC20.30

Flügelfläche	S	$2,08 \text{ m}^2$
Spannweite	b	$3,240 \text{ m}$
Gesamtlänge	l	$2,128 \text{ m}$
Höhe	h	$0,65 \text{ m}$
Streckung	Λ	$5,05$
max. Startgewicht	m_{\max}	$12,5 \text{ kg}$
Flächenbelastung	m/S	$6,01 \text{ kg/m}^2$
Antrieb		2 Elektroimpeller
Standschub	F_s	$2 \times 30 \text{ N}$

Rumpf:

Profiltiefe Wurzel	$l_{R,i}$	$1,951 \text{ m}$
Profiltiefe Spitze	$l_{R,a}$	$0,430 \text{ m}$
Zuspitzung des Rumpfes	λ_R	$0,22$
Rumpffläche	S_R	$1,404 \text{ m}^2$
Profil		MH-91
geometrische Schränkung	$\alpha_{s,w}$	0°

Flügel:

Flügelspannweite	b_F	$1,010 \text{ m}$
Profiltiefe Wurzel	$l_{F,i}$	$0,430 \text{ m}$
Profiltiefe Spitze	l_{Fa}	$0,110 \text{ m}$
Zuspitzung des Flügels	λ_F	$0,256$
Flügelfläche	S_F	$0,545 \text{ m}^2$
Profil		MH-45
V-Form	Γ	2°
geometrische Schränkung	$\alpha_{s,w}$	-3°

5 Windkanalergebnisse

Im Zeitraum vom 06.09. bis 14.09.2005 wurde das Blended-Wing-Body Flugmodell AC20.30 im Niedergeschwindigkeitswindkanal Dresden-Klotzsche untersucht. Die ermittelten Daten sind die Hauptvergleichswerte für durchgeföhrten CFD-Simulationen. Hierzu ist vorab eine Aufbereitung und Auswertung der in **WKK 52-05-02** bereitgestellten Ergebnisse nötig.

5.1 Datenaufbereitung

Die Rohdaten der Windkanalmessung beziehen sich auf ein konkret definiertes und flugzeugfestes Koordinatensystem, welches seinen Ursprung exakt 1,351 m hinter der Flugzeugnase in der Rumpfmitte hat (Bild 5.1).

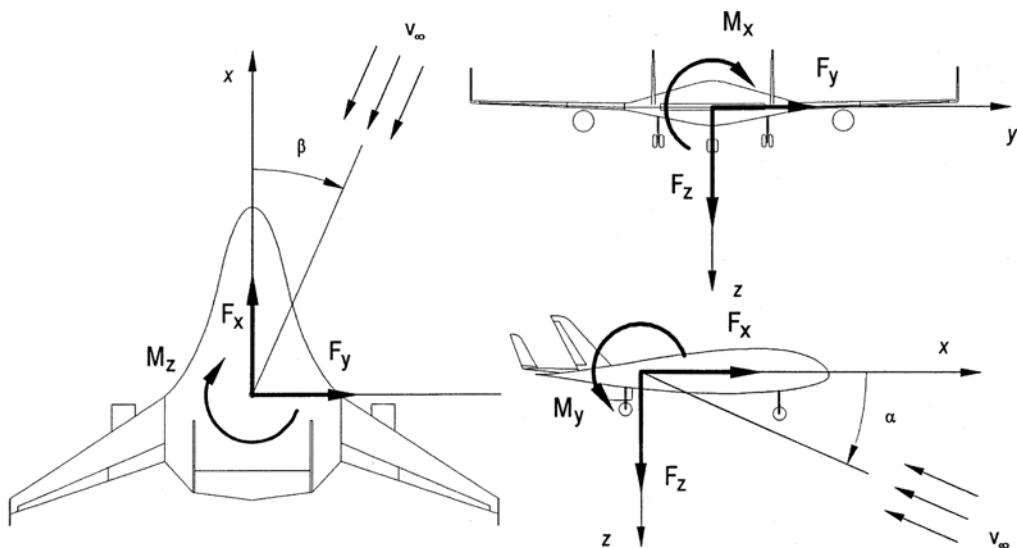


Bild 5.1: Bezugskoordinatensystem für die Windkanalmessungen⁷

Um aus den gegebenen Kräftebeiwerten, c_{FX} und c_{FZ} den Auftriebs- und Widerstandsbeiwert zu berechnen, sind ein Vorzeichenwechsel und eine Koordinatentransformation nötig. Der Nickmomentenbeiwert kann ohne weitere Transformation übernommen werden. Er bezieht sich auf den Koordinatenursprung 1,351 m hinter der Flugzeugnase.

$$c_A = -(-c_{FX} \cdot \sin(\alpha) + c_{FZ} \cdot \cos(\alpha)) \quad (5.1)$$

$$c_W = -(c_{FX} \cdot \cos(\alpha) + c_{FZ} \cdot \sin(\alpha)) \quad (5.2)$$

$$c_{M,x=1,351m} = c_{MY} \quad (5.3)$$

⁷ WKK 52-05-02

5.2 Korrektur der Ergebnisse

Beim Vergleich der ersten Simulationsdaten mit den Windkanaldaten wurde eine recht hohe Abweichung der Auftriebsbeiwerte mit zunehmenden Anstellwinkeln festgestellt. Grund dafür ist unter anderem der so genannte „Downwash-Effect“ in Windkanälen mit offener Messstrecke. Ist das zu testende Windkanalmodell gegenüber der Windkanaldüse recht groß, so wird bei hohen Anstellwinkeln bzw. Auftriebsbeiwerten die Anströmung bereits vor dem Modell abgelenkt, was zu einer Verringerung des effektiven Anstellwinkels gegenüber dem geometrisch eingestellten Anstellwinkel führt. Bei den Windkanalmessungen am AC20.30 in Dresden ist dies der Fall. Die vorhandene Düsenbreite des Windkanals wird zu 76 % durch die Modellspannweite ausgenutzt, was für eine Windkanalmessung sehr hoch ist. Bild 5.2 soll diesen „Downwash-Effect“ verdeutlichen.

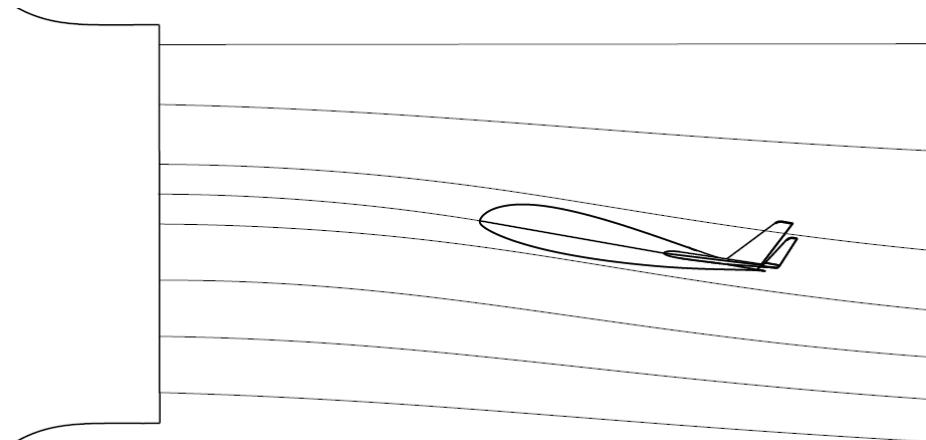


Bild 5.2: Auswirkung des „Downwash-Effect“

Die Verringerung des effektiven Anstellwinkels mit zunehmendem Auftriebsbeiwert soll nun korrigiert werden. Dazu wird die Anstellwinkel-Korrektur nach F. W. Riegels für elliptische Düsen auf Basis der Vorlesungsunterlagen **Zingel 2003** herangezogen. Folgende Daten bezüglich der Düse und des Windkanalmodells sind bekannt.

Tabelle 5.1: Daten für die Anstellwinkelkorrektur nach F.W. Riegels

Düsenform:	Elliptisch	
Düsenbreite	a	4,25 m
Düsenhöhe	c	3,0 m
Düsenquerschnitt	A	10,014 m ²
Modellspannweite	b	3,24 m
Flügelfläche	S	2,08 m ²

Die Formel für den Anstellwinkel-Korrekturfaktor δ lautet:

$$\delta = 1 + \frac{3}{16} \left(\frac{b}{D} \right)^4 + \frac{5}{64} \left(\frac{b}{D} \right)^8 \quad (5.4)$$

D ist der Strahldurchmesser. Für eine Ellipse gilt: $D = \sqrt{a \cdot c} = 3,5707 \text{ m}$.

Damit errechnet sich δ zu: $\delta = 1 + 0,1271 + 0,0359 = 1,163$

Anstellwinkelkorrektur: $\Delta\alpha = -\delta \cdot \frac{c_a}{8} \cdot \frac{S}{A}$ (5.5)

$$\Delta\alpha = -0,030238131 \cdot c_a \quad \text{in [rad]}$$

$$\Delta\alpha = -1,732523039 \cdot c_a \quad \text{in [Grad]}$$

Diese Anstellwinkelkorrektur muss im Folgenden für jeden Windkanal-Messfall durchgeführt werden.

$$\alpha_{\text{eff}} = \alpha_{\text{geometrisch}} + \Delta\alpha \quad (5.6)$$

Diagramm 5.1 zeigt die Auswirkung der Anstellwinkel-Korrektur auf die Auftriebspolare bei 13 m/s Anströmgeschwindigkeit mit dem deutlich steiler ansteigenden Auftriebsgradienten. Die so korrigierten Windkanalergebnisse können nachfolgend für Vergleiche mit Simulationsdaten genutzt werden.

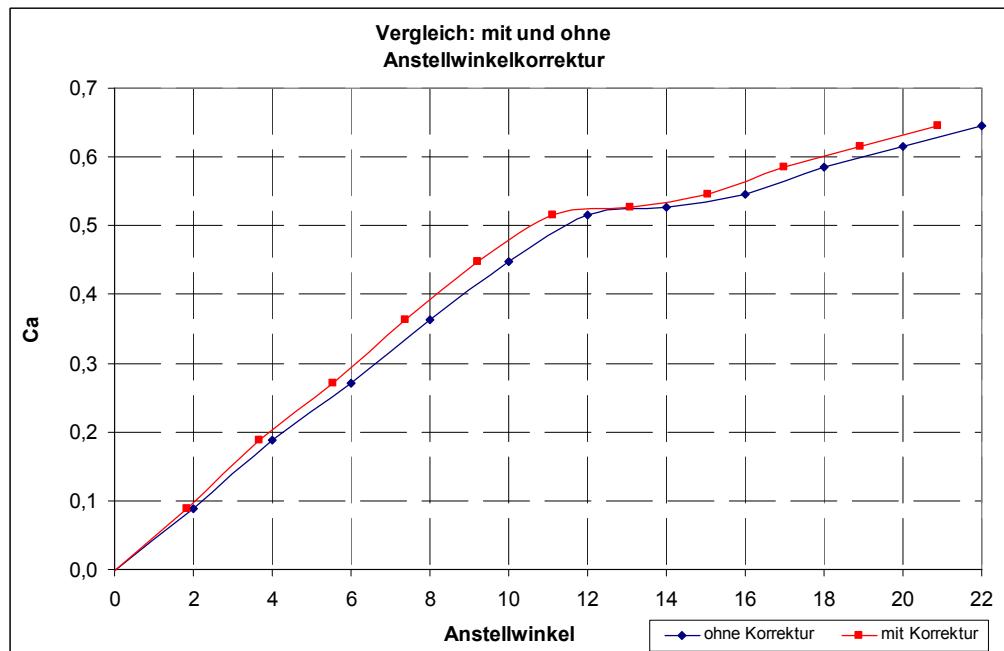


Diagramm 5.1: Vergleich der Auftriebspolaren mit und ohne Anstellwinkel-Korrektur nach Riegels

Zur Auswertung und zum Vergleich der Nickmomentbeiwerte ist eine Umrechnung der Messdaten nötig. Die Angabe des Nickmomentes in der Messung bezieht sich auf den Ursprung des definierten Koordinatensystems exakt 1,351 m hinter der Flugzeugnase. Diese Werte werden mit dem entsprechenden Index: $x = 1,351$ markiert. Der aus dem Messpunkt resultierende Nickmomentbeiwert $c_{M,x=1,351}$ setzt sich aus dem Abstand zum Druckpunkt und dem Auftriebsbeiwert zusammen:

$$c_{M,x=1,351} \cdot I_{MAC} = c_a \cdot (1,351 \text{ m} - x_d) \quad (5.7)$$

Durch Umformen der Gleichung 5.7 kann der Druckpunkt berechnet werden:

$$x_d = -\frac{c_{M,x=1,351} \cdot I_{MAC}}{c_a} + 1,351 \text{ m} \quad (5.8)$$

Zur Berechnung des Neutralpunktes wird der Nickmomentbeiwert an der Flugzeugnase benötigt, der mit Kenntnis des Druckpunktes sehr einfach ermittelt werden kann:

$$c_{M,x=0} = -c_a \cdot \frac{x_d}{I_{MAC}} \quad (5.9)$$

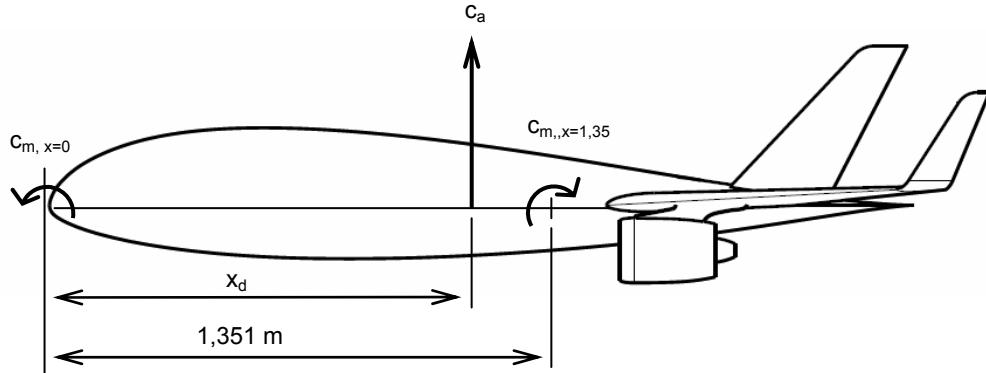


Bild 5.3: Lage der Nickmomentbezugspunkte $x = 0$ und $x = 1,351 \text{ m}$

Für den Vergleich mit den Simulationsrechnungen wird der Schwerpunkt $x_s = 1,21 \text{ m}$ festgelegt (vgl. **Drescher 2003**), auf den sich der Beiwert $c_{M,CG}$ bezieht. Das Nickmoment im Schwerpunkt ist dann:

$$c_{M,CG} = -c_a \cdot \frac{x_d - x_s}{I_{MAC}} \quad (5.10)$$

Eine detaillierte Auswertung der Windkanalergebnisse kann der Begleit-DVD entnommen werden: [Tabellen\Windkanal-Daten.xls]

6 Gittergenerierung

Grundlage für jede numerische Strömungssimulation ist die Diskretisierung des Untersuchungsgebietes. GAMBIT bietet zur Vernetzung von 2-D und 3-D Geometrien folgende Zelltypen an:

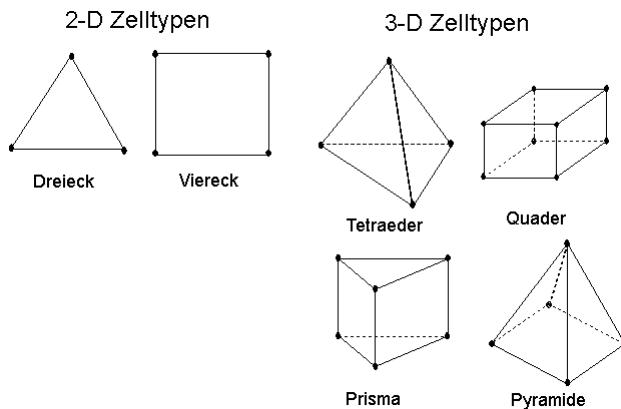


Bild 6.1: von GAMBIT bereitgestellte Zellelemente

Strukturierte Gitter sind stark abhängig von der Geometrie aufgebaut und bestehen aus regelmäßig angeordneten viereckigen oder quaderförmigen Zellen. Wenn möglich sind sie zu bevorzugen, da sie einen geringeren numerischen Aufwand bei der Lösung erzeugen. Jedoch ist die Generierung strukturierter Gitter mit einem sehr hohen Aufwand verbunden, der gerechtfertigt sein muss. Außerdem bleibt die Anwendung auf relativ einfache Geometrien beschränkt.

Im Gegensatz dazu bieten unstrukturierte Gitter mit Tetraeder-, Prismen- und Pyramidenzellen eine wesentlich höhere Flexibilität. Bei der komplexen Geometrie des AC20.30 Modells mit vielen gekrümmten Flächen und Rundungen fällt daher die Wahl auf ein unstrukturiertes Gitter. Auch die lokale Gitterverfeinerung gestaltet sich bei diesem Gitteraufbau einfacher. Der Nachteil von einem etwas erhöhten numerischen Aufwand und damit höheren Rechenzeiten muss in Kauf genommen werden.

6.1 Grundlagen und Randbedingungen

Bei CFD-Simulationen besteht immer eine starke Abhängigkeit der Simulationsergebnisse von der Qualität des zu Grunde liegenden Gitters (vgl. Kapitel 2.4.2). In Bereichen mit hohen Gradienten der Strömungsgrößen ist es zweckmäßig, ein hoch aufgelöstes Gitter zu verwenden, denn dies steigert die Qualität der Lösung maßgeblich. Das einfachste Beispiel ist die wandnahe Region mit hohen Geschwindigkeitsgradienten aufgrund der Haftbedingung des Fluids auf der Oberfläche. Der wandnahe Bereich wird am besten mit einem Grenzschichtgitter diskretisiert. Um zu überprüfen, ob die erste wandnahe Zelle im richtigen Größenbereich liegt, beurteilt man den Abstand ihres Mittelpunktes von der Wand y_P mit der Größe y^+ . Dieser dimensionslose Parameter ist nach der **Fluent Dokumentation** wie folgt definiert:

$$y^+ = \frac{\rho \cdot u_t \cdot y_P}{\mu} \quad (6.1)$$

Die Größe u_t ist die Schubspannungsgeschwindigkeit und berechnet sich aus der Wandschubspannung τ_w und der Dichte:

$$u_t = \sqrt{\frac{\tau_w}{\rho}} \quad (6.2)$$

Die **Fluent Dokumentation** setzt strikte Vorgaben für die Größe des y^+ -Wertes. Möchte man beispielsweise das *Spalart-Allmaras*-Turbulenzmodell benutzen, sollte dieser entweder sehr klein ($y^+ \approx 1$) oder größer 30 sein. Bekannt ist, dass das logarithmische Wandgesetz in einem y^+ -Bereich von 30 bis 60 eine gute Gültigkeit besitzt. Möchte man die Grenzschicht in höherem Maßstab auflösen und die viskose Unterschicht simulieren, wird die Anwendung der verbesserten Wandbehandlung vorgeschlagen, wobei Werte von $y^+ = 1$, maximal $y^+ \leq 4 - 5$, erreicht werden sollten.

Eine weitere Anforderung an das Gitter ist eine möglichst geringe Zellverzerrung. Die standardmäßige Beurteilungsgröße in GAMBIT für die Zellverzerrung ist der so genannte „*EquiAngle Skew*“ Q_{EAS} :

$$Q_{EAS} = \max \left(\frac{\theta_{\max} - \theta_e}{180 - \theta_e}, \frac{\theta_e - \theta_{\min}}{\theta_e} \right) \quad (6.3)$$

mit: θ_{\max} : größter Winkel der Gitterzelle
 θ_{\min} : kleinster Winkel der Gitterzelle
 θ_e : Winkel für gleichseitige Gitterzellen: $\theta_e = 60^\circ$ bei Dreiecken
 $\theta_e = 90^\circ$ bei Vierecken

Die möglichen Werte für Q_{EAS} liegen zwischen 0 und 1, wobei kleine Werte für eine geringe Zellverzerrung anzustreben sind. Im **Gambit Kursmaterial** werden folgende Maximalwerte für Q_{EAS} vorgeschrieben:

Tabelle 6.1: maximal zulässige Q_{EAS} -Werte

Zelltyp:	maximal zulässiger Q_{EAS}
Viereck, Quader	0,85
Dreieck	0,85
Tetraeder, Pyramide	0,90

Bei komplexen CFD-Simulationen spielt die zeitliche Komponente eine entscheidende Rolle. Die Rechenzeit pro Iterationsschritt steigt linear mit der gesamten Zellenanzahl des jeweils verwendeten Rechengitters. Ab einer bestimmten Gesamtzellenanzahl kommt es jedoch zu einer drastischen Erhöhung der Rechenzeit durch Datenauslagerung auf der Festplatte, was vermieden werden sollte. Dieser Grenzwert hängt von der zur Verfügung stehenden Hardware ab, wobei eine Faustregel besagt: Pro 1 GB Arbeitsspeicher können ca. $1,0 \cdot 10^6$ Gitterzellen gerechnet werden, ohne dass sich eine extreme Erhöhung der Rechenzeit durch Festplattenauslagerung ergibt. Unter Beachtung dieser Randbedingungen wird nun die Gittergenerierung für das AC20.30 Simulationsmodell vorgenommen.

6.2 Gittergenerierung am AC20.30

Die Gittergenerierung in GAMBIT erfolgt nach Fertigstellung des Geometriemodells. Um diesen Prozess übersichtlich zu gestalten, wird das Gesamtvolumen um den AC20.30 in drei kleine Teilvolumina im Nahbereich und einen Fernfeldbereich geteilt. Winglet, Flügel mit Triebwerk und der Rumpf mit Seitenleitwerk können so separat vernetzt werden, was die Flexibilität bei der Gittergenerierung erhöht und die Wahrscheinlichkeit eines Abbruches minimieren soll.

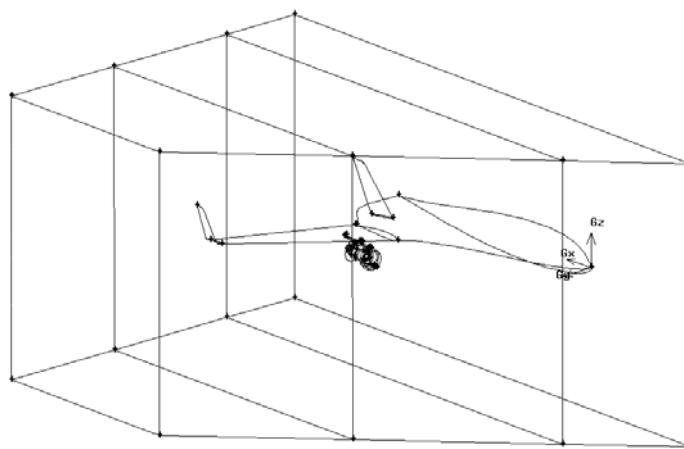


Bild 6.2: Nahbereichskontrollvolumen um den AC20.30-3

Der Import von STP-Dateien in GAMBIT verläuft in der Regel unproblematisch. Jedoch ist vor Beginn der Vernetzung eine genaue optische Kontrolle der Geometrie zwingend erforderlich. So ist es typisch, dass aufgebrochene Körperkanten mit sehr dicht aneinander liegenden Punkten auftreten. Werden diese nicht beseitigt, kann der Vernetzungsprozess abgebrochen werden. Der Vernetzungsalgorismus von GAMBIT versucht alle vorhandenen Geometriepunkte als fixe Gitterpunkte zu übernehmen. Liegen diese Punkte sehr dicht beieinander, werden hoch verzerrte Zellen generiert, was zum Vernetzungsabbruch führt. Ein ähnliches Problem besteht auch mit den vielen kleinen Teilflächen an den Spitzen des Winglets und des Seitenleitwerks (Bild 6.3, links).

Der Lösungsansatz besteht in der Verbindung von diesen Elementen mit der Erzeugung von virtuellen Kanten und virtuellen Flächen in GAMBIT. Aufgebrochene Kanten und aneinander grenzende Flächen können mit dieser Funktion problemlos zusammengesetzt werden. Scheinbar ist dies die perfekte Lösung, um die gesamte Geometrie endgültig aufzubereiten. Der Einsatz dieser Funktion fixiert jedoch das gesamte angrenzende Volumen und verhindert im Anschluss jeglichen weiteren Einsatz von anderen Geometriefunktionen, wie Schnitt- oder Boolescher Operationen. Folglich muss genauestens überlegt werden, in welcher Reihenfolge die Arbeitsschritte durchgeführt werden.

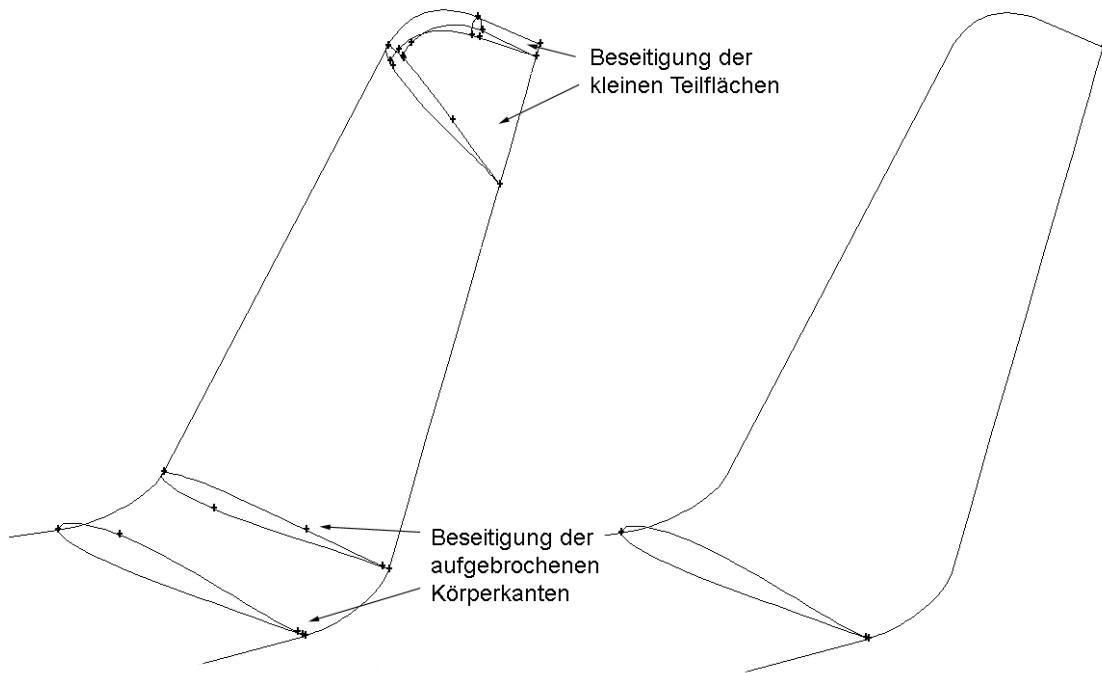


Bild 6.3: Einsatz der Verbindungsfunction „Virtuelle Fläche“ und „Virtuelle Kante“ zur Aufbereitung der Geometrie am Beispiel des Winglets

In GAMBIT lassen sich Grenzschichtgitter mit der so genannten „*Boundary Layer*“-Funktion erzeugen. Vorgegeben werden die Höhe der ersten Zellschicht, ein Wachstumsfaktor und die Anzahl der Zellschichten im Grenzschichtgitter. Im Anschluss wird bei der Flächen- oder Volumenvernetzung das Grenzschichtgitter automatisch miterzeugt. Da dieses immer den Charakter eines strukturierten Aufbaus hat, gestaltet sich die Anwendung an komplizierten Geometrien sehr schwierig. Beim AC20.30 Halbmodell war dies der Fall, insbesondere in den spitz zulaufenden Bereichen wie der Flügel- und Rumpfhinterkante, sowie an den Enden von Winglet und Seitenleitwerk. Es gelang auch nach vielen Versuchen und Modifikationen nicht, ein geschlossenes Grenzschichtgitter um den AC20.30 zu generieren. GAMBIT ist in diesem Punkt ein erhebliches Defizit zuzusprechen.

Stattdessen hat sich der komplexe Einsatz von Wachstumsfunktionen „*Size-Functions*“ bewährt, welche gezielt an ausgewählten Geometrieelementen, z.B.: Punkten, Linien oder Flächen platziert werden. Dem Geometrieelement wird eine kleine Zellgröße zugewiesen und mittels eines Wachstumsfaktors wird diese mit zunehmender Entfernung größer bis ein definierter Größengrenzwert erreicht ist. Auch bereits vernetzte Elemente können als Wachstumsquelle verwendet werden. Auf diese Weise kann ein Gitter erzeugt werden, welches analog zum Grenzschichtgitter eine hohe Auflösung in den Wandbereichen hat. Leider lassen sich die Forderungen bezüglich des y^+ -Wertes aus Kapitel 6.1 nicht erfüllen, was zugunsten der Realisierung der Simulation des AC20.30 akzeptiert werden muss.

Die Strategie bei der Gittergenerierung sieht zu Beginn eine feine Vernetzung der Oberflächen des AC20.30 vor. Die Vorderkanten von Winglet, Flügel, Seitenleitwerk, Rumpf und Triebwerksgondel werden in diesem Zuge mit „*Size-Functions*“ besonders fein vernetzt, um die starke Krümmung der Flächen mit dem aufgelegten Gitter ausreichend nachzubilden. Wenn möglich wird der Dreiecksgittertyp verwendet. Für die Oberflächen des Winglets und des Seitenleitwerks muss aber das viereckige „*Quad-Pave*“-Gitter verwendet werden, da sonst die 3-D Vernetzung in diesen Bereichen abgebrochen wird.

Auf Basis der vernetzten Flugzeugoberflächen wird der angrenzende Nahbereich ebenfalls mit einer „*Size-Function*“ in den Raum hinein vernetzt (Bild 6.4). Für die Volumenvernetzung stehen in GAMBIT verschiedene Gittertypen zur Verfügung, von denen das „*T-Grid*“ (ein reines Tetraedergitter) und das „*Hex-Core*“-Gitter geeignet sind. Der „*Hex-Core*“-Typ ist ein hybrides Gitter, bei dem sich das Volumen in zwei Bereiche mit verschiedenen Elementen aufteilt. Die innere Region des Volumens besteht aus strukturierten Quaderzellen, während der Randbereich mit Tetraederzellen diskretisiert wird. Das „*Hex-Core*“-Gitter kombiniert somit die Vorteile der Flexibilität eines unstrukturierten Gitters im Wandbereich mit der zellsparenden Vernetzung eines strukturierten Gitters in der Kernregion. Bei gleichen Parametern ergibt sich so die Möglichkeit bis zu 50% an Zellen gegenüber einem „*T-Grid*“-Gitter einzusparen. Ein weiterer Vorteil ist zudem die geringere mittlere Zellverzerrung gegenüber einem reinen „*T-Grid*“-Typ. Für die AC20.30-Simulationsmodelle wird daher ausschließlich der „*Hex-Core*“-Gittertyp verwendet.

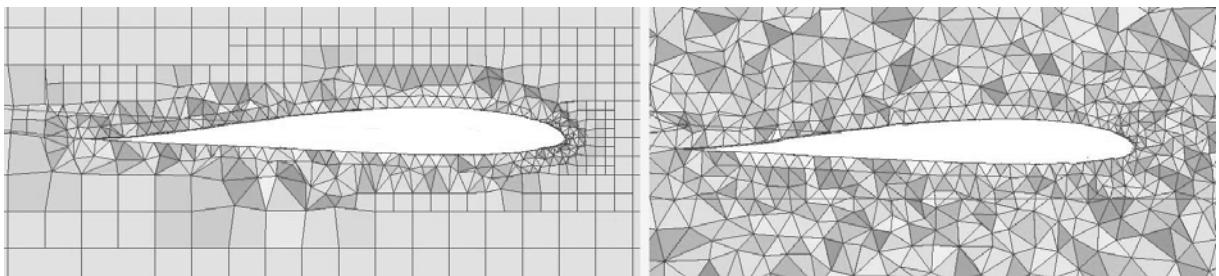


Bild 6.4: „*Hex-Core*“-Gitter (links) und „*T-Grid*“-Gitter (rechts) um den äußeren Tragflügel

Wurde nun ein komplettes Volumengitter erstellt, muss dieses im Anschluss auf seine Qualität untersucht werden. Dies geschieht am besten mit dem bereits erwähnten „*EquiAngle Skew*“, der bei Tetraederzellen kleiner als 0,9 und bei Hexaederzellen kleiner als 0,85 sein muss (vgl. Tabelle 6.1). Der größte Teil der höher verzerrten Zellen befindet sich im Übergangsbereich des „*Hex-Core*“-Gitters zwischen den beiden Gitterelementtypen (Bild 6.5).

Anhand der grünen Statistik in der Mitte des rechten Bildrandes kann die Mengenverteilung der mehr oder weniger verzerrten Gitterzellen analysiert werden.

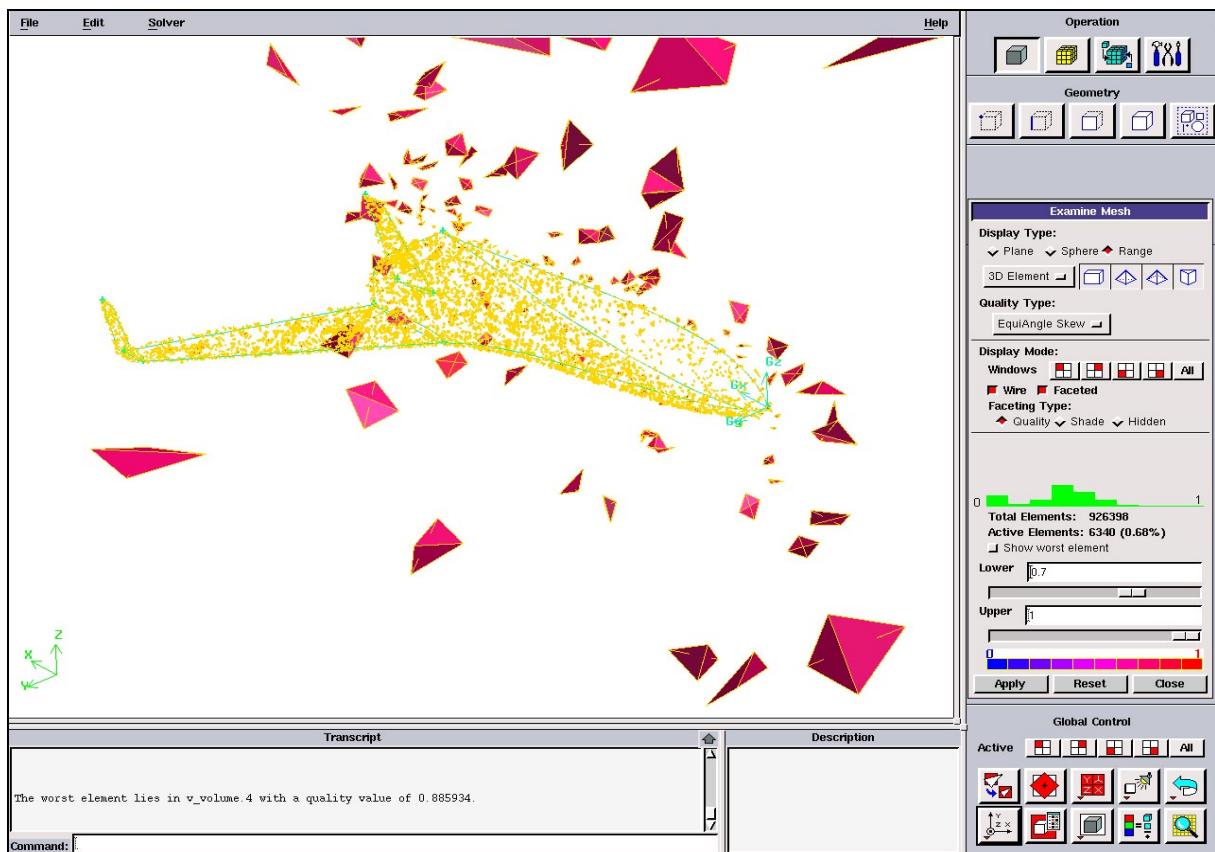


Bild 6.5: Analyse der Gitterqualität in GAMBIT mit der Funktion „Examine Mesh“

Entspricht das generierte Gitter den Anforderungen, müssen im Anschluss jene Flächen mit Randbedingungen selektiert und definiert werden, die für die Simulation von Bedeutung sind. Diese sind in Tabelle 6.2 aufgelistet.

Tabelle 6.2: Vordefinition der Randbedingungen

Bereich	Randbedingungstyp
Rumpfoberseite, Rumpfunterseite, Flügeloberseite, Flügelunterseite, Wingletoberseite, Wingletunterseite, Seitenleitwerk, Triebwerk	Wall
Fanebene	Fan
Symmetrieebene	Symmetry
vorderer und seitlicher Fernfeldrand	Velocity Inlet
hinterer Fernfeldrand	Pressure Outlet

Abschließend wird das erstellte Rechengitter inklusive der Geometrie- und Randbedingungsinformationen als MSH-Datei exportiert.

7 Modellrechnungen

7.1 Validierungsrechnungen

Um mit dem diskretisierten Modell realitätsnahe Ergebnisse zu erzielen, sind zunächst eine Reihe von Voruntersuchungen nötig, die die späteren CFD-Simulationen validieren. Von besonderem Interesse sind die Gitterauflösung und die Wahl eines gut geeigneten Turbulenzmodells.

7.1.1 Gitterkonvergenzstudie

Mit steigender Auflösung des Rechengitters erhöht sich zwar die Genauigkeit der Rechenergebnisse, allerdings ist ab einem gewissen Punkt keine eindeutige Verbesserung mehr möglich. In der Gitterkonvergenzstudie wird versucht die dazu passende Gitterauflösung zu ermitteln, um den Rechenaufwand nur so groß zu halten wie es auch erforderlich ist.

Im vorliegenden Fall wird das Geometriemodell AC20.30-1 herangezogen, auf dessen Basis verschiedene Gittermodelle mit unterschiedlicher Auflösung erstellt werden. Bei der Generierung ist eine Vielzahl von Variablen möglich, die die Ergebnisse voraussichtlich weit streuen können, so dass lediglich die Variation einiger weniger Parameter vorgenommen wird. Variiert werden die Zellgrößenwerten der „Size-Functions“, mit denen die Flächengitter der Flugzeugoberfläche vernetzt werden. Die kleinen Zellgrößen liegen in Bereichen mit hoher Flächenkrümmung, wie den Vorderkanten von Winglet und Flügel. In Bereichen mit geringer Flächenkrümmung werden die größeren Zellen verwendet. Der umgebende dreidimensionale Raum wird auf dieser Basis mit einer konstanten Wachstumsfunktion vernetzt, was eine hohe Varianz an Gitterauflösungen ermöglicht. Die sich so ergebenden Rechenmodelle werden nach Zellenanzahl sortiert und mit fortlaufender Nummerierung versehen.

Tabelle 7.1: Rechenmodelle für die Gitterkonvergenzstudie

Rechenmodell	gesamte Zellenanzahl	Ø Zellvolumen [m^3]	Zellgröße des Oberflächengitters
AC20.30-1.1	172639	0,1212	5 – 45
AC20.30-1.2	405467	0,0516	5 – 15
AC20.30-1.3	525119	0,0399	4 – 12
AC20.30-1.4	691487	0,0303	2,5 – 10
AC20.30-1.5	990501	0,0211	2 – 7,5
AC20.30-1.6	1734014	0,0121	1 – 5

Die Berechnung in FLUENT erfolgt für alle Gittermodelle mit identischen Grundeinstellungen. Dafür werden eine Anströmgeschwindigkeit von 20 m/s und ein Anstellwinkel von 8° festgelegt. Das Strömungsmedium ist Luft mit einer konstanten Dichte von 1,225 kg/m³ und einem statischen Druck von 101325 Pa. Als Turbulenzmodell wird vorerst das *K-Epsilon RNG* Modell mit verbesserter Wandbehandlung verwendet. Für die Turbulenz der ungestörten Anströmung werden die Größen „*Turbulence Intensity*“ und „*Turbulent Viscosity Ratio*“ ausgewählt. Der Turbulenzgrad wird, entsprechend den Angaben über die Windkanalbedingungen in Dresden aus **WKK 52-05- 02**, auf 0,5 % festgelegt. Das Viskositätsverhältnis definiert den Zusammenhang zwischen turbulenter und molekularer Zähigkeit.

$$\text{Viscosity Ratio} = \frac{\mu_t}{\mu} \quad (7.1)$$

Für Außenströmungen empfiehlt sich laut **Fluent Dokumentation** ein verhältnismäßig geringer Wert zwischen 1 und 10. Für den vorliegenden Fall wird daher $\mu_t / \mu = 1$ gewählt. Unter der Definition von sehr strengen Konvergenzkriterien wird der Iterationsprozess gestartet und solange durchgeführt, bis keine Änderungen in den Residuen mehr zu beobachten sind.

FLUENT bietet die Möglichkeit während des Iterationsprozesses die Beiwerte für Auftrieb, Widerstand und Nickmoment zu berechnen und verwendet dafür die üblichen Formeln:

$$c_A = \frac{A}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S}, \quad c_W = \frac{W}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S}, \quad c_M = \frac{M}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot l_{MAC} \cdot S} \quad (7.2 - 7.4)$$

Die Beiwerte können in einer separaten Monitoring-Datei für die spätere Analyse abgespeichert werden. Zur Berechnung müssen Referenzdaten für die Flügelfläche S, die Luftdichte ρ , die Geschwindigkeit v und die mittlere aerodynamische Flügeltiefe l_{MAC} im FLUENT-Menü „*Report / Reference Values*“ hinterlegt werden. Die Flügelfläche ergibt sich aus der Projektion des Halbmodells auf die X-Y-Ebene und beträgt 1,04 m². Als mittlere aerodynamische Flügeltiefe wird $l_{MAC} = 1,149$ m angegeben, um eine Vergleichbarkeit mit den Windkanalergebnissen zu ermöglichen.

Ergebnisse der Gitterkonvergenzstudie:

Für die zahlenmäßige Auswertung und Beurteilung der einzelnen Rechengitter werden die aerodynamischen Beiwerte, minimaler und maximaler Druckbeiwert, der oberflächengemittelte y^+ -Wert und die Wandschubspannung herangezogen. Die grafische Auswertung beinhaltet Bilder vom Druckbeiwert, der Geschwindigkeit, dem Rechengitter auf der Oberfläche, der turbulenten Reynoldszahl, dem y^+ -Wert und der Wandschubspannung⁸.

Tabelle 7.2: Ergebnisse der Gitterkonvergenzstudie

Rechenmodell	Zeit pro Iteration	C_A	C_w	$C_{M,x=1,351}$	$C_{p,max}$	$C_{p,min}$
AC20.30-1.1	4,8	0,45061	0,0379	0,0237	0,848	-2,274
AC20.30-1.2	11	0,45201	0,0365	0,0241	0,976	-2,384
AC20.30-1.3	14,6	0,45108	0,0356	0,0243	0,983	-2,495
AC20.30-1.4	19	0,45354	0,0341	0,0239	0,983	-2,611
AC20.30-1.5	27,5	0,45456	0,0339	0,0237	1,010	-2,948
AC20.30-1.6	360	0,45517	0,0332	0,0332	0,993	-2,811

Rechenmodell	flächengemittelter y^+ -Plus-Wert	flächengemittelte Wandschubspannung [Pa]
AC20.30-1.1	285,42	0,9581
AC20.30-1.2	186,37	1,0231
AC20.30-1.3	152,52	1,0698
AC20.30-1.4	129,74	1,1347
AC20.30-1.5	101,85	1,1868
AC20.30-1.6	68,69	1,2013

Mit der Rechenzeit pro Iterationsschritt in Diagramm 7.1 kann ein lineares Wachstum der Iterationszeit mit steigender Zellenanzahl festgestellt werden. Eine Ausnahme bildet Modellrechnung AC20.30-1.6 mit $1,73 \cdot 10^6$ Gitterzellen, bei der die Rechenzeit aufgrund begrenzter Speicherkapazität überproportional angestiegen ist. Für die Durchführung einer größeren Simulationsreihe sind Iterationszeiten von 360 Sekunden völlig ungeeignet, da die Rechenzeit für eine konvergente Lösung mehrere Tage betragen würde. Bei den folgenden Modellrechnungen muss also die in Kapitel 6.1 beschriebene Faustregel unbedingt beachtet werden.

⁸ [Gitterkonvergenzstudie\Bilder\]

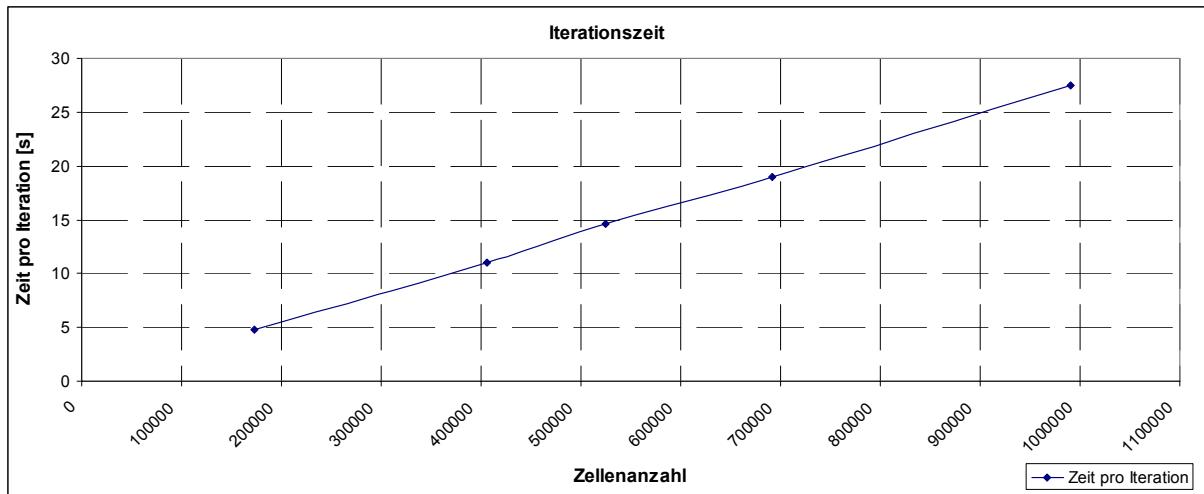


Diagramm 7.1: Zeit pro Iteration über der Zellenanzahl im linearen Anstiegsbereich

Betrachtet man den Auftriebsbeiwert über dem durchschnittlichen Zellvolumen der einzelnen Rechenmodelle, zeigt sich mit steigender Gitterauflösung ein sehr leichter Anstieg. Die Änderung des Auftriebsbeiwertes fällt aber verhältnismäßig gering aus und wirkt sich lediglich auf die dritte Kommastelle aus. Der relative Unterschied des Auftriebes zwischen grösster und feinster Gitterauflösung beträgt lediglich 1,01 %. Offensichtlich besteht keine Abhängigkeit von der Gitterauflösung.

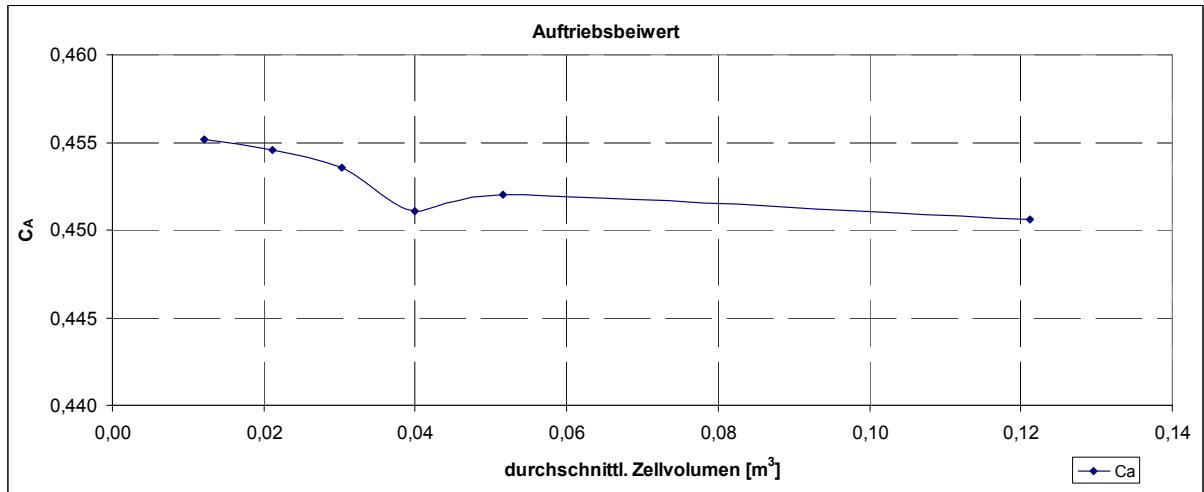


Diagramm 7.2: Auftriebsbeiwert über dem durchschnittlichen Zellvolumen

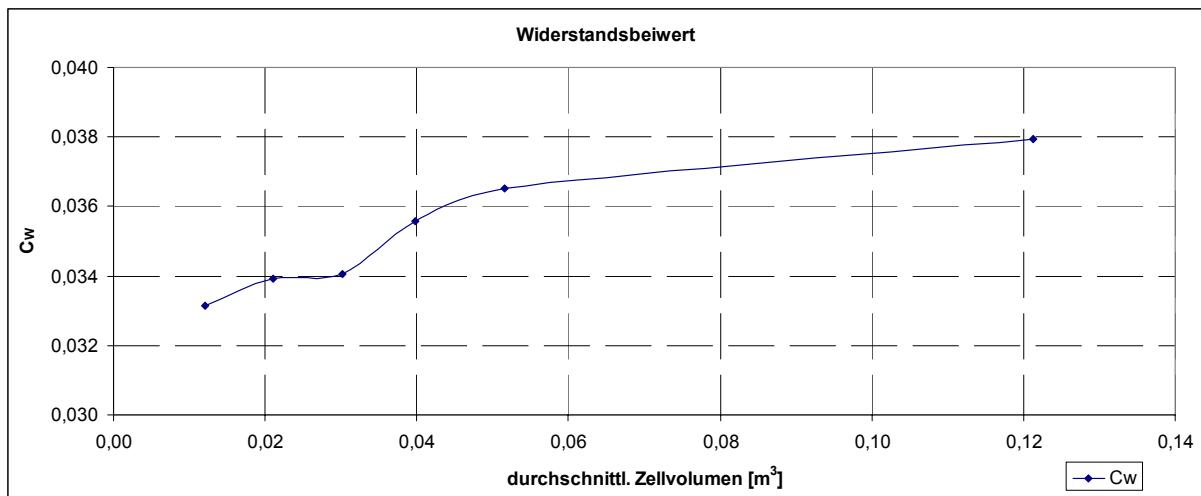


Diagramm 7.3: Widerstandsbeiwert über dem durchschnittlichen Zellvolumen

Anhand des Widerstandsbeiwertes in Diagramm 7.3 lässt sich eine deutlichere Tendenz erkennen. Mit steigender Gitterauflösung im Nahbereich des Flugzeugs sinkt der Widerstand. Dies steht im Widerspruch zu der Tendenz einer ansteigenden gemittelten Wandschubspannung (vgl. Tabelle 7.2). Betrachtet man aber Bild 7.1 erklärt sich die Widerstandsabnahme durch die besser aufgelöste Grenzschicht, die damit dünner ist und weniger Druckwiderstand erzeugt. Dieser Effekt macht in der Untersuchungsreihe einen Unterschied von 14,2 % zwischen grösster und feinster Gitterauflösung aus. Eine Tendenz der Werte zu einer Konvergenz ist jedoch anhand der sechs Untersuchungsfälle noch nicht erkennbar. Eine hohe Gitterauflösung führt aber zu optisch besseren Ergebnissen.

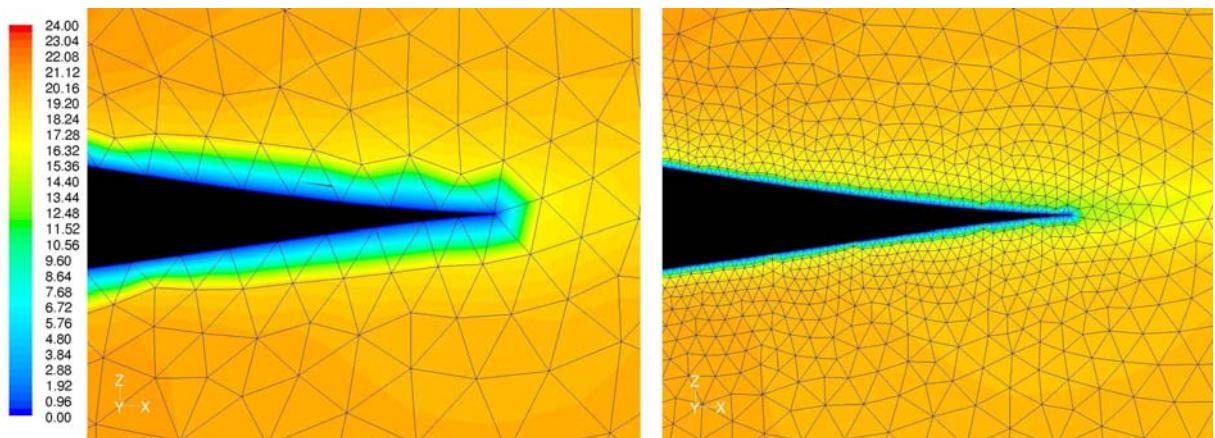


Bild 7.1: Die Geschwindigkeit und das zugrunde liegende Rechengitter an der Rumpfhinterkante bei den Rechenmodellen AC20.30-1.1 (links) und AC20.30-1.5 (rechts)

In FLUENT lassen sich neben Grafiken vom y^+ -Wert auch oberflächengemittelte Durchschnittswerte ausgeben, die für einen Vergleich wesentlich geeigneter sind. Durch die feinere Vernetzung der flugzeugnahen Umgebung mindert sich der y^+ -Wert in zweistellige Bereiche. Größenordnungen von $y^+ = 30 - 60$, wie sie für die Anwendung des logarithmischen Wandgesetzes erforderlich sind, werden nur knapp von der höchsten getesteten Gitterauflösung erreicht, die aber wie erwähnt nicht praktikabel verwendbar ist. Ohne die Anwendung eines Modells mit Grenzschichtgitter ist an eine Erfüllung der y^+ -Kriterien nicht zu denken. Leider muss dieser Mangel akzeptiert werden, was der Qualität der Simulationen aber nicht schaden muss.

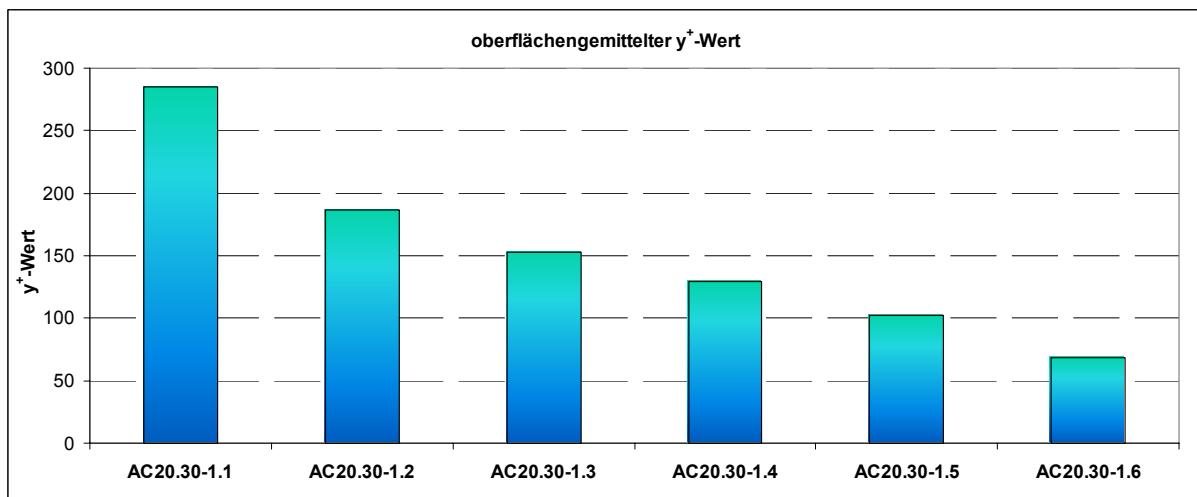


Diagramm 7.4: Oberflächengemittelte Durchschnittswerte von y^+

Fazit aus der Gitterkonvergenzstudie:

Die Durchführung der Rechnungen mit sehr scharfen Konvergenzkriterien und 1000 Iterationen zeigt ein recht gutes Konvergenzverhalten der Residuen. Nach durchschnittlich 500 Iterationen wird eine konvergente Lösung erreicht, die konstant bleibt. Die verbleibenden Iterationsschritte können genutzt werden, um Monitoring-Daten der Beiwerte zu sammeln und im Post-Processing daraus verlässliche Durchschnittswerte zu bilden. Anhand der Auswertung von Widerstandsbeiwert und gemitteltem y^+ -Wert zeigt sich die Notwendigkeit das Rechengitter sehr fein aufzulösen, was aber durch die begrenzte zur Verfügung stehende Rechenkapazität verhindert wird. Daher wird die Gitterauflösung des Rechenmodells für die folgenden Simulationen so gestaltet, dass die maximal mögliche Zellenanzahl ausgereizt und eine kleine Reserve verbleibt. Unter Verwendung der getesteten Vernetzungsstrategie mit „Size-Funktionen“ wird dazu eine Zellgröße auf der Oberfläche von 2,5 bis 7,5 gewählt.

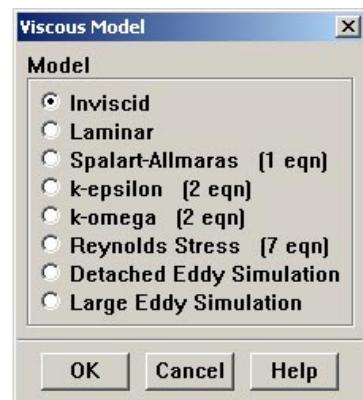
7.1.2 Turbulenzmodellstudie

In Kapitel 2.3 wurden die theoretischen Grundlagen der Turbulenzsimulation bereits erläutert. Es stellt sich nun die Frage, welches Turbulenzmodell am besten für die Simulation des AC20.30 geeignet ist. Dies ist im Allgemeinen sehr schwierig zu beurteilen. Jedes Turbulenzmodell hat seine spezifischen Stärken und Schwächen, deshalb sollte die Wahl zumindest den besten Kompromiss darstellen.

Aus diesem Grund wird eine Untersuchungsreihe durchgeführt, in der alle von FLUENT zur Verfügung gestellten Turbulenzmodelle getestet und mit Experimentalergebnissen verglichen werden.

Tabelle 7.3: getestete FLUENT Turbulenzmodelle

Inviscid	Reibungsfrei (Euler-Gleichungen)
Laminar	für laminare Strömungen
Spalart-Allmaras	Eingleichungs-Modell
k- ϵ Standard	Zweigleichungs-Modell
k- ϵ RNG STD ⁹	Zweigleichungs-Modell
k- ϵ RNG ENH ¹⁰	Zweigleichungs-Modell
k- ϵ Realizable	Zweigleichungs-Modell
k- ω Standard	Zweigleichungs-Modell
k- ω SST	Zweigleichungs-Modell
Reynolds Stress	Reynolds-Spannungs-Modell



Untersuchungsgegenstand ist das Modell AC20.30-3 mit Triebwerken und Seitenleitwerk. Das Rechengitter besteht aus insgesamt 930359 Zellen und wurde mit „Size-Functions“ und dem „Hex-Core“-Gittertyp generiert.

Da die Turbulenzmodelle bei anliegender Strömung voraussichtlich relativ ähnliche Ergebnisse liefern werden, wird für diese Untersuchungsreihe ein Anstellwinkel von 12° gewählt, bei dem die Strömung auf der Flugzeugoberfläche bereits teilweise abgelöst ist. Dies ist aus den Windkanaluntersuchungen sowie einigen Testrechnungen bekannt. So können, falls vorhanden, verschiedene Ablösecharakteristika der Turbulenzmodelle festgestellt und differenziert werden. Die Anströmgeschwindigkeit beträgt wieder 20 m/s, bei einem statischen Druck von 101325 Pa und einer konstanten Luftdichte von 1,225 kg/m³. Die Turbulenz der einströmenden Luft wird immer mit einem Turbulenzgrad von Tu = 0,5 % festgelegt und das Viskositätsverhältnis mit $\mu_t / \mu = 1$.

⁹ STD bedeutet: Standard Wall Treatment

¹⁰ ENH bedeutet: Enhanced Wall Treatment

Ergebnisse der Turbulenzmodellstudie:

Während des Iterationsprozesses werden in FLUENT wieder die Beiwerte von Auftrieb, Widerstand und Nickmoment für jeden einzelnen Iterationsschritt berechnet und in je einer Monitoring-Datei gespeichert. Für die Auswertung werden diese Daten in EXCEL importiert und können so analysiert werden¹¹. Abhängig vom Turbulenzmodell zeichnet sich ein recht unterschiedliches Verhalten der Beiwerte während des Iterationsprozesses ab. Die Streuung der Monitoring-Beiwerte wird mit der mittleren Abweichung m angegeben:

$$m = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n |c_i - \bar{c}| \text{ mit } \bar{c} = \frac{1}{n} \sum_{i=1}^n c_i \quad (7.5 - 7.6)$$

Turbulenzmodelle wie *k-ε Standard* und *k-ε Realizable* weisen im auskonvergierten Lösungszustand eine sehr geringe mittlere Abweichung der Beiwerte auf (Diagramm 7.5). Dagegen zeigen das *Spalart-Allmaras*-, die *k-ε RNG*- und die *k-ω*-Turbulenzmodelle eine stärkere Streuung. Der Grund hierfür ist die abgelöste und verwirbelte Strömung auf der Flugzeugoberseite, die der hohe Anstellwinkel mit sich bringt. Das *k-ε RNG* Turbulenzmodell bildet im Vergleich zum *k-ε Standard*-Modell abgelöste und turbulente Strömungen wesentlich realistischer ab. Ferner hat es schlechtere Konvergenzeigenschaften, was zu den stärkeren Schwankungen der Beiwerte und auch der Residuen führt.

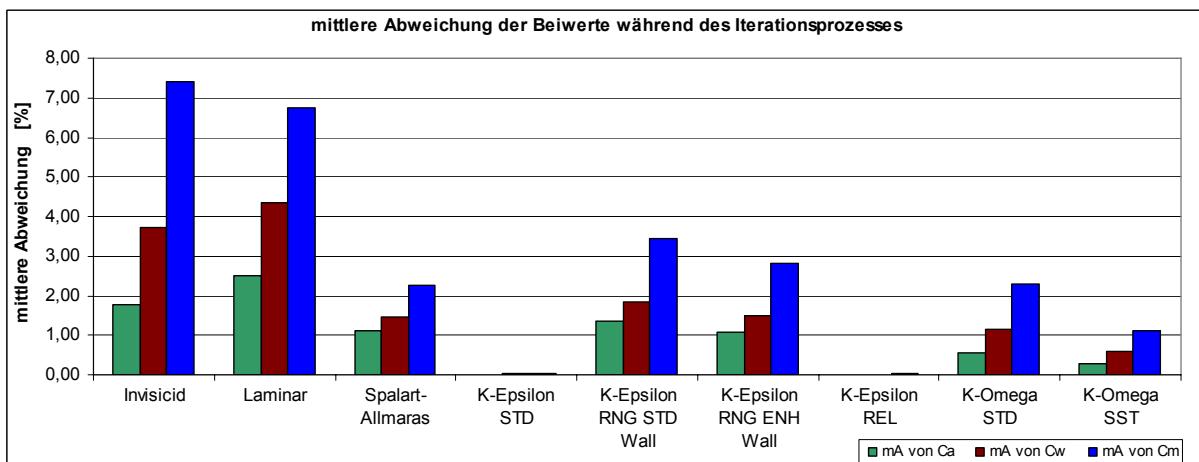


Diagramm 7.5: relative mittlere Abweichung der Beiwerte während der letzten 400 Iterationen

Bei einer stationären Simulation wird die zeitliche Entwicklung der Strömung nicht berücksichtigt. Erfahrungsgemäß versucht das Simulationsprogramm während des Iterationsprozesses, abhängig vom gewählten Turbulenzmodell, die turbulenten Anteile der Strömung in einen stationären Zustand zu zwingen.

¹¹ [Tabellen \Turbulenzmodellstudie.xls]

Dieser Effekt wird anschaulich, wenn man die abgelösten Wirbelstrukturen am Beispiel genauer betrachtet¹².

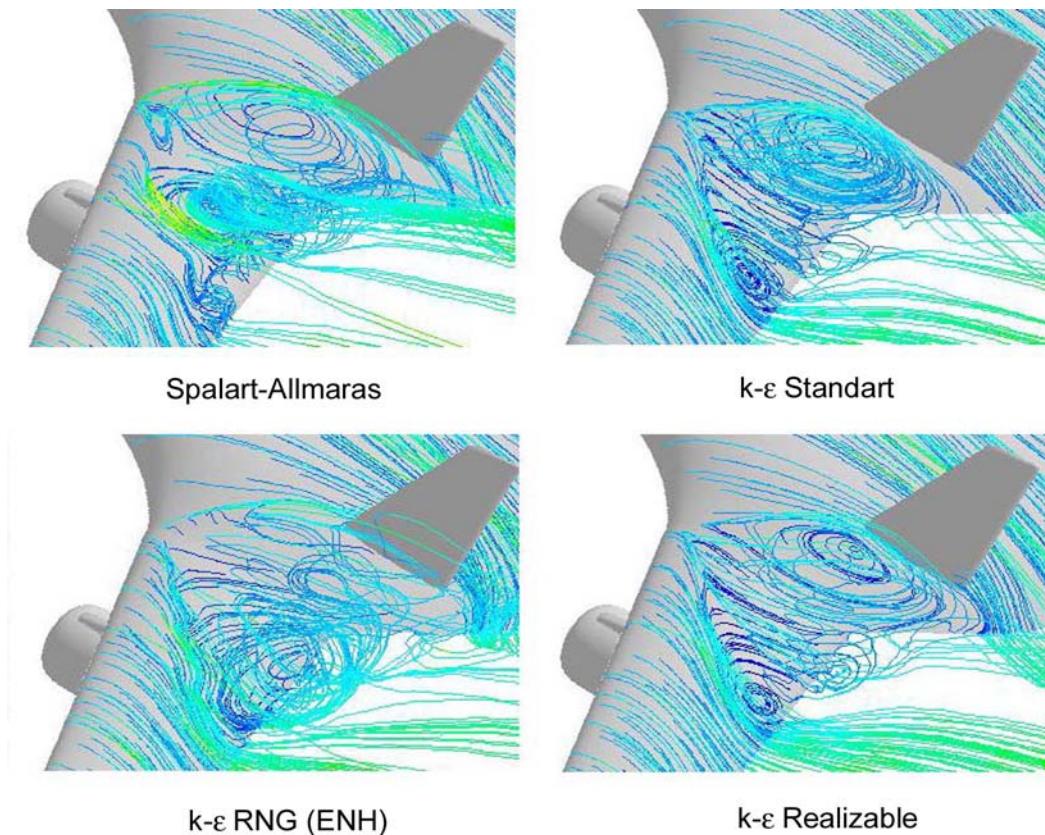


Bild 7.2: Vergleich der Turbulenzmodelle am Beispiel der abgelösten Strömungen auf der Flügeloberseite: $k-\epsilon$ Standard und $k-\epsilon$ Realizable bilden kleinere Ablösegebiete mit regelmäßig verlaufenden Stromlinien – indessen zeigt das Ergebnis vom Spalart-Allmaras- und $k-\epsilon$ RNG Modell eine weitaus chaotischere Struktur

Anhand der statistischen Auswertung in Diagramm 7.5 und der Stromliniendarstellung in Bild 7.2 ist erkennbar, dass dieser Dämpfungseffekt beim $k-\epsilon$ Standard- und $k-\epsilon$ Realizable-Turbulenzmodell besonders stark ausgeprägt ist, was folglich gegen deren Einsatz spricht, weil eine möglichst realistische Strömungs-simulation der turbulenten abgelösten Strömung gewünscht ist.

Die Möglichkeit einer instationären Simulation wurde zwar getestet, stellt aber durch den erhöhten zeitlichen Aufwand keine Alternative dar, die bessere Ergebnisse liefern würde. Eine Mittelung der Monitoring-Daten ist also in jedem Fall erforderlich, um konkrete Beiwerte für Vergleiche zu ermitteln. Dafür muss sichergestellt sein, dass die Lösung einen konvergenten Zustand erreicht hat, was über den Verlauf der Residuen kontrolliert werden kann. Im Folgenden wird der entsprechende Beiwert für Auftrieb, Widerstand und Nickmoment aus einem arithmetischen Mittel der Werte aus den letzten 400 konvergent verlaufenden Iterationen gebildet.

¹² weitere Bilder sind auf der DVD bereitgestellt: [\Turbulenzmodellstudie\Bilder\]

Tabelle 7.4: Ergebnisse der Turbulenzmodelluntersuchung

Turbulenzmodell	Iterationsdauer [s]	C_A	C_W	$C_{M,x=1,351}$	$C_{M,x=0}$	$x_p, [m]$	$C_{p,\min}$	$C_{p,\max}$
Windkanal		0,51834	0,0945	0,0482	-0,5613	1,244		
Inviscid	10	0,54640	0,0785	0,0317	-0,6107	1,284	-3,08	0,94
Laminar	10,6	0,51049	0,0796	0,0367	-0,5635	1,268	-2,47	0,94
Spalart-Allmaras	14,9	0,55554	0,0897	0,0395	-0,6137	1,269	-2,97	0,95
$k-\epsilon$ Standard	15,4	0,55848	0,0854	0,0396	-0,6171	1,270	-2,98	0,96
$k-\epsilon$ RNG STD	19,3	0,50613	0,0832	0,0352	-0,5599	1,271	-2,89	0,94
$k-\epsilon$ RNG EHN	22	0,50579	0,0848	0,0356	-0,5591	1,270	-2,83	0,94
$k-\epsilon$ Realizable	16	0,54946	0,0845	0,0383	-0,6077	1,271	-2,98	0,96
$k-\omega$ Standard	17,3	0,53162	0,101	0,0409	-0,5842	1,263	-2,21	1,55
$k-\omega$ SST	23,1	0,54737	0,0896	0,0361	-0,6075	1,275	-2,96	0,94
Reynolds Stress	42	0,60672	0,0974	0,0397	-0,6737	1,276	-3,05	1,05

Die benötigte Zeit pro Iterationsschritt hängt stark vom eingesetzten Turbulenzmodell und dessen numerischem Aufwand ab. Das *Reynolds Stress* Modell benötigt im Vergleich zu allen anderen Turbulenzmodellen die höchste Zeit pro Iteration. Eine größere Anwendungsreihe wäre damit nicht mehr in überschaubarer Zeit durchführbar. Der zeitliche Aufwand bei allen anderen Turbulenzmodellen wird als akzeptabel eingestuft.

Ein anderer, sehr interessanter Untersuchungsgegenstand ist der maximale Druckbeiwert, der im Staupunkt an der Flugzeugnase und am Flügel entsteht. Laut Theorie gilt für den Staupunkt $c_p = 1$.

$$c_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v_\infty^2} = 1 - \frac{v^2}{v_\infty^2} \quad (7.7)$$

Mit Ausnahme des $k-\omega$ Standard-Turbulenzmodells wird diese Forderung auch erwartungsgemäß durch alle Turbulenzmodelle annähernd erfüllt. Das Versagen des $k-\omega$ Standard-Modells in diesem Punkt deckt sich mit den 2-D Untersuchungen an einem Flügelprofil in der Diplomarbeit von **Pfeil 2006**. Für aerodynamische Anwendungen scheint dieses Turbulenzmodell nicht geeignet zu sein, denn es liefert offensichtlich generell falsche Druckbeiwerte.

Im Folgenden wird nun eine Fehleranalyse der ermittelten Beiwerte gegenüber dem Windkanalergebnis durchgeführt. Das Windkanalergebnis muss aufgrund der Korrektur nach Riegels für einen effektiven Anstellwinkel von 12° linear interpoliert werden.

Die in Tabelle 7.5 definierte Farbskala soll die Interpretation verdeutlichen. Der durchschnittliche Fehler berechnet sich aus den Beträgen der Einzelfehler.

Tabelle 7.5: Bewertungsskala für die Beiwerte

relativer Fehler [%]	1 - 5	5 - 10	10 - 15	15 - 20	>20
	sehr gut	gut	befriedigend	ausreichend	schlecht

Tabelle 7.6: relativer Fehler der Beiwerte in Bezug auf die Windkanalergebnisse

Turbulenzmodell	relativer Fehler C_A [%]	relativer Fehler C_W [%]	relativer Fehler C_M [%]	durchschnittlicher Fehler [%]	sonstige Bemerkungen
Inviscid	5,4	-16,9	8,8	10,4	erfasst keine Reibung
Laminar	-1,5	-15,8	0,4	5,9	für laminare Strömungen
Spalart-Allmaras	7,2	-5,1	9,3	7,2	mögliche Alternative
$k-\epsilon$ Standard	7,7	-9,6	9,9	9,1	mindert Strömungsablösung
$k-\epsilon$ RNG STD	-2,4	-12,0	-0,3	4,9	mögliche Alternative
$k-\epsilon$ RNG EHN	-2,4	-10,3	-0,4	4,4	gewähltes Turbulenzmodell
$k-\epsilon$ Realizable	6,0	-10,6	8,3	8,3	mindert Strömungsablösung
$k-\omega$ Standard	2,6	6,8	4,1	4,5	liefert falsche Druckbeiwerte
$k-\omega$ SST	5,6	-5,2	8,2	6,3	mögliche Alternative
Reynolds Stress	17,1	3,1	20,0	13,4	zu hohe Iterationszeit

Das $k-\epsilon$ RNG Turbulenzmodell weist den geringsten mittleren Fehler auf, wobei die Anwendung der verbesserten Wandbehandlung (*Enhanced Wall Treatment*) eine weitere kleine Verbesserung bietet. Jedoch sind die Abweichungen in Bezug auf den Widerstand recht groß. *Spalart-Allmaras* und $k-\omega$ SST liefern hier bessere Ergebnisse und könnten eine Alternative darstellen. In Hinsicht auf den Auftriebs- und den Nickmomentbeiwert sind sie hingegen schlechter.

Letztendlich fällt die Wahl auf das $k-\epsilon$ RNG Turbulenzmodell mit der Einstellung *Enhanced Wall Treatment*. Dieses Modell bietet die geringste Fehlersumme bei einem vertretbaren zeitlichen Rechenaufwand und verschafft das beste Potenzial für eine Simulationsreihe mit realistischen Ergebnissen.

Die etwas schlechteren Konvergenzeigenschaften dieses Turbulenzmodells müssen hingenommen werden, wobei mit der Modifizierung der *Under-Relaxation-Faktoren* eine leichte Verbesserung erzielt werden kann. Diese Faktoren (δ) bestimmen für jede Erhaltungsgleichung die mögliche Änderung der Strömungsgröße $\Delta\phi$ pro Iterationsschritt nach der folgenden Form:

$$\phi = \phi_{\text{alt}} + \delta \cdot \Delta\phi \quad (7.8)$$

In den FLUENT Standardeinstellungen sind die Werte für δ im oberen zulässigen Bereich zwischen 0 und 1 eingestellt, um möglichst schnell eine konvergente Lösung zu erzielen. Für die folgenden Rechnungen werden die *Under-Relaxation-Faktoren* der Turbulenzbehandlung nach Empfehlung der **Fluent Dokumentation**, um 0,2 reduziert, um eine leichte Verbesserung der Konvergenzeigenschaften zu erzielen.

7.2 Polaren-Rechnungen

Von besonders hohem Interesse ist die Kenntnis der Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentpolaren des AC20.30-3, da aus diesen Diagrammen entscheidende Aussagen über das aerodynamische Verhalten getroffen werden können. Zusätzlich lassen sich wichtige flugmechanische Werte wie Gleitzahl oder Stabilitätsmaß errechnen. Laut Aufgabenstellung sind die Anstellwinkel von -6° bis 22° in 2° -Schritten bei einer Geschwindigkeit von 13 m/s und 20 m/s zu untersuchen.

Anhand der Windkanalergebnisse in Diagramm 5.1 ist zu erkennen, dass der experimentell untersuchte Anstellwinkelbereich bis 22° noch keine Informationen über den maximalen Auftriebsbeiwert liefert. Um Kenntnis davon zu erlangen, wird in den Simulationen der Anstellwinkelbereich bis auf 30° erweitert.

Daraus ergibt sich eine Anzahl von 19 Simulationen pro Untersuchungsreihe, woraus bei zwei verschiedenen Geschwindigkeiten 38 Simulationenrechnungen resultieren. Der entstehende Aufwand in Bezug auf die Vorbereitung der Rechnungen, die Rechenzeit und den Speicherbedarf ist beträchtlich und bedarf einiger Vorbetrachtungen.

Für diese Simulationsrechnungen wird auf Basis der Gitterkonvergenzstudie das neue Gittermodell AC20.30-3.3 mit folgenden Parametern erstellt.

Tabelle 7.7: Parameter für das Oberflächengitter des Modells AC20.30-3.3

Oberflächenbereich	Größe des Flächengitters	Typ	Size Funktion für Oberfläche
Winglet	2,5er - 5er	Quad/Pave	SS = 2,5 GR = 1,2 SL = 5
Flügel	2,5er - 7,5er	Tri	SS = 2,5 GR = 1,2 SL = 7,5
Triebwerk	2,5er - 7,5er	Tri	SS = 2,5 GR = 1,2 SL = 7,5
Seitenleitwerk	2,5er - 7,5er	Quad/Pave	SS = 2,5 GR = 1,2 SL = 7,5
Rumpf	7,5er (2,5er)	Tri	Meshed SF: GR = 1,2 SL = 7,5

Tabelle 7.8: Parameter für das Volumengitter des Modells AC20.30-3.3

Kontrollvolumen	Größe des Volumengitters	Typ	Size Funktion für das Kontrollvolumen	Zellenanzahl	Anteil [%]
Winglet	150er	Hex Core	Meshed SF: GR = 1,2 SL = 150	63421	5,30
Flügel	150er	Hex Core	Meshed SF: GR = 1,2 SL = 150	389893	32,58
Rumpf	150er	Hex Core	Meshed SF: GR = 1,2 SL = 150	653188	54,58
Kontrollvolumen	1000er	Hex Core	Meshed SF: GR = 1,2 SL = 1000	90175	7,54
				1196677	100,00

Für jeden zu untersuchenden Anstellwinkel muss vor Beginn der Rechnungen eine Simulationsdatei mit den entsprechenden Randwerten erstellt werden. Die Randbedingungen entsprechen denen in Kapitel 7.1.2. Der Fernfeldrand wird mit der Einströmbedingung „*Velocity Inlet*“ definiert, wobei die Geschwindigkeitsvektoren den Anstellwinkel definieren. Laut Definition wirken die Auftriebskraft senkrecht und die Widerstandskraft parallel zur Anströmung. Daher müssen die Kräftevektoren für die Monitoring-Dateien angepasst werden, um die Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentenbeiwerte korrekt herauszuschreiben. Letztere beziehen sich dabei auf die Flugzeugnase, was die spätere Auswertung erleichtert. Bei den Voreinstellungen ist eine hohe Sorgfalt in der Bedienung des Programms nötig, da kleinste Einstellungsfehler die Ergebnisse in den Monitoring-Dateien völlig unbrauchbar machen.

Mit einer Zellenanzahl von knapp $1,2 \cdot 10^6$ ergibt sich pro Simulationsrechnung eine Größe der CAS und DAT-Dateien von ca. 160 MB. Die Datenmenge multipliziert sich auf 6080 MB für 38 Simulationen. Allerdings kann die Größe dieser Daten mit Hilfe der in FLUENT implementierten Komprimierung auf die Hälfte ihrer Originalgröße reduziert werden, was die Verwaltung erheblich erleichtert.

FLUENT bietet die Verwendung von so genannten „*Journal-Files*“ an, um die Software auch über vorprogrammierte Textbefehle zu steuern. Nach Einlesen einer solchen Datei geschehen sämtliche programmierten Programmabläufe automatisch. Für die Durchführung der Polaren-Rechnungen mit insgesamt 2 mal 19 Simulationen eignet sich diese Vorgehensweise besonders gut, da auf eine zeitaufwändige manuelle Bedienung verzichtet werden kann. Die vorbereiteten Rechendateien werden geladen, der Iterationsprozess durchgeführt und das Ergebnis wird schließlich gespeichert. Die prinzipielle „*Journal*“ Anweisung pro Simulation lautet wie folgt:

```
file
read-case-data
"/mnt/home/student/f/s1655288/AC20.30-3.3/Polaren-Rechnung/
-6_Grad/AC20.30-3.3_-6_Grad.cas"
y
q
solve
iterate
1000
q
file
write-case-data
"/mnt/home/student/f/s1655288/AC20.30-3.3/Polaren-Rechnung /
-6_Grad/AC20.30-3.3_-6_Grad.cas"
y
q
```

Bei sämtlichen Rechnungen wird ein sehr niedriges Konvergenzkriterium der Residuen von 10^{-6} angesetzt. Ohne die Konvergenz der Residuen weiter zu beurteilen, werden 1000 Iterationen pro Rechnung durchgeführt, wobei sich der Verlauf der Residuen während des Iterationsprozesses auf einen Wert einpendelt.

Der zeitliche Aufwand pro Simulationsrechnung beträgt ca. 7 Stunden, so dass nach 5,5 Tagen die Ergebnisse für eine Geschwindigkeitsreihe vorliegen.

Für die Auswertung der Monitoring-Daten wird EXCEL benutzt. Dort werden die Monitoring-Daten der Beiwerte importiert und deren Verlauf in Diagrammen dargestellt. Auf Basis der jeweils letzten 400 Iterationen werden arithmetische Mittelwerte gebildet. Für die Bewertung der aerodynamischen Eigenschaften lassen sich folgende Parameter aus den Beiwerten ausrechnen:

Auftriebsgradient:
$$\frac{dc_A}{d\alpha} = \frac{c_A(\alpha_{i+1}) - c_A(\alpha_i)}{\alpha_{i+1} - \alpha_i} \cdot \frac{180^\circ}{\pi} \quad [rad] \quad (7.9)$$

Nickmomentanstieg:
$$\frac{dc_{M,x=0}}{dc_a} = \frac{c_{M,x=0}(\alpha_{i+1}) - c_{M,x=0}(\alpha_i)}{c_A(\alpha_{i+1}) - c_A(\alpha_i)} \quad (7.10)$$

Druckpunkt:
$$x_d = -\frac{c_{M,x=0}}{c_A} \cdot l_{MAC} \quad [m] \quad (7.11)$$

Neutralpunkt:
$$x_n = -\frac{dc_{M,x=0}}{dc_A} \cdot l_{MAC} \quad [m] \quad (7.12)$$

Gleitzahl:
$$E = \frac{c_A}{c_w} \quad (7.13)$$

Die Auswertung der beiden durchgeführten Polaren-Rechnungen mit 13 m/s und 20 m/s lässt eine sehr hohe Übereinstimmung der Ergebnisse erkennen. Aufgrund dieser Sachlage konzentrieren sich im Folgenden die Auswertungen hauptsächlich auf die 13 m/s Geschwindigkeitsreihe. Analysetabellen und ausgewählte Diagramme aller Polaren-Rechnungen sind im Anhang C zu finden¹³.

¹³ auf der DVD werden zusätzlich die vollständigen EXCEL-Tabellen und grafische Darstellungen der Strömungszustände bereitgestellt: [\Tabellen\Polaren-Rechnungen.xls], [\Polaren-Rechnung]\Bilder\]

7.2.1 Analyse der Auftriebspolaren

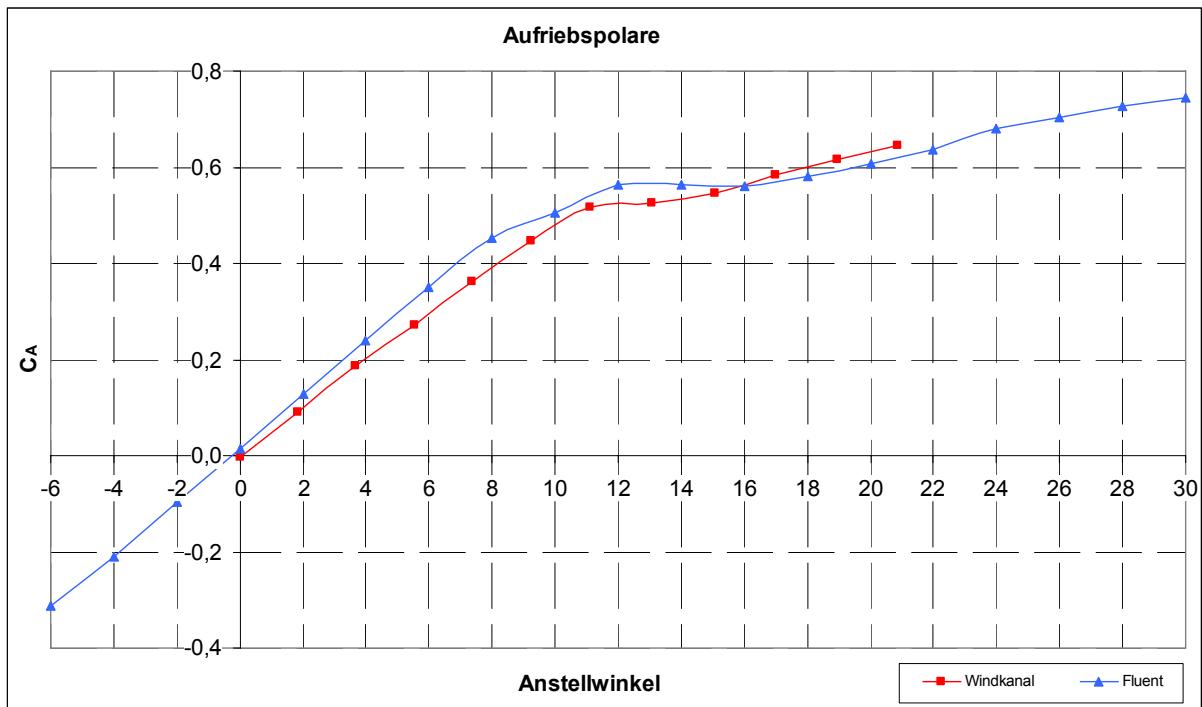


Diagramm 7.6: Vergleich der Auftriebspolaren von Windkanal und CFD-Simulation bei 13 m/s

Die durch FLUENT ermittelte Auftriebskurve des AC20.30 zeigt mit den Windkanalergebnissen eine ausgezeichnete Übereinstimmung.

Sofort werden die Besonderheiten dieser BWB-Konfiguration deutlich. Durch die Verwendung der S-Schlag-Profile MH-91 und MH-45 in Rumpf und Flügeln hat die gesamte AC20.30-Konfiguration eine ähnliche Charakteristik in Bezug auf den Nullanstellwinkel wie die 2-D Profile. Die Untersuchung der beiden Profile mit dem Freeware Programm **Thin-Airfoil** liefert einen Nullanstellwinkel für MH-91 von $-0,073^\circ$ und für MH-45 $\alpha_0 = -0,434^\circ$. Der AC20.30 hat einen Nullanstellwinkel $\alpha_0 = -0,243^\circ$ und muss daher immer mit einem gewissen geometrischen Anstellwinkel fliegen.

Die Auftriebspolare hat bei den Windkanalmessungen einen linearen Verlauf bis $\alpha = 10^\circ$. Danach ist ein leichter Knick zu beobachten, der durch die beginnende Strömungsablösung an den Flügeln entsteht. Da die Strömung im Bereich des Rumpfes bis zu sehr hohen Anstellwinkel anliegt, steigt der Auftriebsbeiwert bis zur Grenze der Windkanalmessungen bei 22° kontinuierlich. Dieses Abrissverhalten ist durchaus als gutmütig klassifizierbar und kann durch die vorliegenden CFD-Simulationen genauer analysiert werden.

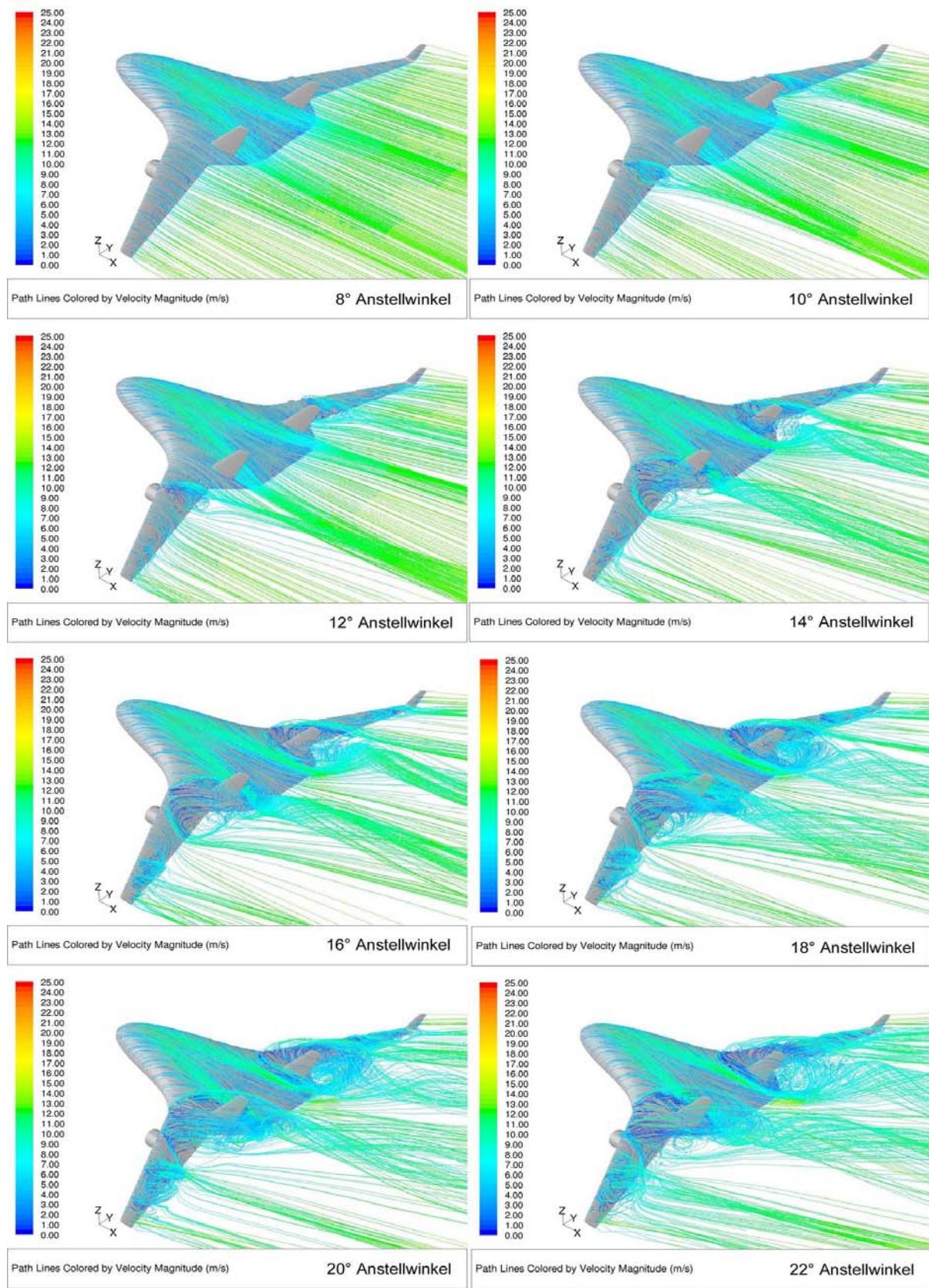


Bild 7.3: Stromlinienbilder des AC20.30-3 bei den Anstellwinkeln 8° - 22°, $v = 13$ m/s

Die ersten Anzeichen von Strömungsablösung treten in der CFD-Simulation bei 10° Anstellwinkel an der äußeren Flügelhinterkante auf, sowie im Triebwerksbereich der Flügeloberseite. Mit steigendem Anstellwinkel bildet sich ein größer werdendes Totwassergebiet auf der Flügeloberseite, welches sich zwischen Triebwerk und Seitenleitwerk ausbreitet. Gleichzeitig reißt die Strömung am Außenflügel beginnend von der Hinterkante ab und bildet ein zweites Ablösegebiet. Dazwischen befindet sich ein schmaler Bereich auf der mittleren Flügeloberseite in dem die Strömung bis zu einem Anstellwinkel von 20° anliegend bleibt. Die CFD-Simulation und die Ölstrichbilder aus dem Windkanalversuch zeigen hier eine erstaunlich gute Übereinstimmung, was anhand der folgenden Grafiken ersichtlich ist.

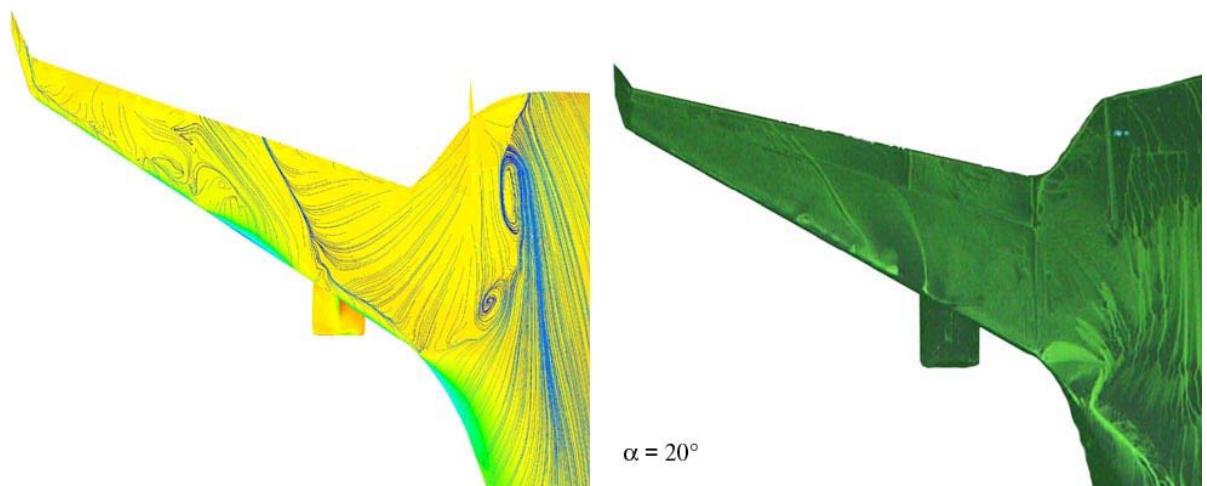


Bild 7.4: Wandstromlinien in der Simulation (links); Ölstrichbild der Windkanaluntersuchung (rechts)

Überraschenderweise reißt die Strömung auf der gesamten Rumpfoberseite bei den untersuchten Anstellwinkelfällen bis 30° nicht ab. Während die Flügelströmung bereits abgelöst ist, produziert die anliegende Strömung im Rumpfbereich so viel Auftrieb, dass das Maximum erst bei über 30° Anstellwinkel erreicht wird. Dieses Phänomen erklärt sich zum einen durch die recht niedrigen örtlichen c_a -Werte. Zweitens tritt ein Beschleunigungseffekt auf, da energiereiche Luft an der vorderen Rumpfseite hinauf strömt und so die Rumpfseitenströmung verstärkt. Eine auftriebsstabilisierende Wirbelbildung, wie es beispielsweise bei Strake-Flügeln oder bei stark gepfeilten Deltaflügeln mit hohem Anstellwinkel der Fall ist, kann hier aber nicht beobachtet werden, da die Rumpfseiten des AC20.30 keine scharfe Vorderkante aufweisen. Die Tatsache, dass der Rumpf derart stark zum Gesamtauftrieb beiträgt, verdeutlicht eine der aerodynamischen Besonderheiten der BWB-Konfiguration. Trotzdem ist dieser hohe Anstellwinkelbereich im Flug nicht erreichbar, denn durch die abgelöste Strömung an der Flügelhinterkante geht die Steuerungswirkung der Höhen- und Querruder völlig verloren. Real nutzbar ist daher nur der Anstellwinkelbereich von 0° bis 12° .

Beim Vergleich des Auftriebsgradienten $dc_A/d\alpha$ im linearen Bereich (Diagramm 7.6), fällt der etwas flachere Verlauf der Windkanalpolaren auf, obwohl bereits eine Anstellwinkelkorrektur nach Riegels vorgenommen wurde.

In diesem Zusammenhang wurde eine rein theoretische Abschätzung des Auftriebsgradienten anhand einer vereinfachten BWB-Flügelgrundrissform nach der Handbuchmethode **Datcom 1978** vorgenommen. Der ausführliche Rechenverlauf befindet sich im Anhang B. Zusammen mit den PANAIR-Ergebnissen aus der Diplomarbeit von **Schmidt 2005** lässt sich folgender Vergleich anstellen.

Tabelle 7.9: Vergleich der Auftriebsgradienten

	$dc_A/d\alpha$	relativer Fehler bezogen auf die Windkanalmessung
Datcom Handbuchmethode	$3,525 \frac{1}{\text{rad}}$	14,04 %
PANAIR (gemittelt)	$3,273 \frac{1}{\text{rad}}$	5,89 %
FLUENT (linearer Bereich)	$3,238 \frac{1}{\text{rad}}$	4,75 %
Windkanal (linearer Bereich)	$3,091 \frac{1}{\text{rad}}$	0,00 %

Die Handbuchmethode liefert hierbei den höchsten Wert, der aber aufgrund der starken Vereinfachungen akzeptabel ist. Eine schnelle und einfache Näherungsrechnung ist mit der DATCOM-Methode also gut möglich.

Viel beachtlicher ist hingegen die hohe Übereinstimmung der Werte, die mit den numerischen Methoden von PANAIR und FLUENT ermittelt wurden. Wie kommt nun aber der Unterschied von ca. 5% zu den Experimentaldaten zustande?

Dies erklärt sich vor allem durch die kleinen geometrischen Unterschiede, die zwischen Rechenmodell und AC20.30-Flugmodell existieren. In der Simulation wird von einem idealen Modell des AC20.30 ausgegangen. Bei den Windkanaluntersuchungen waren am Modell eine Reihe von unvermeidlichen, schädlichen Einflüssen durch Spalte zwischen den Rudern, die Ruderhörner, den Nose-Boom, sowie Ungenauigkeiten in den handgefertigten Flügelformen vorhanden. Diese mindern den Auftrieb und führen zu der flacheren Auftriebskurve.

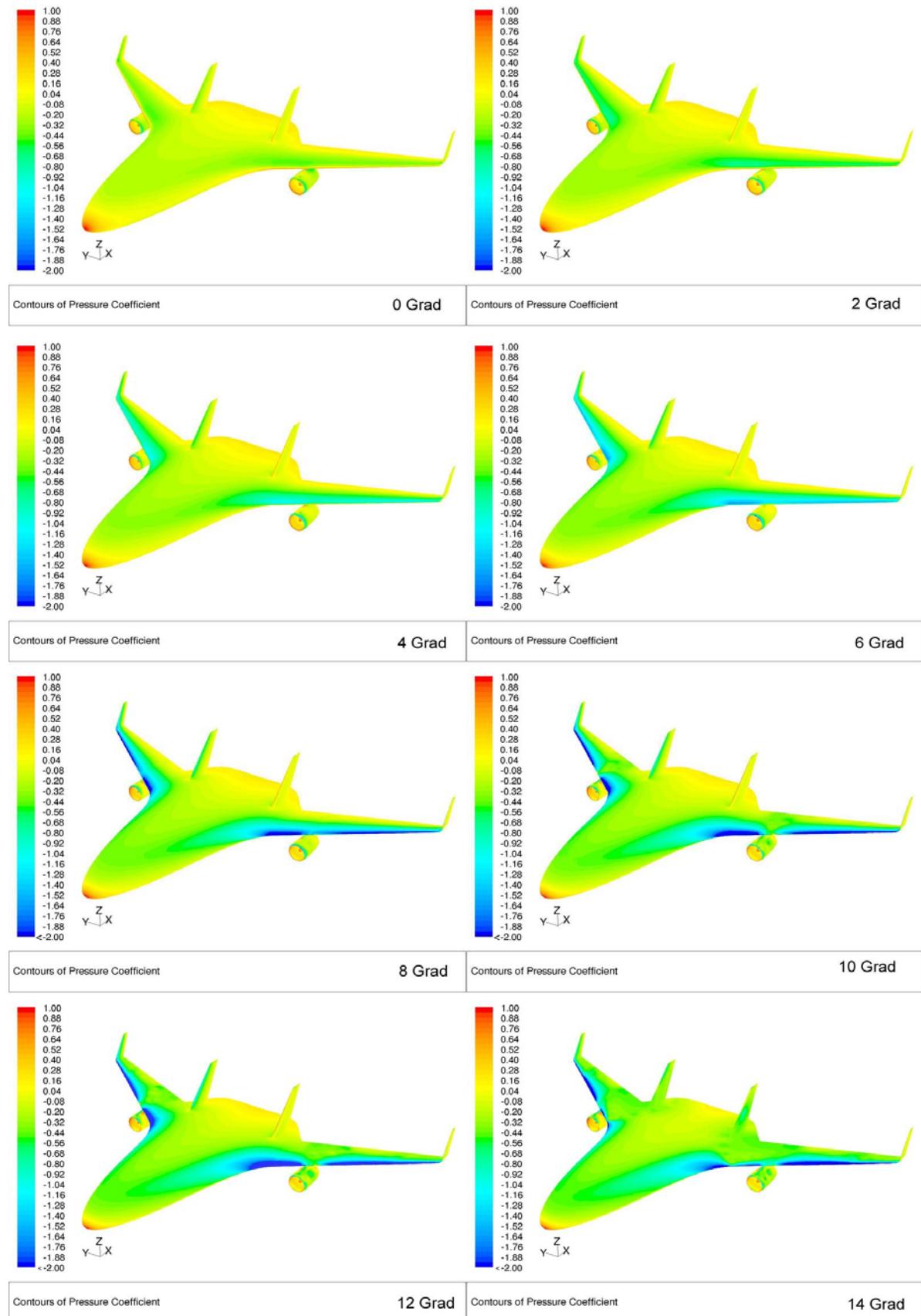


Bild 7.5: Druckbeiwert auf der Flugzeugoberfläche bei den Anstellwinkeln 0° bis 14° ($v = 13 \text{ m/s}$)

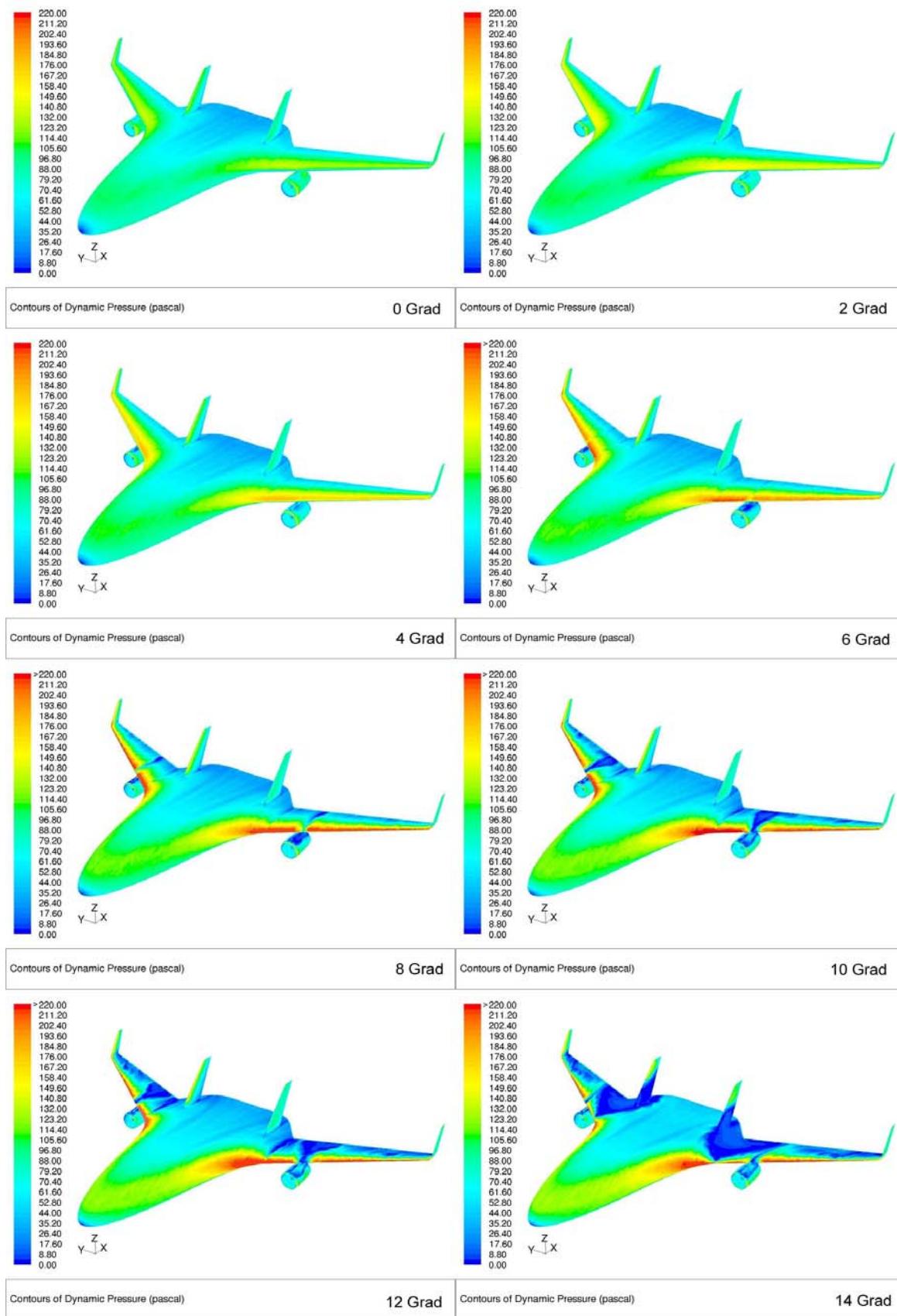


Bild 7.6: dynamischer Druck auf der Flugzeugoberfläche bei den Anstellwinkeln 0° bis 14° ($v = 13 \text{ m/s}$)

7.2.2 Betrachtungen zum Widerstand

Der Verlauf der gemessenen und simulierten Widerstandspolaren des AC20.30 in Diagramm 7.7 zeigt eine nur mäßige Übereinstimmung. In Bezug auf den Widerstand wirken sich die Schwächen dieser CFD-Simulationen am deutlichsten aus, da die hierfür geforderten Randbedingungen bezüglich der Gitterauflösung nicht erfüllt werden können. Die Simulation liefert insgesamt zu niedrige Werte.

Die Kurven im Bereich von $0^\circ < \alpha < 12^\circ$, ohne größere Strömungsablösung, verlaufen weitgehend parallel. Daraus lässt sich schlussfolgern, dass Druckwiderstand und induzierter Widerstand durch die Simulationen richtig wiedergegeben werden. Der Abstand der Kurven entsteht nur durch den zu niedrig simulierten Reibwiderstand.

In Anstellwinkelbereichen ab 12° mit starker Strömungsablösung verstärkt sich die Differenz deutlich. Eine genaue numerische Erfassung von derart turbulenten Strömungen stellt hohe Anforderungen an das verwendete Simulationsmodell. Wie bereits in der Turbulenzmodellstudie festgestellt wurde, hat das $k-\epsilon$ RNG Turbulenzmodell in Bezug auf den Widerstand eine deutliche Schwäche, da es generell zu niedrige Werte liefert.

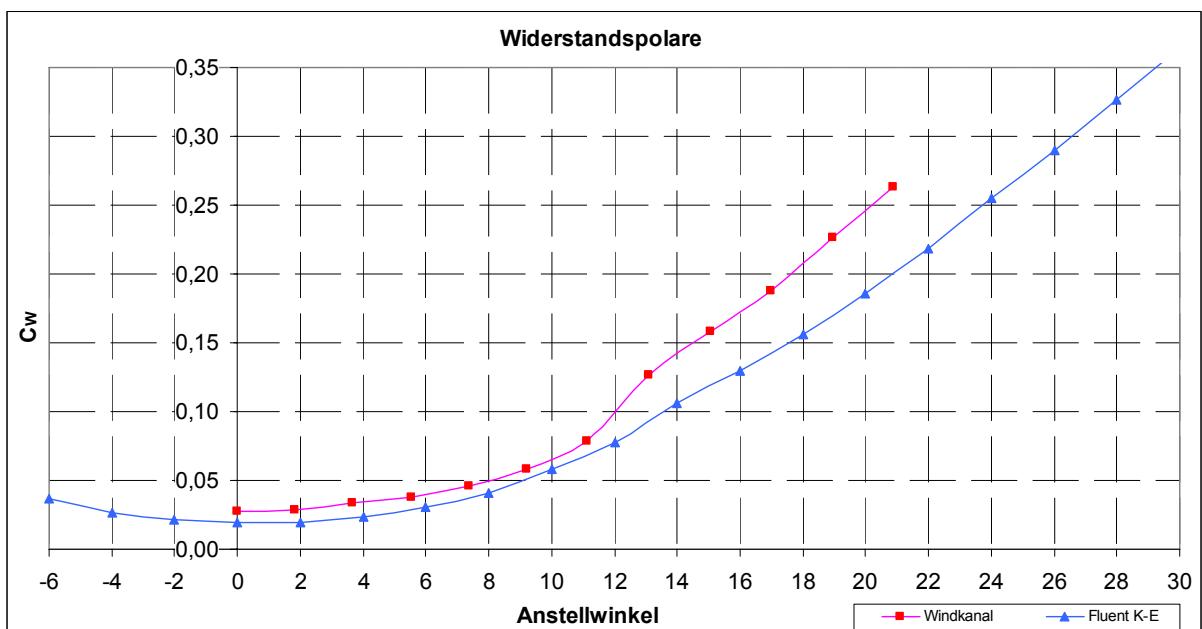


Diagramm 7.7: simulierte und gemessene Widerstandspolare des AC20.30 bei 13 m/s

Der sehr große Vorteil der CFD-Simulationen liegt hingegen in der Möglichkeit, den resultierenden Gesamtwiderstand in Reibwiderstand und Druckwiderstand zu differenzieren (Diagramm 7.8), was bei Windkanalmessungen nicht möglich ist. Die Angabe des Druckwiderstandes beinhaltet den induzierten Widerstand, der mit FLUENT leider nicht getrennt angegeben werden kann.

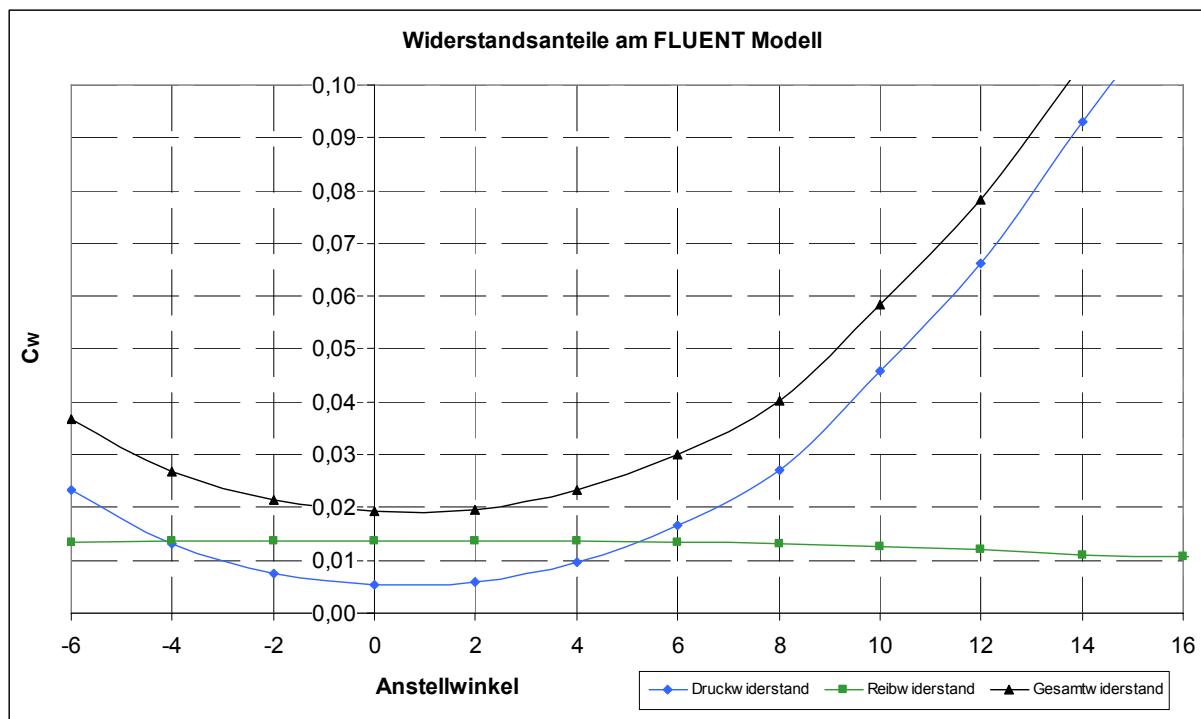


Diagramm 7.8: aufgeschlüsselte Widerstandsanteile bei der FLUENT-Simulation

Bei Nullauftrieb macht der Reibwiderstand 71,6 % des Gesamtwiderstandes aus. Der Anteil des Druckwiderstandes erhöht sich mit steigendem Anstellwinkel sehr stark und zeigt den typischen parabelförmigen Verlauf der Widerstandspolaren. Interessant ist die Tatsache, dass der Reibwiderstandsbeiwert bis zu einem Anstellwinkel von 8° mit $c_{w,R} \approx 0,0137$ konstant ist, dann aber abnimmt. Dies erklärt sich durch die auftretende Strömungsablösung auf der Flugzeugoberseite. Die schnell umspülten Flächen der Flugzeughaut werden kleiner und damit sinkt auch der Reibwiderstandsanteil, was anhand der folgenden Wandschubspannungs-darstellungen erkennbar ist.

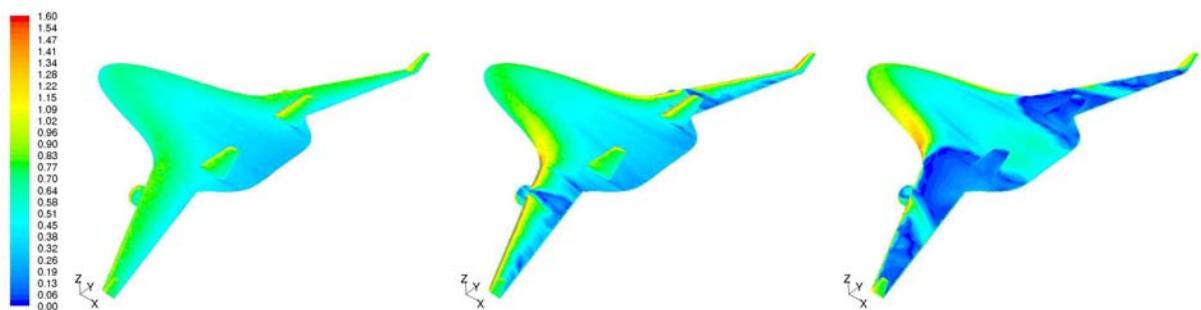


Bild 7.7: Wandschubspannung bei 0° , 10° und 20° Anstellwinkel

Die Tatsache, dass die Simulation etwas höhere Auftriebsbeiwerte und etwas niedrigere Widerstandsbeiwerte liefert, macht sich beim Vergleich der Gleitzahlen besonders stark bemerkbar (Diagramm 7.9). Während in der Windkanalmessung die beste Gleitzahl bei 8° Anstellwinkel vorliegt und geschwindigkeitsabhängige Werte von $7,9 - 8,9$ annimmt, liefert die Simulation als beste Gleitzahl $11,6 - 12,5$ bei $\alpha = 6^\circ$.

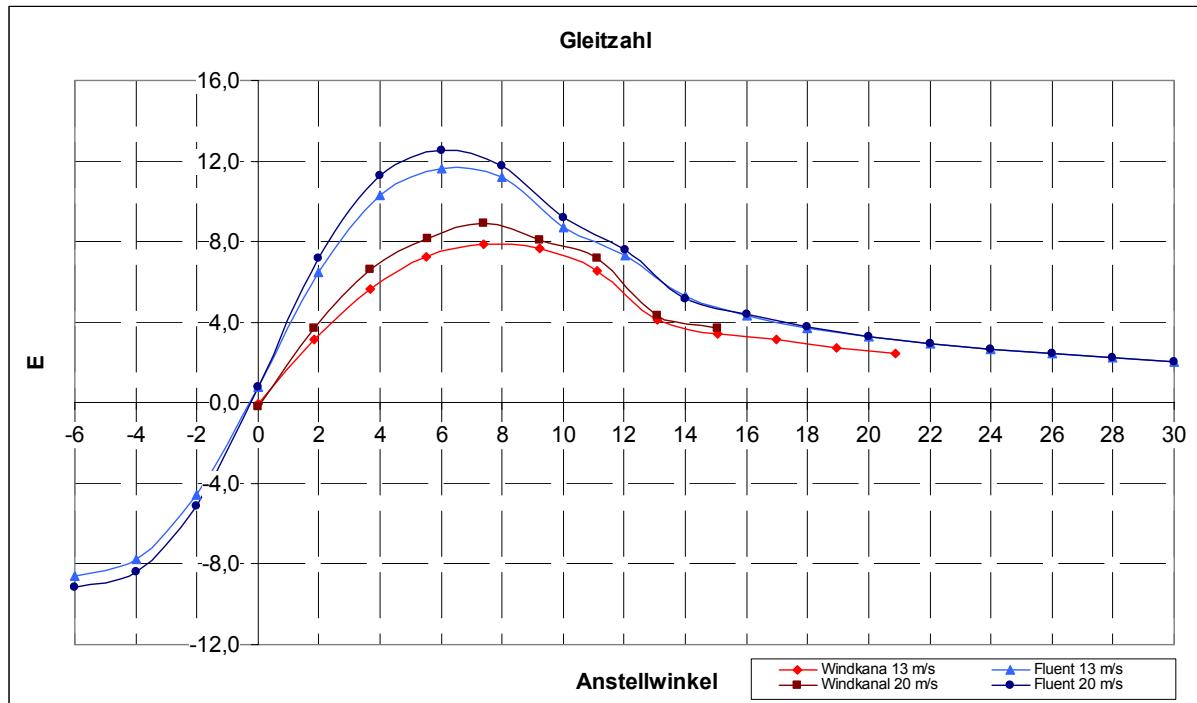


Diagramm 7.9: Vergleich der Gleitzahlkurven bei 13 m/s und 20 m/s

Auf den ersten Blick sind diese Werte recht niedrig, bedenkt man das heutige Verkehrsflugzeuge Gleitzahlen von $20 - 25$ besitzen. Von einer BWB-Konfiguration erhofft man sich besonders in diesem Punkt eine deutliche Verbesserung.

Im Untersuchungsfall handelt es sich aber um ein Modellflugzeug mit entsprechender Profilgebung, welches zudem bei relativ niedrigen Geschwindigkeiten untersucht wird. Mit steigender Geschwindigkeit erhöht sich die Gleitzahl. Die Grenzschicht wird dünner und damit sinkt auch der Druckwiderstandsanteil.

Die Geschwindigkeitssteigerung von 13 m/s auf 20 m/s bewirkt bereits eine Erhöhung der maximalen Gleitzahl in der Simulation um $7,7 \%$ und im Experiment um $12,7 \%$.

7.2.3 Untersuchungen zur Stabilität

Eine besonders wichtige aerodynamische Eigenschaft einer Flugzeugkonfiguration ist die Stabilität. Das Stabilitätsmaß beschreibt die Reaktion des Flugzeugs auf eine Störung des Gleichgewichtszustandes. Vergrößert sich der Anstellwinkel im Flug, beispielsweise durch eine vertikale Böe, dann soll das Flugzeug mit einem kopflastig zunehmenden Nickmoment darauf reagieren und sich wieder in seinen getrimmten Ausgangszustand bewegen. Dies wird als stabiles Verhalten in der Längsbewegung bezeichnet.

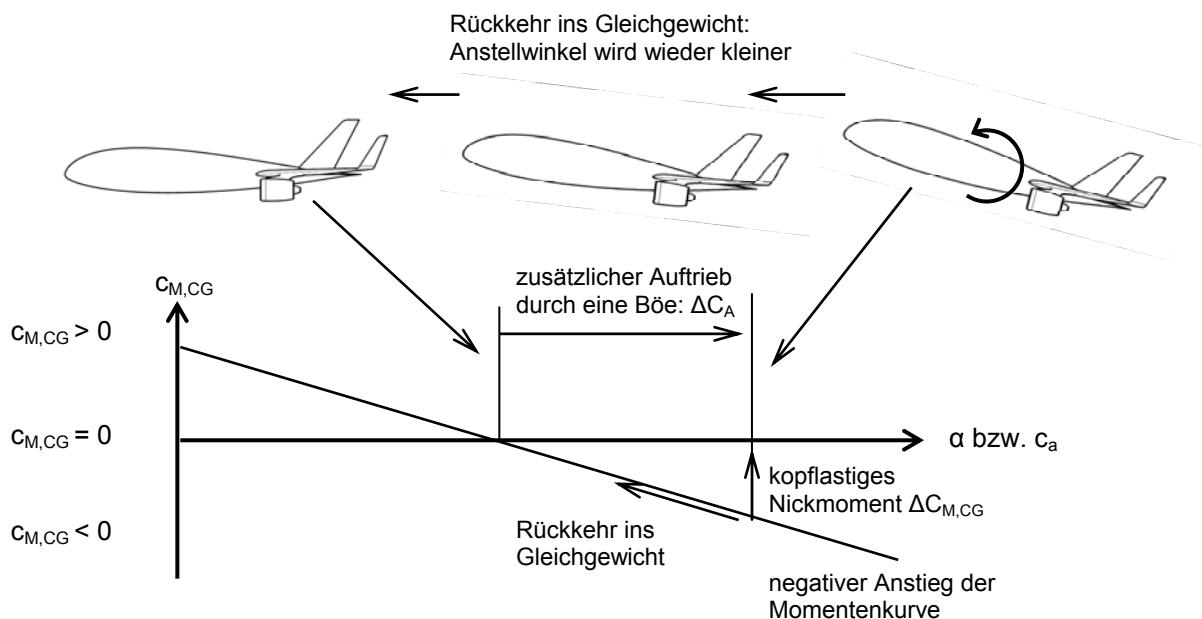


Bild 7.8: Anstieg der Momentenkurve als Stabilitätsmaß

Die Grundvoraussetzung für ein stabiles Flugverhalten ist ein negativer Anstieg der Nickmomentkurve, bezogen auf den Schwerpunkt.

$$\frac{\Delta C_{M,CG}}{\Delta C_A} < 0 \quad (7.14)$$

Anhand der ermittelten Daten soll nun die tatsächlich vorhandene statische Längsstabilität des AC20.30 ermittelt werden.

Die Auslegung des AC20.30 erfolgte in der Diplomarbeit **Drescher 2003** mit der Wahl eines Stabilitätsmaßes von $\sigma = 10\%$. Der Schwerpunkt wurde auf ein Maß von $x_s = 1,210$ m hinter der Flugzeugnase definiert. Diese Angabe wird als fixes Maß für die durchgeführte Betrachtung der Windkanalmessung und CFD-Rechnung übernommen.

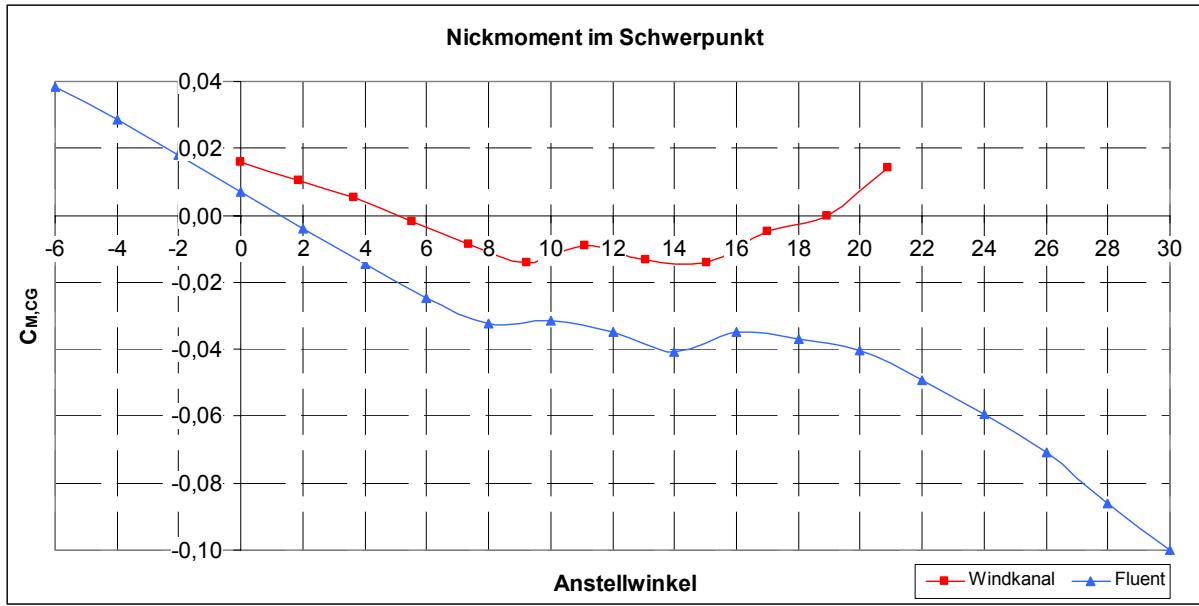


Diagramm 7.10: Nickmoment im Schwerpunkt bei 13 m/s

Das Diagramm zeigt nun den simulierten und den gemessenen Verlauf der Nickmomentkurve in dem definierten Schwerpunkt $x_s = 1,21$ m. Im linearen Bereich zwischen 0° und 8° Anstellwinkel ist der negative Anstieg beider Nickmomentkurven sehr gut zu erkennen. Das Flugverhalten in diesem Bereich also ist stabil.

In der CFD-Simulation zeigt die Stabilität mit beginnender Strömungsablösung ein indifferentes Verhalten, welches ab 18° wieder stabil wird. Bei der Windkanalmessung ist der Verlauf der Nickmomentkurve aber etwas flacher und tendiert bei hohen Anstellwinkeln zu einem leicht instabilen Verhalten, was sehr bedenklich ist. Die Ursache für diese starke Abweichung, besonders bei hohen Anstellwinkeln, liegt vermutlich wieder im Prinzip der Windkanalmessung mit der hohen Größe des Windkanalmodells in Bezug auf die Windkanaldüse. Es ist fraglich ob die Flügelspitzen, die im Randgebiet des Freistrahls liegen, noch mit voller Geschwindigkeit angeströmt werden. Wenn dies tatsächlich nicht der Fall ist, verursacht der fehlende Auftrieb im Flügelspitzenbereich eine starke Minderung des kopflastigen Nickmomentes. Der AC20.30 wird hecklastiger und sogar instabil, was anhand der Windkanalergebnisse erkennbar ist. Um dies zu beweisen müsste die Windkanalmessung in einem größeren Windkanal wiederholt werden oder man verwendet ein kleineres Modell.

Dieses Problem besteht bei den CFD-Simulationen nicht, da der AC20.30 in einem genügend großen Kontinuum untersucht wurde. Demzufolge ist den Simulationsergebnissen in diesem Fall eine größere Verlässlichkeit zuzusprechen.

Eine zahlenmäßige Aussage über die Stabilität liefern die konkreten Rechen- und Simulationsergebnisse. Das Maß für die Stabilität σ ist mit dem Abstand zwischen Neutralpunkt und Schwerpunkt, bezogen auf die mittlere aerodynamische Flügeltiefe, definiert. Dieser Wert entspricht der Steigung der Nickmomentkurve im Schwerpunkt.

$$\sigma = \frac{x_n - x_s}{l_{MAC}} = - \frac{dc_{M,CG}}{dc_A} \quad (7.15)$$

Tabelle 7.10: ausgewählte Windkanal-Ergebnisse bei 13 m/s

α [°]	α_{eff} [°]	$c_{M,CG}$	$dc_{M,CG}/dc_A$	x_d [m]	x_s [m]	x_n [m]	σ [%]
0,0	0,003	0,0157	-0,0588	12,48	1,21	1,278	5,9
2,0	1,845	0,0104	-0,0528	1,077	1,21	1,271	5,3
4,0	3,674	0,0051	-0,0856	1,179	1,21	1,308	8,6
6,0	5,529	-0,0020	-0,0711	1,219	1,21	1,292	7,1
8,0	7,371	-0,0085	-0,0682	1,237	1,21	1,288	6,8
10,0	9,224	-0,0143	0,0757	1,247	1,21	1,123	-7,6

Tabelle 7.11: ausgewählte FLUENT-Ergebnisse bei 13 m/s

α [°]	$c_{M,CG}$	$dc_{M,CG}/dc_A$	x_d [m]	x_s [m]	x_n [m]	σ [%]
0,0	0,0072	-0,0984	0,638	1,21	1,323	9,8
2,0	-0,0040	-0,0951	1,246	1,21	1,319	9,5
4,0	-0,0147	-0,0900	1,280	1,21	1,313	9,0
6,0	-0,0246	-0,0767	1,291	1,21	1,298	7,7
8,0	-0,0324	0,0146	1,292	1,21	1,193	-1,5
10,0	-0,0316	-0,0553	1,282	1,21	1,274	5,5

Die Simulationsergebnisse liefern ein Stabilitätsmaß von 9,0 bis 9,8 im flugtauglichen Anstellwinkelbereich. Dies stimmt mit dem angesetzten Stabilitätsmaß von 10, welches bei der Auslegung des AC20.30 gewählt wurde, sehr gut überein und spricht für die Güte des Entwurfs.

7.3 Triebwerksschub-Rechnungen

Alle bisher betrachteten Simulationen und Windkanalmessungen wurden ohne Triebwerksschub durchgeführt. Da die Triebwerke und ihre Schubwirkung aber einen starken Einfluss auf die Aerodynamik des AC20.30 haben, wird eine Simulationsreihe parallel zu den Windkanalmessungen durchgeführt. Hierzu werden Rechnungen für die Anstellwinkel 0° , 4° und 8° bei den Geschwindigkeiten 13 m/s und 20 m/s durchgeführt, mit je 3 verschiedenen Schubstufen.

In dem realen Modelltriebwerk des AC20.30 wird der Schub mit Hilfe eines Elektro-Impellers erzeugt (Bild 7.9, links). Physikalisch betrachtet, verursacht der Rotor des Impellers letztendlich nur eine Erhöhung des statischen Druckes, was dann zu dem stark beschleunigten Luftstrahl in der Schubdüse führt, der den Vortrieb bewirkt. FLUENT bietet mit der Funktion „*Fan*“ die Möglichkeit einen Drucksprung zu simulieren und damit den Effekt eines Triebwerks nachzubilden. Über eine definierte Ebene im Inneren des Triebwerks wird dazu ein kontrollierter statischer Drucksprung vorgegeben.

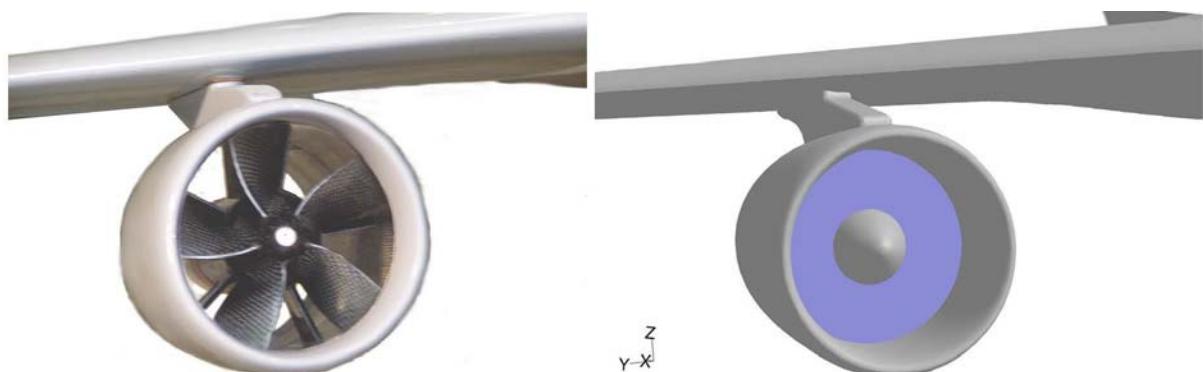


Bild 7.9: originales Impeller-Triebwerk - Aeronaut 4000 mit Rotor und Stator (links); Triebwerksmodell für die CFD-Simulation mit der blau dargestellten Fan-Ebene (rechts)

7.3.1 Voruntersuchungen und Rechengittergenerierung

Die ersten Testrechnungen für den Triebwerksschub wurden mit dem Gittermodell AC20.30-3.3 durchgeführt, demselben Modell das auch für die Polaren-Rechnungen benutzt wurde. Wie festgestellt wurde, ist dieses Gitter für die Triebwerksschubrechnungen nicht perfekt geeignet. Besonders im Freistrahl, hinter dem Triebwerk, treten erwartungsgemäß sehr starke Gradienten der Strömungsgrößen auf, die eine feinere Gitterauflösung erfordern. Das resultierende Strömungsbild der Geschwindigkeit ist in Bild 7.10 zu sehen und zeigt die sehr grobe Auflösung des Schubstrahls, der relativ schnell zerstreut wird.

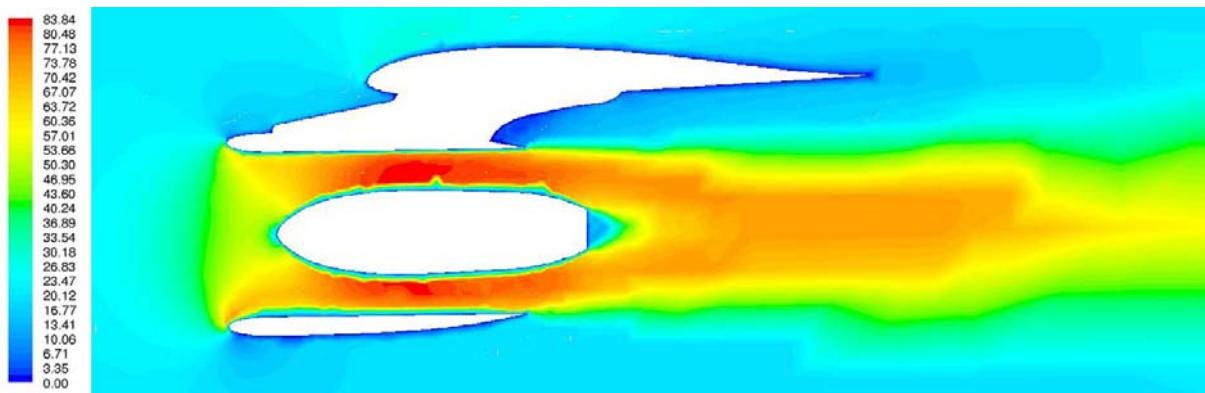


Bild 7.10: Geschwindigkeit in der Triebwerksschnittebene beim Gittermodell AC20.30-3.3

In diesem Fall ist es zweckmäßig die in FLUENT implementierte Funktion „Adaption“ zu benutzen. Damit ist eine nachträgliche Verfeinerung des Rechengitters innerhalb des Programmsystems FLUENT auf schnelle Art und Weise möglich. Die „Adaption“-Funktion wird für eine zylinderförmige Region hinter dem Triebwerk angewendet, um den Bereich des Schubstrahls feiner aufzulösen. Das Resultat dieser Maßnahme zeigt leider kein zufrieden stellendes Ergebnis. Innerhalb der definierten Region werden nur einzelne Bereiche verfeinert, wie es das folgende Bild zeigt:

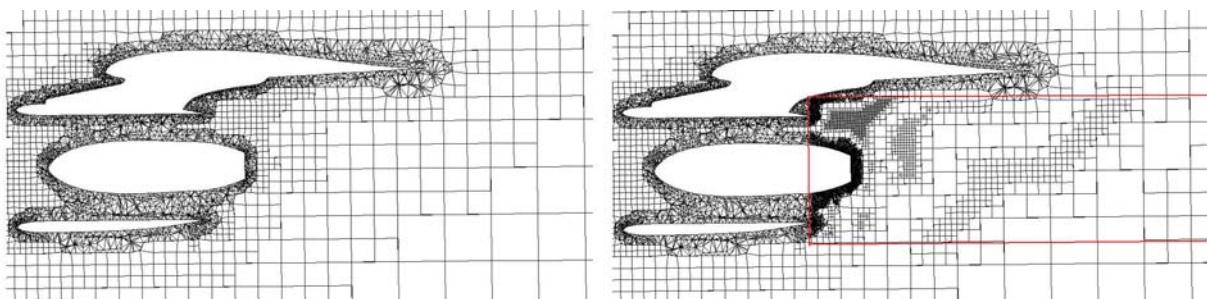


Bild 7.11: Gittermodell AC20.30-3.3 im Ausgangszustand (links) und nach der 2. Adaption (rechts); die zu adaptierende Region ist rot markiert

Aufgrund dieser Tatsache muss in GAMBIT ein vollständig neues Gittermodell „AC20.30-3.4“ für die Triebwerksschub-Rechnungen generiert werden. Die Vorgehensweise entspricht der bisherigen. Zusätzliche wird eine weitere „Size-Function“ auf Basis einer Linie hinter dem Triebwerk miteinbezogen, die die Region des Schubstrahls beim Vernetzungsvorgang verfeinert. Außerdem wird aufgrund der bereits gesammelten Erfahrungen auf die drei Kontrollvolumina im Nahbereich verzichtet, so dass das Gittermodell in einem Arbeitsschritt vernetzt werden kann. Die Parameter des Gittermodells AC20.30-3.4 sind in den nachfolgenden Tabellen aufgelistet.

Tabelle 7.12: Parameter für das Oberflächengitter des Modells AC20.30-3.4

Oberflächenbereich	Größe des Flächengitters	Typ	Size Funktion für Oberfläche
Winglet	2,5er - 5er	Quad/Pave	SS = 2,5 GR = 1,2 SL = 5
Flügel	2,5er - 7,5er	Tri	SS = 2,5 GR = 1,2 SL = 7,5
Triebwerk	2,5er - 7,5er	Tri	SS = 2,5 GR = 1,2 SL = 7,5
Seitenleitwerk	2,5er - 7,5er	Quad/Pave	SS = 2,5 GR = 1,2 SL = 7,5
Rumpf	7,5er (2,5er)	Tri	Meshed SF: GR = 1,2 SL = 7,5

Tabelle 7.13: Parameter für das Volumengitter des Modells AC20.30-3.4

Zone	Size Funktion
Schubstrahllinie	SS = 5 GR = 1,15 SL = 1000
Flugzeugoberfläche	Meshed SF: GR = 1,2 SL = 1000

Typ:	Hex Core
Größe:	1162443

Wie zu sehen ist, liefert das neue Gittermodell AC20.30-3.4 im Gegensatz zum Gittermodell AC20.30-3.3 eine viel harmonischere Geschwindigkeitsverteilung im Triebwerksschubstrahl – welche wesentlich realistischer wirkt. Die Modifizierung des Rechengitters bewirkt also eine deutliche Verbesserung.

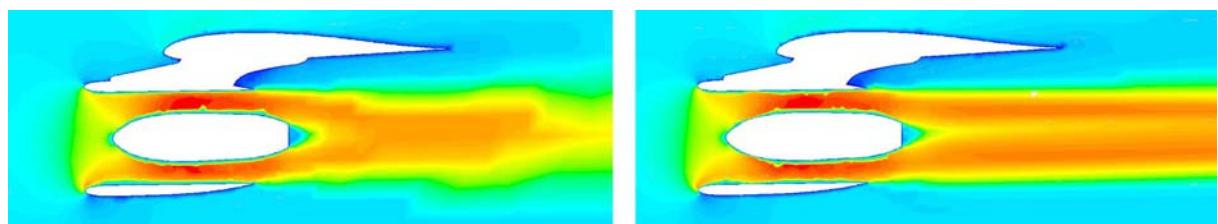


Bild 7.12: Geschwindigkeit in der Triebwerksschnittebene AC20.30-3.3 (links); AC20.30-3.4 (rechts)

7.3.2 Kalibrierung der Schubstufen für die Simulation

In den Windkanalmessungen des AC20.30 wurde der variable Schub über drei verschiedene Schubstufen per Fernbedienung reguliert. Für jede dieser Schubstufen wurde der resultierende Standschub ohne Anströmung ermittelt. Aus dem Windkanalmessprotokoll **WKK 52-05-02** geht folgender Zusammenhang zwischen Schubstufe und Standschub hervor:

Tabelle 7.14: Zusammenhang zwischen Schubstufe und Standschub bei der Windkanalmessung

Schubstufe	v [m/s]	α [°]	F_x [N]
0	0	0	0
1	0	0	14
2	0	0	40
3	0	0	58

Diese Informationen werden verwendet, um für die FLUENT-Simulation die passenden Drucksprünge in der Fan-Ebene zu finden, die zu denselben Standschubkräften führen.

In sechs Simulationsrechnungen wird der Drucksprung im Triebwerk schrittweise um jeweils 1000 Pa erhöht. Die Randbedingung für den Fernfeldrand bleibt zu diesem Zweck als „*Velocity Inlet*“ definiert, jedoch ohne Geschwindigkeitskomponente.

Zur Beurteilung der Konvergenz der Lösungen wird in diesem Fall neben den Residuen auch der Massendurchsatz im Triebwerk angezeigt. Hat dieser neben den Residuen einen konstanten Wert eingenommen, wird die Lösung als konvergent betrachtet. Aus der Lösung für jede Kalibrierungsrechnung lassen sich dann im Menü „*Report / Forces*“ die resultierenden Kräfte am gesamten FLUENT Halbmodell sehr schnell ermitteln. Die Kräfte in x-Richtung entsprechen dabei dem Schub.

Tabelle 7.15: Rechenfälle zur Kalibrierung der Schubstufen in FLUENT

v [m/s]	α [°]	Drucksprung im Triebwerk [Pa]	Schub pro Triebwerk [N]	Gesamtschub [N]
0,0	0,0	0	0,00	0,00
0,0	0,0	1000	5,57	11,14
0,0	0,0	2000	11,33	22,67
0,0	0,0	3000	17,13	34,26
0,0	0,0	4000	22,97	45,93
0,0	0,0	5000	28,82	57,64
0,0	0,0	6000	34,68	69,37

Das Diagramm 7.11 stellt den linearen Zusammenhang zwischen dem Drucksprung in der Fan-Ebene und dem resultierenden Gesamtschub dar. Dieser Verlauf wurde auch erwartet und ermöglicht mittels linearer Interpolation die genauen Drucksprungwerte zu errechnen (Tabelle 7.16), die zu identischen Standschubkräften führen wie in der Windkanalstandschaftsmessung.

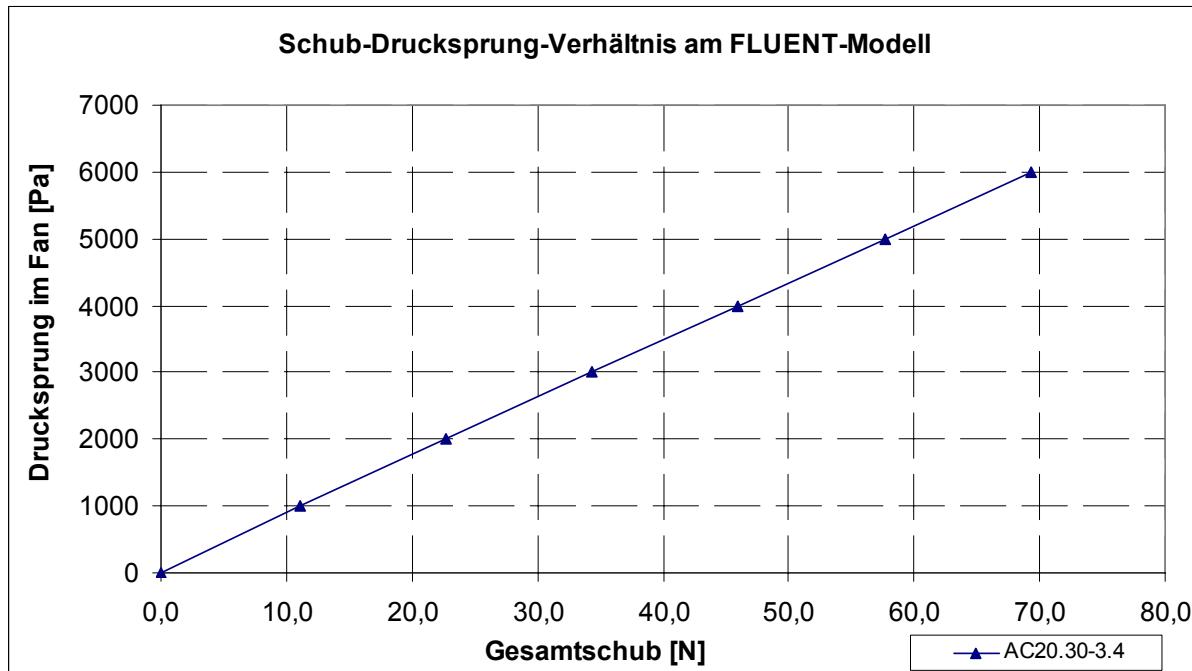


Diagramm 7.11: Schub – Drucksprung Verhältnis am FLUENT-Modell

Tabelle 7.16: Definition der Drucksprungwerte für die Schubsimulationen

Schub- stufe	Drucksprung Δp im Triebwerk [Pa]	definierter Soll-Wert		errechneter Ist-Wert	
		Schub pro Triebwerk [N]	Gesamt- schub [N]	Schub pro Triebwerk [N]	Gesamt- schub [N]
0	0	0,00	0,00	0,00	0,00
1	1256,7	7,00	14,00	7,06	14,12
2	3483,6	20,00	40,00	19,97	39,94
3	5031,2	29,00	58,00	29,03	58,06

Die definierten Drucksprünge für die Fan-Ebene wurden in drei weiteren Rechnungen nochmals kontrolliert. Sie zeigen mit den Soll-Werten eine sehr gute Übereinstimmung.

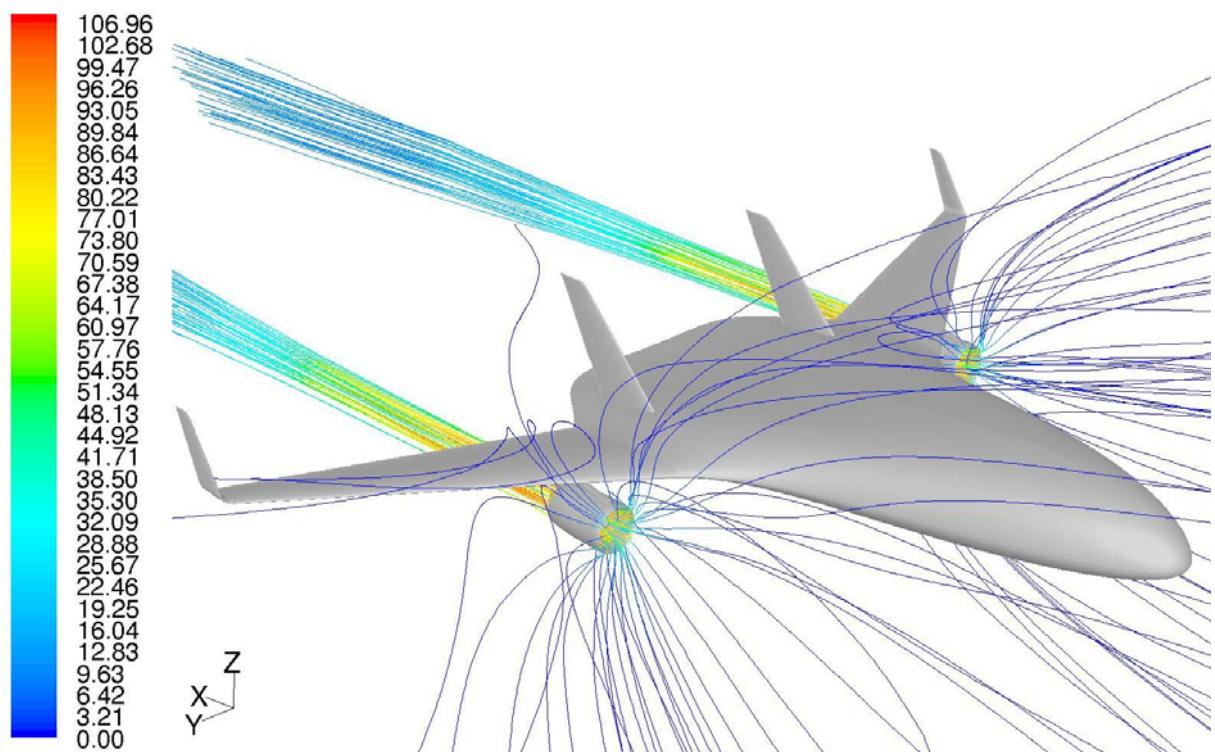


Bild 7.13: Standschubuntersuchung: Darstellung der Stromlinien durch das Triebwerk

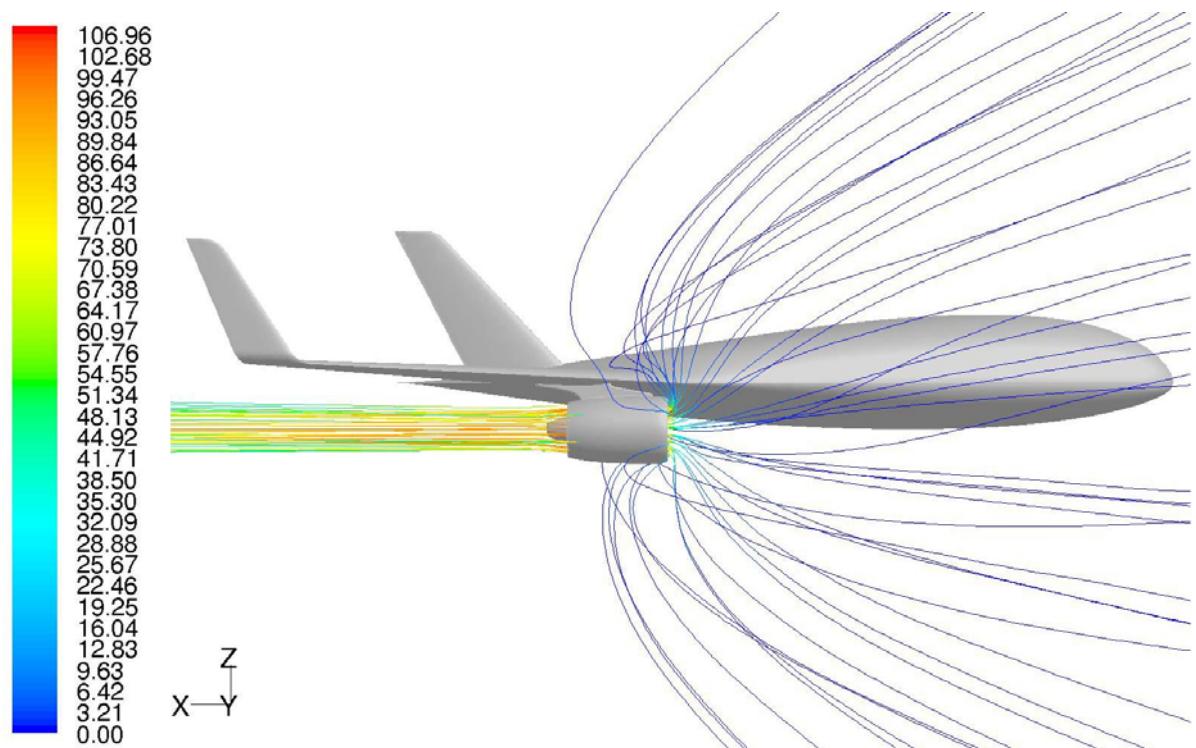


Bild 7.14: Standschubuntersuchung: Seitenansicht: Stromlinien durch das Triebwerk

7.3.3 Schub bei Anströmung

Mit den ermittelten Drucksprüngen (Δp) für die Fan-Ebene werden die Schub-Simulationsrechnungen mit Anströmung in FLUENT gestartet. Die Randbedingungen bezüglich Luftdruck, Luftdichte und Turbulenz entsprechen dabei denen in Kapitel 7.2.

Für Schubstufen 0, 1, 2 und 3 werden die Anstellwinkel 0° , 4° und 8° bei den Geschwindigkeiten 13 m/s und 20 m/s untersucht. Aufsummiert ergibt dies eine Anzahl von 24 Simulationsrechnungen die wieder mit Hilfe eines „Journal-File“ automatisiert gelöst werden. Mittels der Monitoring-Dateien werden die Kräftebeiwerte der Simulationsrechnungen gespeichert und in EXCEL ausgewertet.

Ergebnisse der Schubsimulationsrechnungen

Die vollständigen Tabellen und alle Diagramme mit sämtlichen Simulations- und Experimentalergebnissen finden sich im Anhang D. Grafische Darstellungen sind der Begleit-DVD entnehmbar¹⁴.

Von Interesse ist die Schubkraft, die das Triebwerk tatsächlich während der Anströmung liefert. Sie berechnet sich prinzipiell aus der Differenz der Widerstandskräfte, welche bei ein- und ausgeschaltetem Triebwerk entstehen. Da die Schubkraft eines Triebwerks in der Flugzeulgängsachse wirkt und die Widerstandskräfte parallel zur Anströmung definiert sind, ist diese Rechnung nur für den Anstellwinkel $\alpha = 0^\circ$ gültig. Der Schub muss folglich mit den entstehenden Kräften in x-Richtung berechnet werden, die aus den Simulationsrechnungen separat herausgeschrieben werden.

Für das Halbmodell in der FLUENT-Simulation gilt mit dem entsprechenden Koordinatensystem:

$$F_{\text{Schub,Stufe } 1/2/3} = F_{x,\text{Stufe } 0} - F_{x,\text{Stufe } 1/2/3} \quad (7.16)$$

Aus den Windkanaldaten berechnet sich der Schub pro Triebwerk auf ähnliche Weise. In den Rohdaten liegen die Beiwerke in x-Richtung bereits vor und können sofort verwendet werden. Da für die Windkanalmessung das flugmechanische Koordinatensystem gilt, muss ein Vorzeichenwechsel vorgenommen werden.

$$F_{\text{Schub,Stufe } 1/2/3} = -\frac{(q \cdot A \cdot c_{F,x,\text{Stufe } 0} - q \cdot A \cdot c_{F,x,\text{Stufe } 1/2/3})}{2} \quad (7.17)$$

¹⁴ [\Schub-Rechnungen\...\Bilder]

Der Vergleich der Schubkräfte des Triebwerks (Diagramm 7.12) abhängig von der Geschwindigkeit zeigt die Verringerung des Nettoschubes mit steigender Anströmgeschwindigkeit. Dies ist sowohl im Windkanalversuch als auch in der Simulation der Fall. Auffallend ist, das FLUENT immer etwas kleinere Schubwerte bei steigender Anströmung liefert.

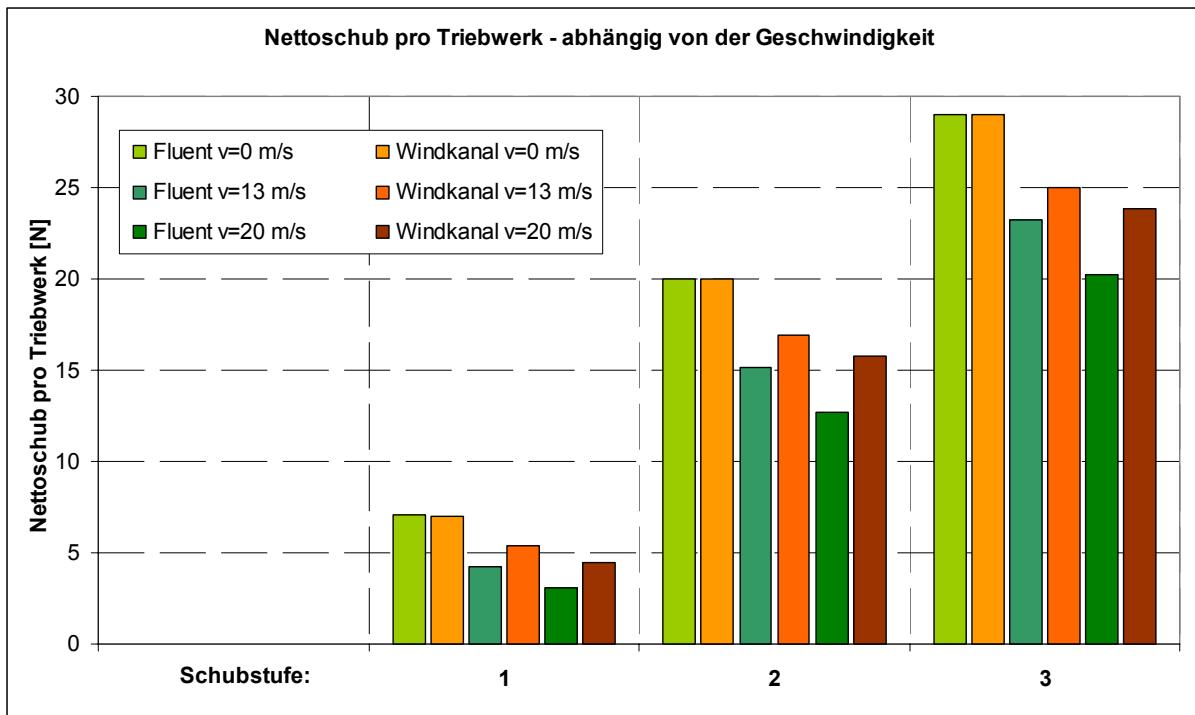


Diagramm 7.12: Vergleich des Nettoschubes pro Triebwerk bei verschiedenen Geschwindigkeiten

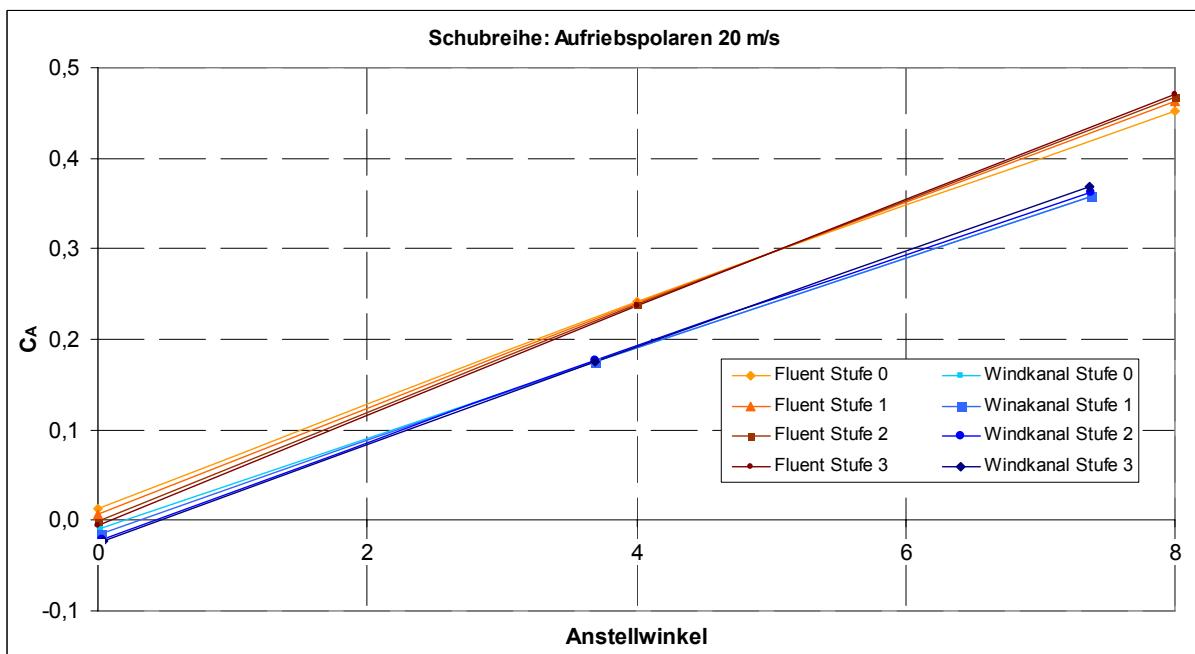


Diagramm 7.13: Auftriebspolare für jede Schubstufe in Vergleich bei 20 m/s

Wie bereits in der Polaren-Rechnung festgestellt wurde, verläuft der Auftriebsgradient der Simulationsrechnungen etwas steiler als in der Windkanalmessung. Zudem ist ein Einfluss der Triebwerke auf den Auftriebsanstieg ersichtlich, denn mit zunehmendem Schub wird der Auftriebsgradient steiler. Beim Anstellwinkel 0° führt der Schub zu einer kleinen Verringerung des Auftriebes. Grund dafür ist die Position der Triebwerke unterhalb der Tragflächen. Bei niedrigen Anstellwinkeln bewirkt die beschleunigte Luft unterhalb der Tragflächen einen Unterdruck und damit eine kleine Auftriebsminderung. Anhand der Auftriebspolaren in Diagramm 7.13 ist zu erkennen, dass sich dieser Effekt bei einem Anstellwinkel von 4° - 5° nicht mehr bemerkbar macht. Bei höheren Anstellwinkeln vergrößert sich dagegen der Auftrieb bei Schubzunahme, da der Schubvektor nun merklich in Richtung in Auftriebsrichtung zeigt.

In Bezug auf den Widerstandsbeiwert führt der Schub zu einer Verschiebung der Widerstandspolaren nach unten (Diagramm 7.14). Bei 13 m/s reicht Schubstufe 1 aus, um den Widerstand zu überwinden. Bei 20 m/s ist bereits Schubstufe 2 nötig.

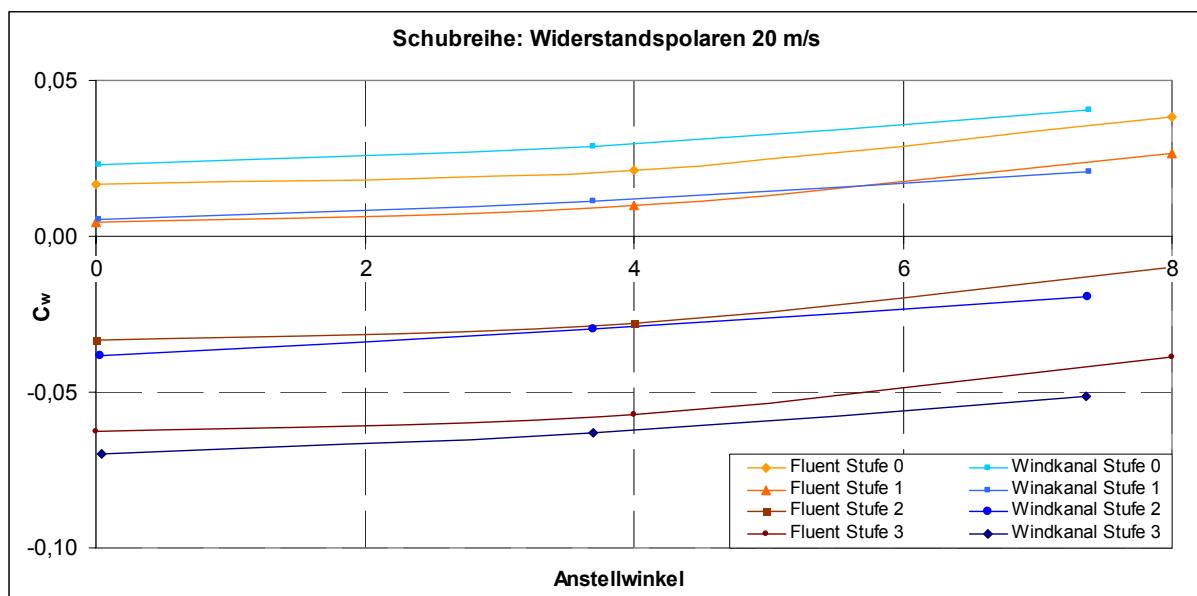


Diagramm 7.14: Widerstandspolare bei 20 m/s und verschiedenen Schubstufen im Vergleich

Auch das Nickmoment wird durch den Triebwerksschub beeinflusst. Da die Triebwerke unterhalb der Tragflächen angebracht sind, haben sie einen Hebelarm zum Schwerpunkt. Die Steigerung des Schubes führt demnach zu einer Erhöhung des schwanzlastigen Nickmoments, was eine Verschiebung der Nickmomentkurve nach oben bewirkt (Diagramm 7.15). Im Flug muss dies durch Trimmung ausgeglichen werden.

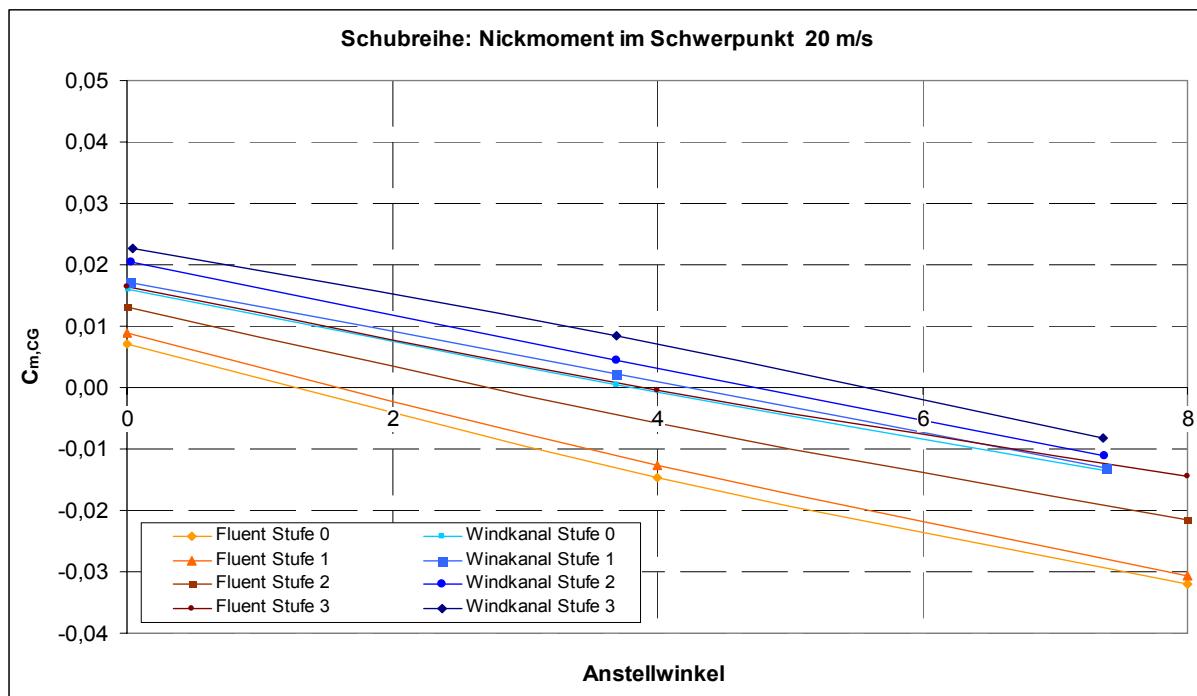


Diagramm 7.15: Nickmoment bei 20 m/s und verschiedenen Schubstufen im Vergleich

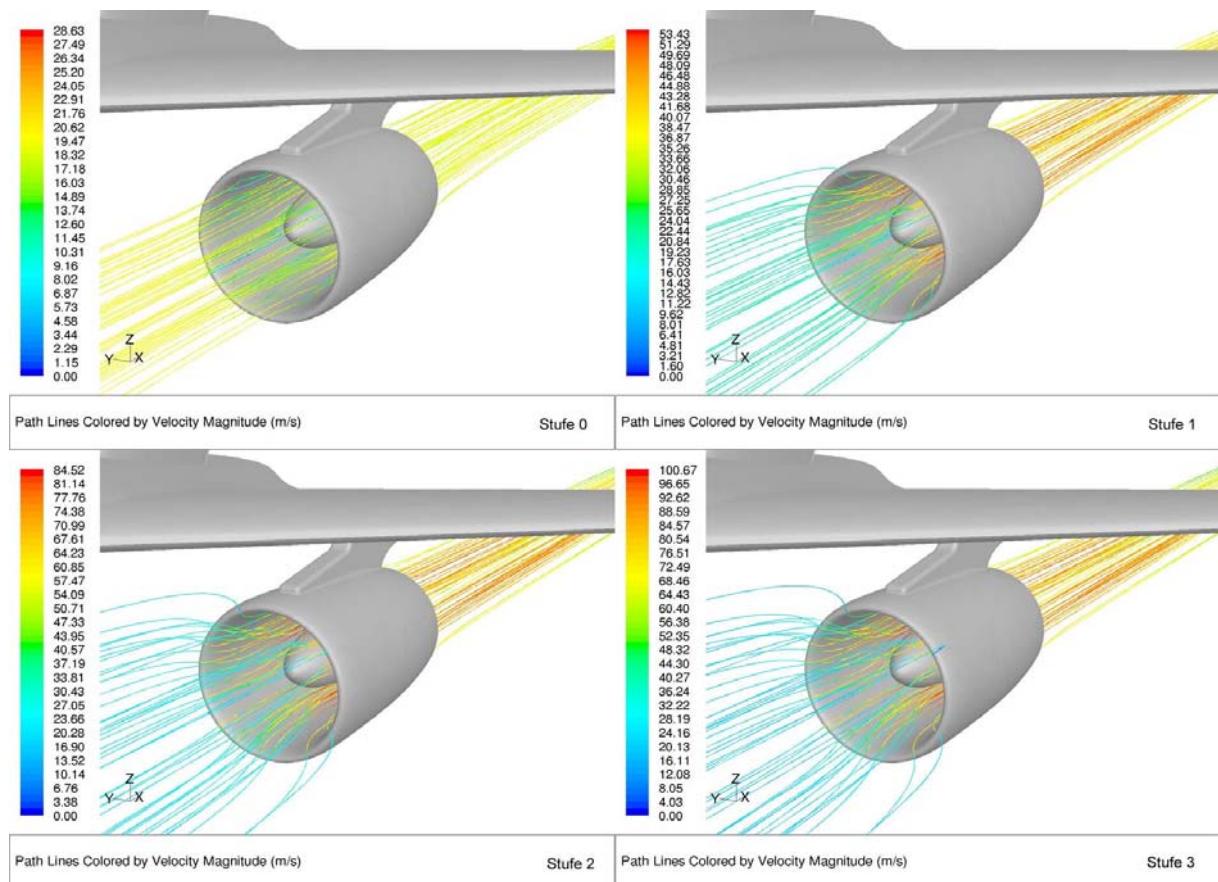


Bild 7.15: Stromlinien, die das Triebwerk durchqueren bei verschiedenen Schubstufen
($v = 20$ m/s, $\alpha = 0^\circ$)

7.4 Reiseflug-Rechnungen

Nun werden Vergleichsrechnungen mit den Geometriemodellen AC20.30-2 (ohne Triebwerke) und AC20.30-3 (mit Triebwerken) durchgeführt. Dies soll für einen typischen Flugzustand im Horizontalflug geschehen. Um die Randbedingungen für den Reiseflugzustand des AC20.30 Modells zu finden, werden zunächst Informationen über die tatsächlichen Flugleistungen benötigt. Hierfür wurden folgende Telemetrie-Daten durch das BWB-Projektteam zur Verfügung gestellt:

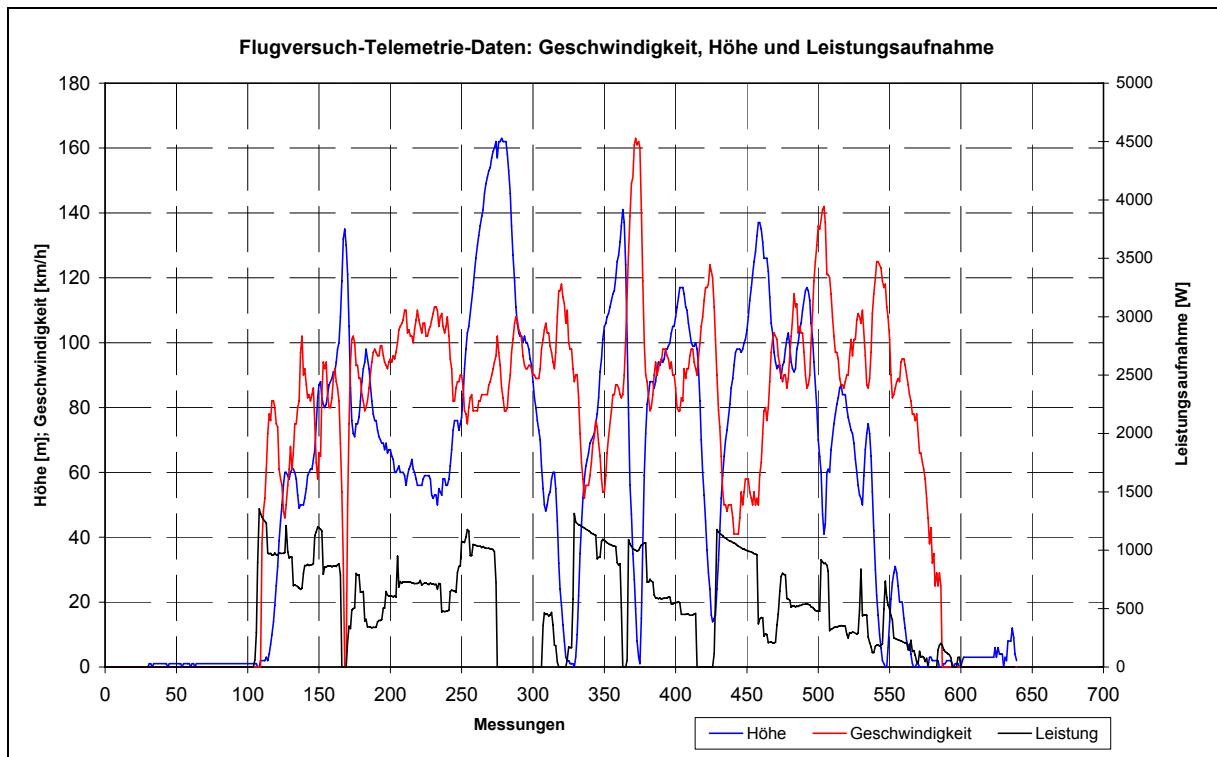


Diagramm 7.16: Telemetrie-Daten: Flug zur Ermittlung der Gleitpolare (15.05.05)

Diese Daten wurden bei einem Messflug zur Ermittlung der Gleitpolare ermittelt. Die Geschwindigkeit und Flughöhe schwanken sehr stark, allerdings findet sich zwischen der 200. und 250. Messung ein Flugzustand mit konstanter Höhe von 60 m in dem die Geschwindigkeit ca. 105 km/h beträgt. Da in diesem Flugzustand nicht die volle elektrische Leistung an den Triebwerken anliegt, sind weitaus höhere Geschwindigkeiten im Horizontalflug möglich. Für die Simulationsreihe wird deshalb eine Geschwindigkeit von 35 m/s (126 km/h) angenommen.

Im Folgenden wird der erforderliche Anstellwinkel ermittelt. Im unbeschleunigten Horizontalflug gilt für kleine Anstellwinkel:

$$\text{Auftriebskraft} = \text{Gewichtskraft}$$

Mit einem Abfluggewicht von 12,5 kg ist eine Auftriebskraft von 122,6 N nötig. Unter ISA-Bedingungen in Bodennähe entspricht dies folgendem Auftriebsbeiwert:

$$C_A = \frac{A}{\frac{1}{2} \cdot p \cdot v^2 \cdot S} = \frac{122,6 \text{ N}}{\frac{1}{2} \cdot 1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot (35 \frac{\text{m}}{\text{s}})^2 \cdot 2,08 \text{ m}^2} = 0,07856$$

Aus den Polaren-Rechnungen sind Auftriebsgradient und Nullauftriebswinkel bekannt:

$$\frac{dC_A}{d\alpha} = 3,238 \left[\frac{1}{\text{rad}} \right] = 0,056514 \left[\frac{1}{\text{Grad}} \right]$$

$$\alpha_0 = -0,243^\circ$$

Die Auftriebsformel lautet: $C_A = \frac{dC_A}{d\alpha} \cdot (\alpha - \alpha_0)$ (7.18)

Damit lässt sich der erforderliche Anstellwinkel für diesen Flugzustand berechnen:

$$\alpha = \frac{C_A}{\left(\frac{dC_A}{d\alpha} \right)} + \alpha_0 = \frac{0,07856}{0,0565 \frac{1}{\text{Grad}}} - 0,243^\circ = 1,147^\circ$$

Für die Simulationsrechnungen wird neben dem Anstellwinkel $\alpha = 1,2^\circ$ auch $\alpha = 1,4^\circ$ untersucht, um Stabilitätsbetrachtungen vornehmen zu können. Mit den beiden Geometriemodellen ergeben sich daraus vier Simulationsrechnungen.

In zwei weiteren Rechnungen wird für das Modell AC20.30-3 versucht ein Schub-Widerstands-Gleichgewicht zu erzeugen, um zusätzlich den Einfluss des Triebwerkschubs in diesem Flugzustand zu untersuchen. Unter Beobachtung des Widerstandsbeiwertes während des Iterationsprozesses wird der Drucksprungwert in der Fan-Ebene schrittweise erhöht, bis sich ein Gleichgewicht zwischen Schub und Widerstand einstellt.

Die verwendeten Simulationseinstellungen in FLUENT entsprechen den bisherigen.

Ergebnisse der Reiseflug-Rechnung

Tabelle 7.17: Reiseflug-Rechnung AC20.30-2 (ohne Triebwerke)

α [°]	v [m/s]	c_A	c_w	$c_{M,x=0}$	$c_{M,CG}$	$dc_A/d\alpha$	$dc_{M,CG}/dc_A$	$dc_{M,0}/dc_A$
1,2	35,0	0,0887	0,0128	-0,0932	0,0002	3,2406	-0,1008	-1,1539
1,4	35,0	0,1000	0,0129	-0,1062	-0,0009	3,2406	-0,1008	-1,1539

α [°]	x_p [m]	x_s [m]	x_n [m]	σ [%]	E	$c_{w,P}$	$c_{w,R}$
1,2	1,207	1,210	1,326	10,1	6,94	0,0034	0,0094
1,4	1,220	1,210	1,326	10,1	7,73	0,0036	0,0094

Tabelle 7.18: Reiseflug-Rechnung AC20.30-3 (mit Triebwerken, ohne Schub)

α [°]	v [m/s]	c_A	c_w	$c_{M,x=0}$	$c_{M,CG}$	$dc_A/d\alpha$	$dc_{M,CG}/dc_A$	$dc_{M,0}/dc_A$
1,2	35,0	0,0819	0,0148	-0,0855	0,0007	3,2949	-0,0960	-1,1491
1,4	35,0	0,0934	0,0149	-0,0988	-0,0004	3,2949	-0,0960	-1,1491

α [°]	x_p [m]	x_s [m]	x_n [m]	σ [%]	E	$c_{w,P}$	$c_{w,R}$
1,2	1,200	1,210	1,320	9,6	5,54	0,0045	0,0103
1,4	1,214	1,210	1,320	9,6	6,27	0,0046	0,0103

Tabelle 7.19: Reiseflug-Rechnung AC20.30-3 (mit Triebwerken und Schub)

α [°]	v [m/s]	c_A	c_w	$c_{M,x=0}$	$c_{M,CG}$	$dc_A/d\alpha$	$dc_{M,CG}/dc_A$	$dc_{M,0}/dc_A$
1,2	35,0	0,0764	-0,0009	-0,0774	0,0031	3,3702	-0,0914	-1,1445
1,4	35,0	0,0882	-0,0008	-0,0908	0,0020	3,3702	-0,0914	-1,1445

α [°]	x_p [m]	x_s [m]	x_n [m]	σ [%]	E	$c_{w,P}$	$c_{w,R}$
1,2	1,164	1,210	1,315	9,1	-83,61	-0,0129	0,0123
1,4	1,184	1,210	1,315	9,1	-116,59	-0,0130	0,0123

Δp	4500 Pa
------------	---------

Aus den ermittelten Beiwerten ist ein deutlicher Widerstandsunterschied von 15,6 % zwischen dem Modell mit und ohne Triebwerk ersichtlich. Dieser Unterschied ergibt sich nicht nur durch den erhöhten Reibwiderstand, den die zusätzlichen Oberflächen von Gondel und Pylon mit sich bringen. Triebwerk und Flügel stehen in enger Nachbarschaft zueinander und beeinflussen sich wechselseitig, wobei ein Interferenzwiderstand entsteht. Die Verdrängungswirkung der Gondel beschleunigt ihr umgebendes Geschwindigkeitsfeld maßgeblich, was anhand von Bild 7.17 gut ersichtlich ist. Neben dem Pylon bilden sich auf der Flügelunterseite Bereiche aus, die einen deutlich niedrigeren Druckbeiwert im Gegensatz zum restlichen Flügel aufweisen (Bild 7.16). Der Auftriebsverlust durch diesen zusätzlich entstehenden Unterdruck macht in den untersuchten Fällen bis zu 7,7 % aus.

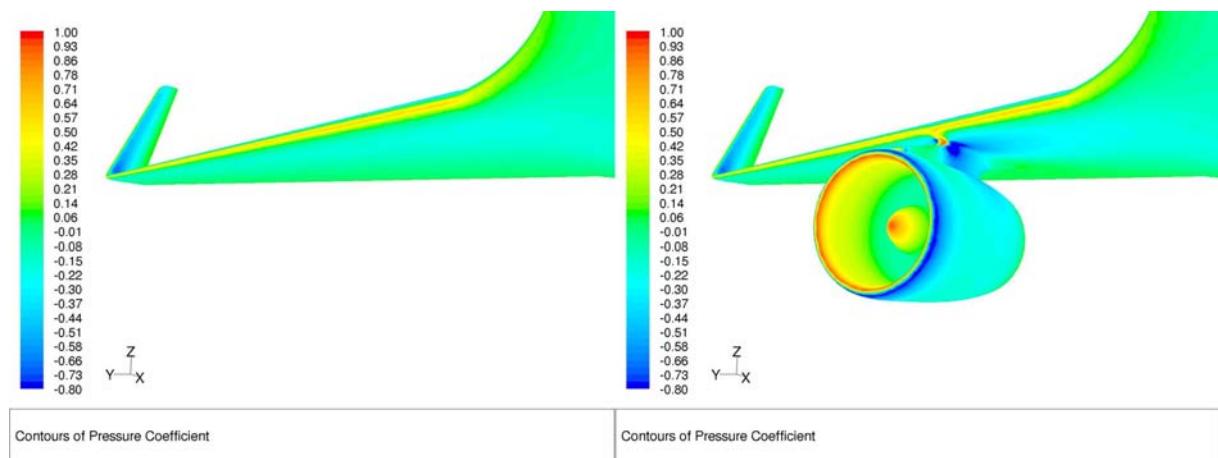


Bild 7.16: Druckbeiwert auf der Flügelunterseite beim AC20.30-2 (links) und AC20.30-3 (rechts)

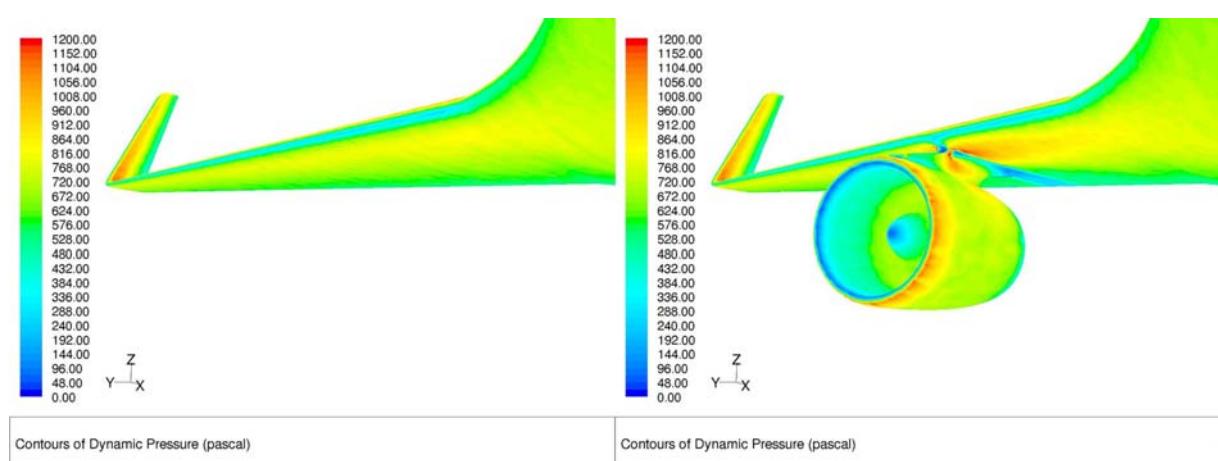


Bild 7.17: dynamischer Druck auf der Flügelunterseite beim AC20.30-2 (links) und AC20.30-3 (rechts)

Auf der Oberseite vom AC20.30-2 und AC20.30-3 sind dagegen keine großen Unterschiede in den Druckverteilungen zu erkennen. Die Unterdruckzone in den vorderen Flügelbereichen setzt sich weit in den Rumpfbereich fort, als Resultat des harmonischen Flügel-Rumpf-Übergangs. Ein Staupunkt bildet sich erwartungsgemäß an der Flugzeugnase; beim AC20.30-3 zusätzlich an den Triebwerkseinläufen und an den Vorderseiten der Pylons. An den Flügelvorderkanten entsteht dagegen kein eindeutiger Staupunkt mit $c_p = 1$, da durch die Pfeilung die Strömung einen Richtungsvektor mit Tangentialkomponente in Flügel spitzenrichtung besitzt.

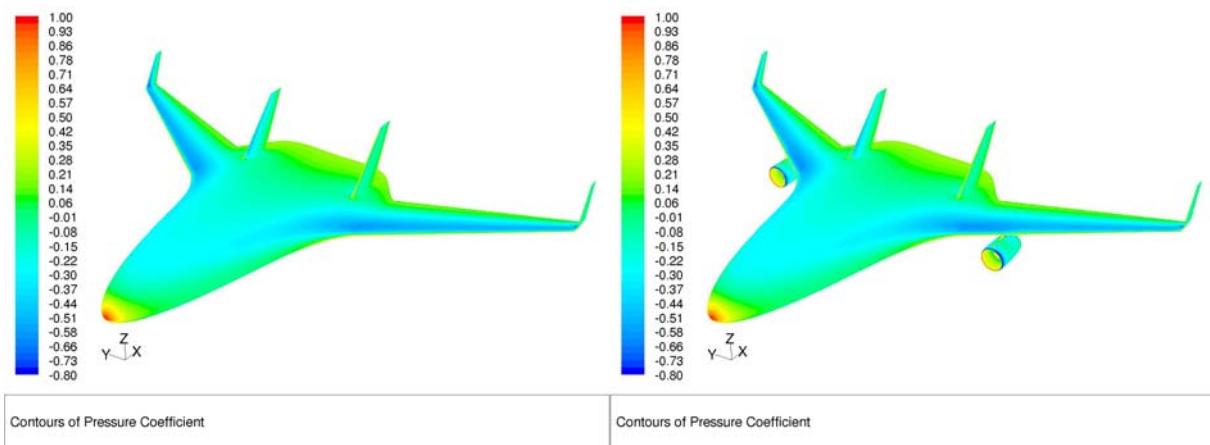


Bild 7.18: Druckbeiwert auf der Flugzeugoberfläche des AC20.30-2 und AC20.30-3 bei $\alpha = 1,2^\circ$

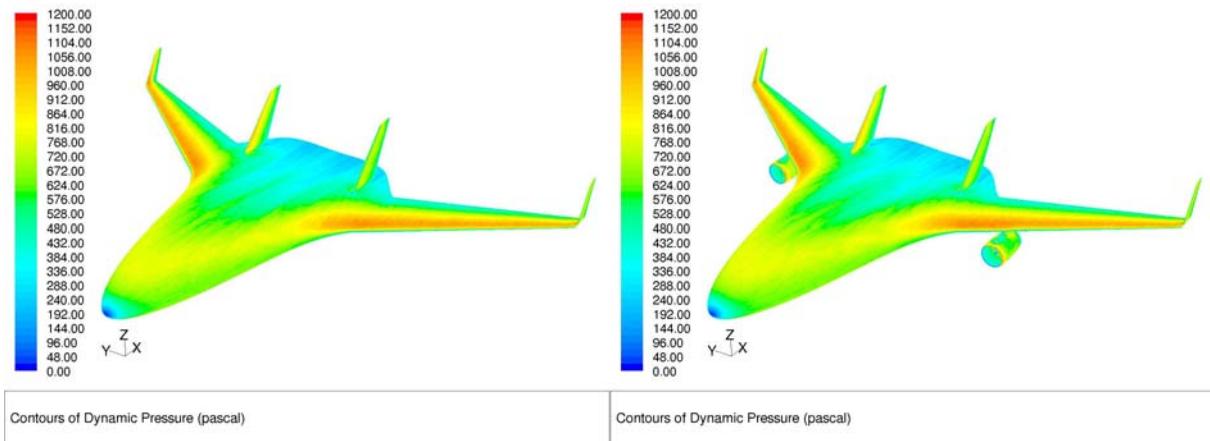


Bild 7.19: dynamischer Druck auf der Flugzeugoberfläche des AC20.30-2 und AC20.30-3 bei $\alpha = 1,2^\circ$

Die Seitenleitwerke des AC20.30 erfordern eine detaillierte Betrachtung. Obwohl sie eine symmetrische Profilierung aufweisen und exakt gerade eingebaut sind, besitzen sie, selbst bei den sehr niedrigen Anstellwinkeln im Reiseflug, einen eindeutigen Druckunterschied zwischen Innen- und Außenseite (Bild 7.20).

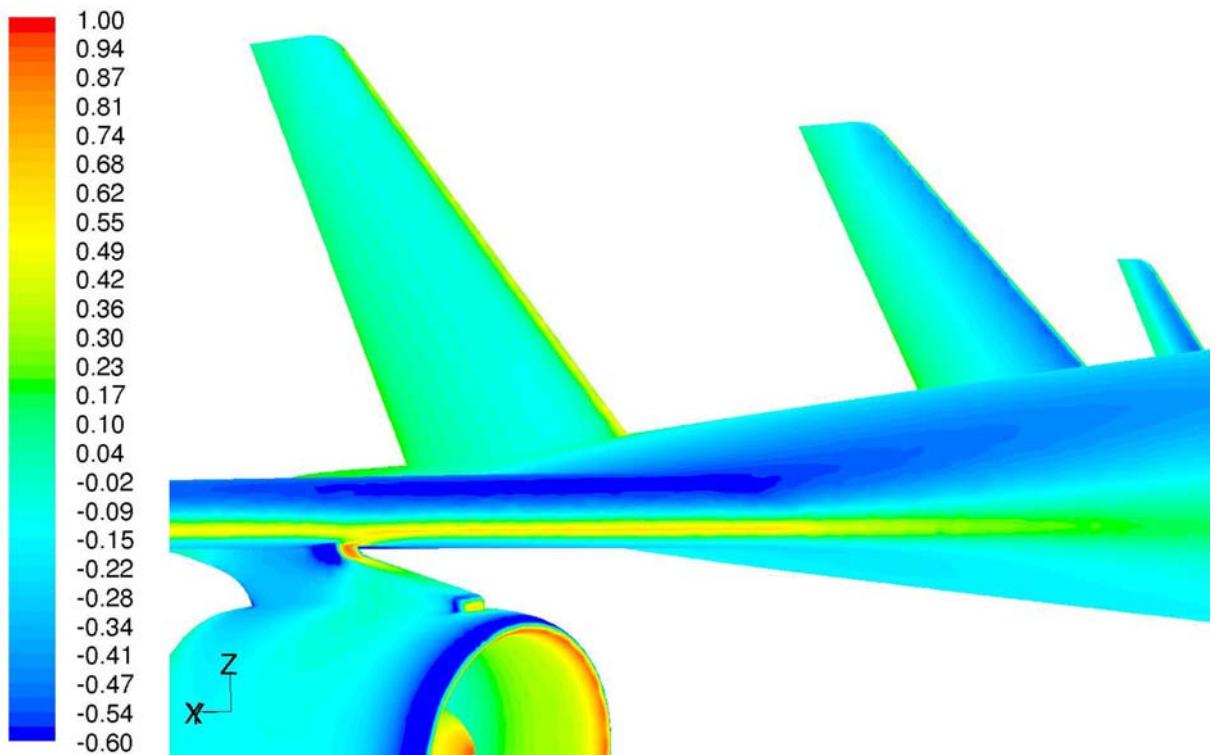


Bild 7.20: Druckverteilung an den Seitenleitwerken, $v = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 1,2^\circ$

Der Unterdruck, den die Seitenleitwerke auf der Innenseite zeigen, entsteht durch Schräganströmung von außen. Aufgrund der Verdrängungswirkung der großen voluminösen Rumpfnase, wird die Strömung in diesem Bereich stark abgelenkt. Im hinteren Bereich, wo der Rumpf breiter und auch dünner wird, fließt die Strömung mit einer Querkomponente auf die Rumpfoberseite und verursacht so die Schräganströmung der Seitenleitwerke.

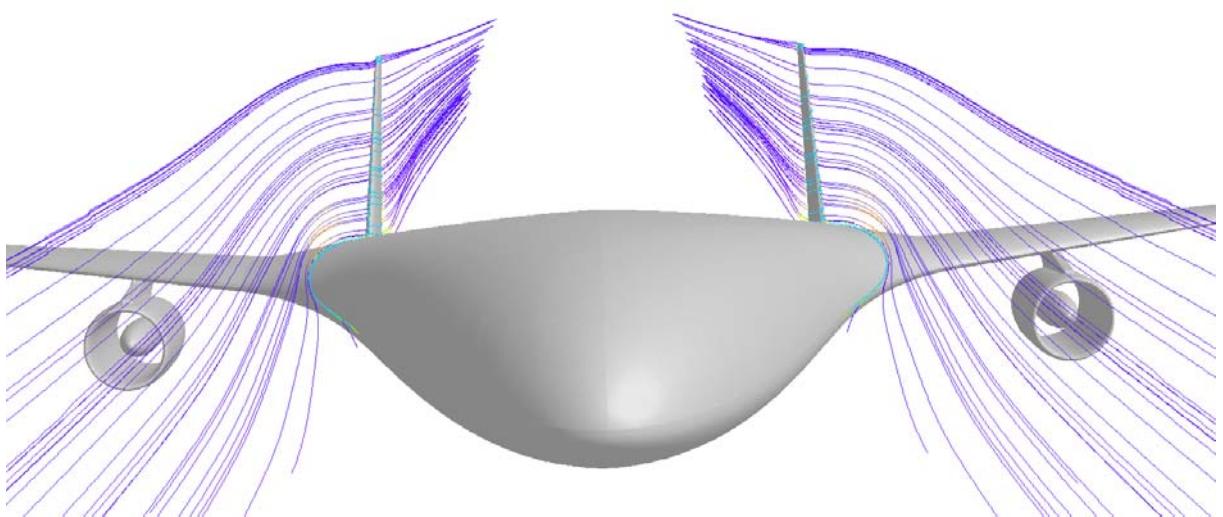


Bild 7.21: Stromlinien die auf das Seitenleitwerk treffen, $v = 35 \text{ m/s}$, $\alpha = 1,2^\circ$

Dieser Effekt führt im Reiseflug bei $\alpha = 1,2^\circ$ zu einer Querkraft von 5,89 N am Seitenleitwerk in y-Richtung (nach innen). Dadurch entsteht an diesem Bauteil ein zusätzlicher unnötiger Widerstand. Die Analyse des Stromlinienbildes aus der Draufsicht zeigt, dass die Anströmung im unteren Bereich des Seitenleitwerks mit 5° und im oberen mit 3° von außen stattfindet. Um die negativen Auswirkungen der Queranströmung zu vermeiden, könnte der Einstellwinkel der Seitenleitwerke auf entsprechende Werte modifiziert werden.

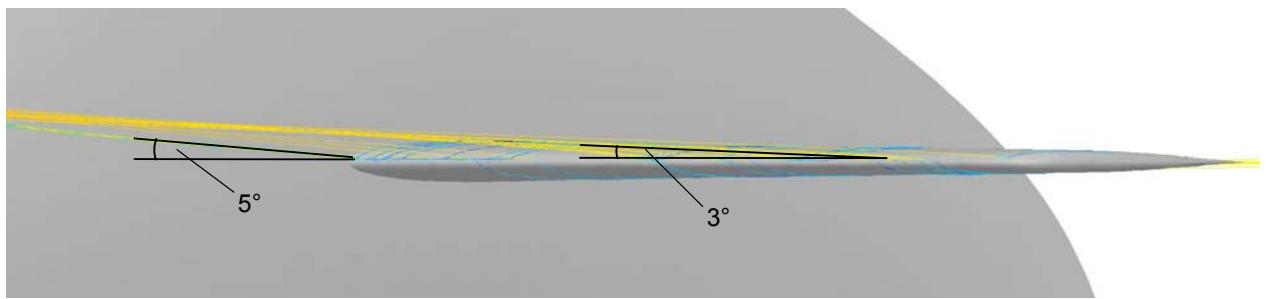


Bild 7.22: Draufsicht auf das rechte Seitenleitwerk mit den Anströmwinkeln der Stromlinien

Auftriebsverteilung im Reiseflug

Mit der Kenntnis der Auftriebsverteilung in Spannweitenrichtung ist es möglich die aerodynamische Güte einer Flugzeugkonfiguration einzuschätzen. Im Idealfall liegt eine elliptische Auftriebsverteilung vor, welche den geringsten induzierten Widerstand zur Folge hat. Jede Abweichung davon würde diesen Widerstand erhöhen.

Leider ist eine direkte Auswertung von Auftriebsverteilungen oder örtlichen Auftriebsbeiwerten in FLUENT nicht möglich. Hier bleibt nur der Weg über eine manuelle Analyse von mehreren Profilschnitten in Spannweitenrichtung übrig. Nach der Definition der Profilschnitte können mit der Funktion „Plot / X-Y-Plot“ die örtlichen Druckbeiwertverteilungen für jeden Flügelschnitt angezeigt und herausgeschrieben werden. In EXCEL lassen sich diese Daten bereinigen und auswerten¹⁵. Die Integration der Druckdifferenz von Unter- und Oberseite liefert den örtlichen Auftriebsbeiwert c_a , aus dem die die Auftriebsverteilung $c_a \cdot l(y)$ ermittelt wird.

$$c_a = \int_0^1 (c_{p,u} - c_{p,o}) \cdot d\left(\frac{y}{l}\right) \quad (7.19)$$

¹⁵ [\Tabellen\Reiseflug-Rechnungen (Auftriebsverteilung).xls]

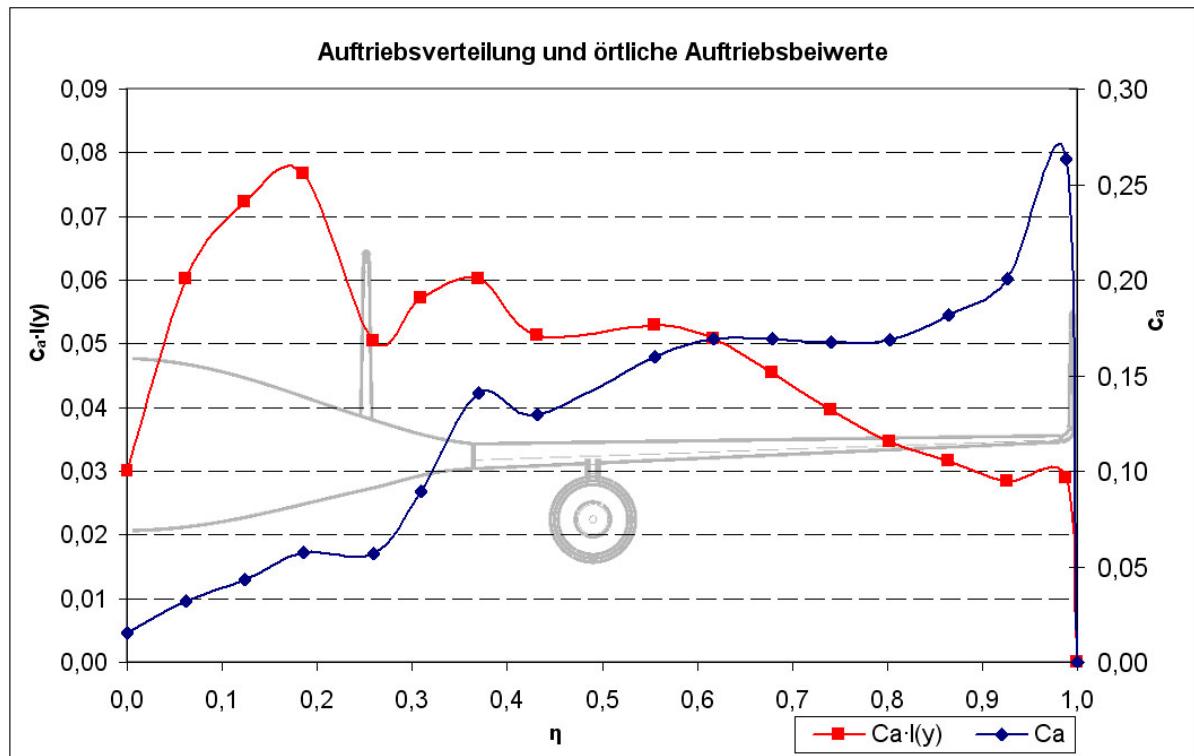


Diagramm 7.17 Auftriebsverteilung und örtliche Auftriebsbeiwerte in Spannweitenrichtung

Die Ergebnisse zeigen eine Auftriebsverteilung, die deutlich von der elliptischen abweicht. Diese lässt sich aber nicht ohne weiteres mit einer BWB-Konfiguration erreichen, da ein gutes Stabilitätsverhalten nur mit geeigneter Flügelform, Profilierung und Flügelverwindung erzielt werden kann.

Der Rumpf des AC20.30 trägt einen großen Anteil zum Gesamtauftrieb bei. In Nähe der Symmetrieebene verringert sich der örtliche Auftrieb aber sehr stark, da die Druckverteilungen auf Ober- und Unterseite nur geringe Unterschiede aufweisen. Die Ursache hierfür ist neben dem der niedrige Anstellwinkel auch in der Verwendung des relativ dicken S-Schlag-Profils MH-91 zu sehen, welches an der Hinterkante teilweise Abtrieb erzeugt.

Bei Betrachtung der lokalen Auftriebsbeiwerte in Spannweitenrichtung wird die sehr niedrige c_a -Belastung des Rumpfes deutlich. Im Gegensatz dazu zeigen sich im Flügelbereich wesentlich höhere c_a -Werte, besonders an den Flügelspitzen.

8 Zusammenfassung und Ausblick

Im Rahmen dieser Arbeit wurden umfangreiche aerodynamische Untersuchungen am BWB-Modell AC20.30 mit dem Programmsystem FLUENT vorgenommen. Die ermittelten Ergebnisse zeigen eine bemerkenswert gute Übereinstimmung mit den Experimentaldaten der Windkanalmessungen. Im Bereich der numerischen Strömungssimulation bieten die Verfahren der CFD das höchste Potenzial für realistische Ergebnisse. Die Möglichkeit der komplexen Erfassung von Reibung und Turbulenz stellt im Vergleich zu einfacheren Berechnungsverfahren eine bedeutende Genauigkeitssteigerung dar und erlaubt die Simulation von stark abgelösten turbulenten Strömungen.

Für realitätsnahe Ergebnisse sind jedoch sehr zeitaufwändige und umfangreiche Validierungsuntersuchungen nötig, um beispielsweise ein gut geeignetes Rechengitter zu erstellen oder das am besten geeignete Turbulenzmodell zu finden. Leider besteht eine starke Abhängigkeit der Ergebnisse von der Diskretisierung des Simulationsgebietes. Die begrenzt zur Verfügung stehende Rechenkapazität, bzw. die Schwierigkeit komplizierte 3-D Modelle mit Grenzschichtgitter in GAMBIT zu vernetzen, schränkt besonders die genaue Erfassung des Widerstandes ein.

Mit den durchgeführten Simulationsrechnungen konnten dennoch die durchaus guten Flugeigenschaften des AC20.30 im Bezug auf die Stabilität und das Abriss-verhalten bestätigt werden. FLUENT ermöglicht zudem eine detaillierte Analyse sämtlicher Strömungsverhältnisse rund um den AC20.30.

In dieser Diplomarbeit wurde gezeigt, dass das kommerzielle Softwarepaket FLUENT für aerodynamische Berechnungen an kompletten Flugzeugkonfigurationen sehr gut nutzbar ist. Sobald ein zweckmäßiges Rechengitter in GAMBIT generiert wurde, können auf vergleichbar einfache Art und Weise verschiedene Flugzustände simuliert und analysiert werden.

Ferner bietet sich in FLUENT die Möglichkeit zur Berechnung von kompressiblen Strömungen mit transsonischen Effekten bei höheren Geschwindigkeiten. Eine wurde am Rande dieser Arbeit getestet. Im Hinblick auf die Weiterentwicklung des AC20.30 könnte dies ein Ansatzpunkt für weitere aufbauende CFD-Simulationsrechnungen sein.

Danksagung

Der Dank für die generell gute Unterstützung bei dieser Arbeit geht an Prof. Dr. Schulze und an Prof. Dr. Zingel. Bei Fragen und auftretenden Problemen gab es immer hilfreiche Unterstützung. Hier seien auch die Mitglieder des BWB-Teams erwähnt, die sich in ausdauerndem Einsatz ständig um die Weiterführung des AC20.30-Projekts bemühen und so dem Fachbereich und dessen Angehörigen außergewöhnliche Möglichkeiten eröffnet haben. Ein Dank geht auch an Dipl.-Ing. Joscha Pfeil und Herrn Stefan Starke für die kritische Auseinandersetzung mit der vorliegenden Thematik.

Hans Brunswig

Hamburg, 24.02.2006

Quellenverzeichnis

Anderson 1995 ANDERSON, John D. *Computational Fluid Dynamics*. USA: McGraw-Hill, 1995

Datcom 1978 HOAK, D.E.: *USAF Stability and Control Datcom*. Wright-Patterson Air Force Base, Air Force Flight Dynamics Laboratory, Flight Control Division, Ohio, 1978. – Vertrieb: NTIS

Drescher 2003 DRESCHER, Oliver: *Entwurf eines BWB-Modell-Flugzeuges mit Hilfe eines Panel Verfahrens*. Hamburg, HAW-Hamburg, Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Diplomarbeit, 2003

Fluent Dokumentation FLUENT. INC: *Fluent 6.1 Documentation*. Software-Dokumentation, 2003

Gambit Kursmaterial FLUENT. INC: *Introduction to Gambit*. TRN-1999-002, Gambit Kursmaterial, 1999

Griebel 1995 GRIEBEL, Michael; DORNSEIFER, Thomas; NEUHOEFFER, Tilman: *Numerische Simulation in der Strömungsmechanik*. Braunschweig/Wiesbaden: Vieweg, 1995

McCormick 1995 McCORMICK, Barnes W.: *Aerodynamics Aeronautics and Flight Mechanics*. USA: John Wiley & Sons, Inc., 1995

Oertel / Böhle 1999 OERTEL, Herbert, jr.; BÖHLE, Martin: *Strömungsmechanik*. Braunschweig/Wiesbaden: Vieweg, 1999

Oertel / Laurien 2003 OERTEL, Herbert, jr.; LAURIEN, Eckart: *Numerische Strömungsmechanik*. Braunschweig/Wiesbaden: Vieweg, 2003

Pfeil 2006 PFEIL, Joscha: *Numerische Simulation des beim Setzen von Hochauftriebshilfen eines Tragflügels auftretenden transienten 3-D Strömungsfeldes*. Hamburg, HAW-Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Diplomarbeit, 2006

Prantle 2004 PRANTLE, Iris; MAGAGNATO, Franco: *Numerische Methoden in der Strömungsmechanik*. Karlsruhe, Uni-Karlsruhe, Fachbereich Strömungsmaschinen, Vorlesungsscript, Stand WS 2004 - URL: <http://www.ism.uni-karlsruhe.de/download/VorlesungWS2004.pdf>

Schatz 2003 SCHATZ, Markus: *Numerische Simulation der Beeinflussung instationärer Strömungsablösung durch frei bewegliche Rückstromklappen an Tragflügeln*, Berlin, TU-Berlin, Fakultät Verkehrs- und Maschinensysteme, Dissertation, 2003

Schmidt 2005 SCHMIDT, André: *Berechnung der Strömung einer BWB-Konfiguration mit dem Panelverfahren PANAIR*, Hamburg, HAW-Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Diplomarbeit, 2005

Scholz 2001 SCHOLZ, Dieter: *Diplomarbeiten normgerecht verfassen*. Würzburg: Vogel-Verlag, 2001

Scholz 2004 SCHOLZ, Dieter: *Flugmechanik 1*, Hamburg, HAW-Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsscript, Stand SS 2004

Schulze 2003 SCHULZE, Detlef: *Strömungsmechanik mit Labor*, Hamburg, HAW-Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsscript, Stand WS 2003/2004

Schulze 2005 SCHULZE, Detlef: *Computergestützte Simulation von Körperumströmungen*. Hamburg, HAW-Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsscript, Stand WS 2005/2006

Stork 2003 STORK, Rudolf: *Flying Wings*. Bonn: Bernard & Graefe Verlag, 2003

Thin-Airfoil Möller, Michael: *Thin Airfoil Theory*. Freeware Programm, URL: <http://n.ethz.ch/student/mmoeller/mmm/seite06.html>, 1998

**Tutorial
Uni Cornell** CORNELL UNIVERSITY, *FLUENT Tutorial – Flow over an Airfoil*. URL: <http://instruct1.cit.cornell.edu/courses/fluent/airfoil/step1.htm>

**WKK
52-05-02** ARNOLD G., SCHMIDT W., SCHÖNLEBE U.: *Windkanaluntersuchung am Blended-Wing-Body-Flugmodell AC20.30*. Bericht Nr. WKK 52-05-02, Dresden, Okt. 2005

Zingel 2003 ZINGEL, Hartmut: *Strömungsmechanik mit Labor*. Hamburg, HAW-Hamburg, Fachbereich Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Vorlesungsscript, Stand SS 2003

Anhang A – Vergleich einiger BWB-Projekte

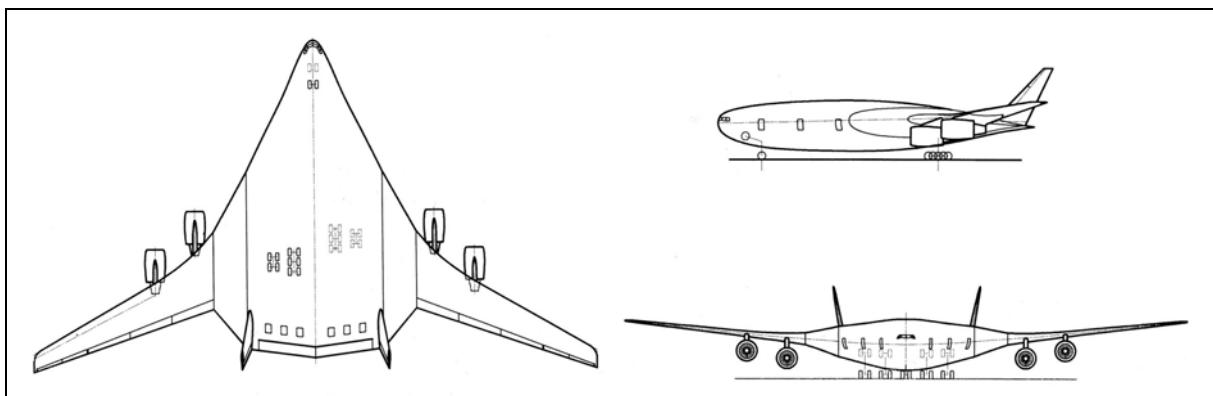


Bild A - 1¹⁶: AC20.30, $b \approx 90$ m, $l \approx 60$ m, $Ma = 0,85$, Die Konfiguration weist neben einer klassischen Anordnung der 4 Triebwerke unterhalb der Flügel auch 2 Seitenleitwerke auf. Mit einer Bestuhlung für 750 Passagiere zeichnen innovative Kabinenkonzepte den Entwurf aus.

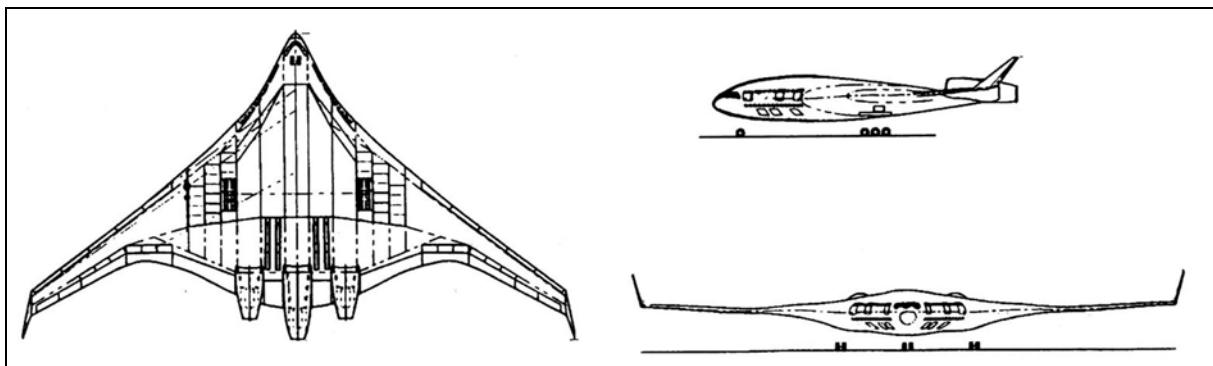


Bild A - 2¹⁰: McDonnel-Douglas/Boeing: BWB-1-1, $b = 95$ m, $l = 53$ m, $Ma = 0,85$, Der MDD/Boeing Entwurf hat 3 Triebwerke oberhalb des Rumpfes und Winglets. Auf Seitenleitwerke wird verzichtet. Über eine Reichweite von 13000 km sollen 800 Passagiere transportiert werden.

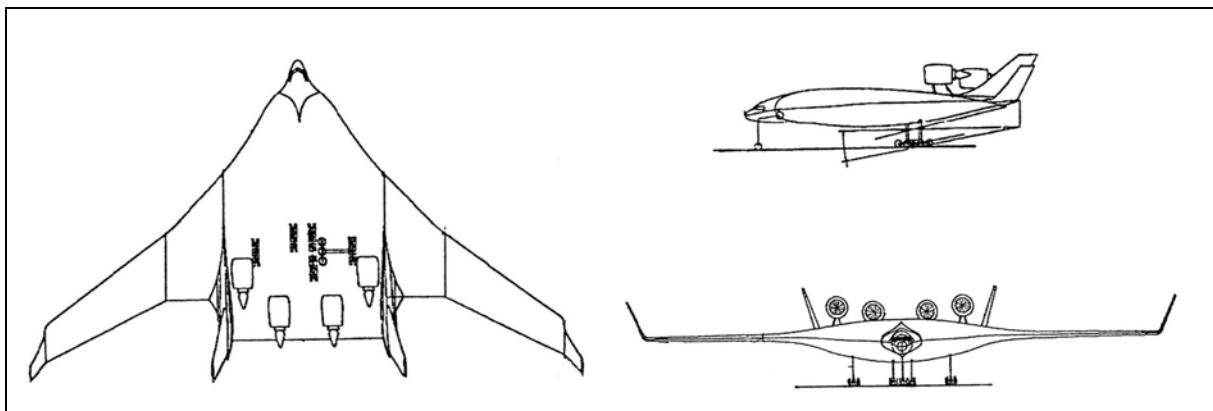


Bild A - 3¹⁰: Aérospatiale: FW-900, $b = 96$ m, $l = 55,93$ m, $Ma = 0,85$, Dieses französische Konzept weist 4 versetzte Triebwerke auf der Rumpfoberseite auf und besitzt 2 Seitenleitwerke sowie Winglets. 600 – 800 Passagiere bei einer Reichweite von 12000 km.

¹⁶ Stork 2003

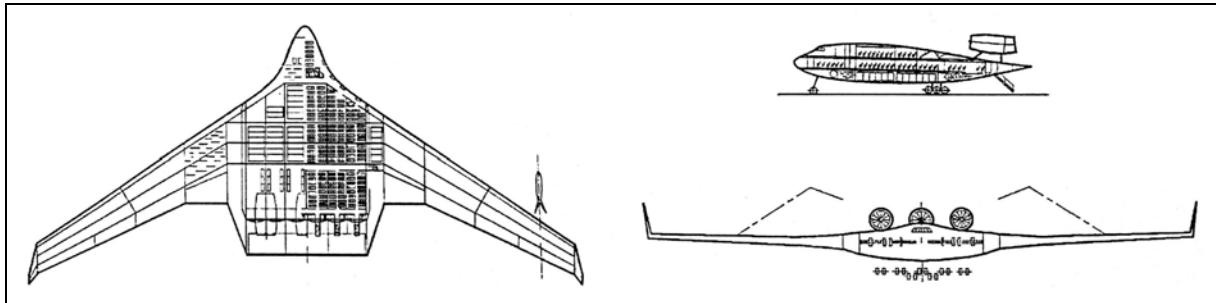


Bild A - 4¹⁷: TsAGI: Russisches BWB-Flugzeug-Projekt, $b = 106$ m, $Ma = 0,85$, Um die riesige Spannweite airportverträglich zu gestalten, sollen die Flügel klappbar sein. Der Projektentwurf hat 3 Triebwerke auf der Rumpfoberseite und verfügt über Winglets. Mit 500 Passagieren sollen Reichweiten bis zu 13000 km erzielt werden.

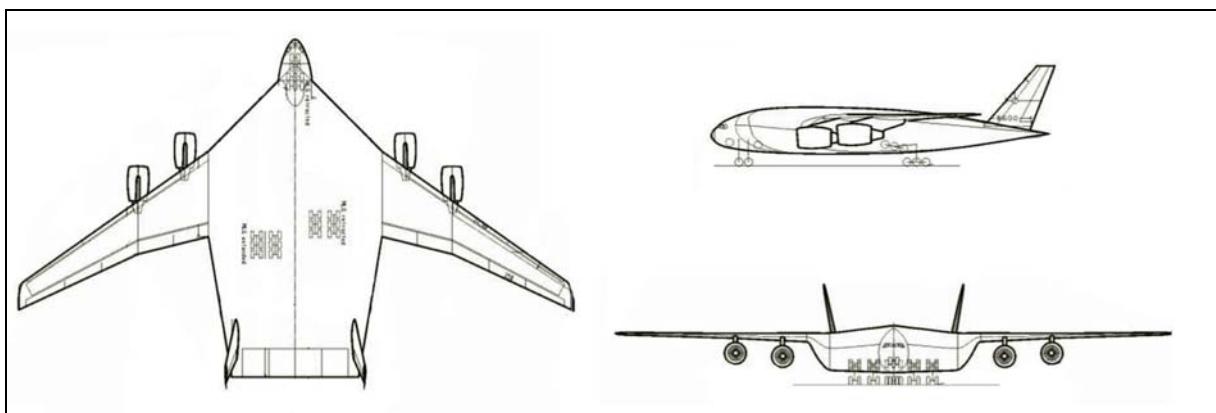


Bild A - 5: EU-Projekt: VELA1: $b = 99,6$ m, $l = 56$ m, $Ma = 0,85$, Die klassische Anordnung der Triebwerke und die Auslegung als Hochdecker lassen den Entwurf sehr konventionell erscheinen. Ein Doppelseitenleitwerk befindet sich auf dem sehr weit nach hinten gezogenem Rumpfheck.

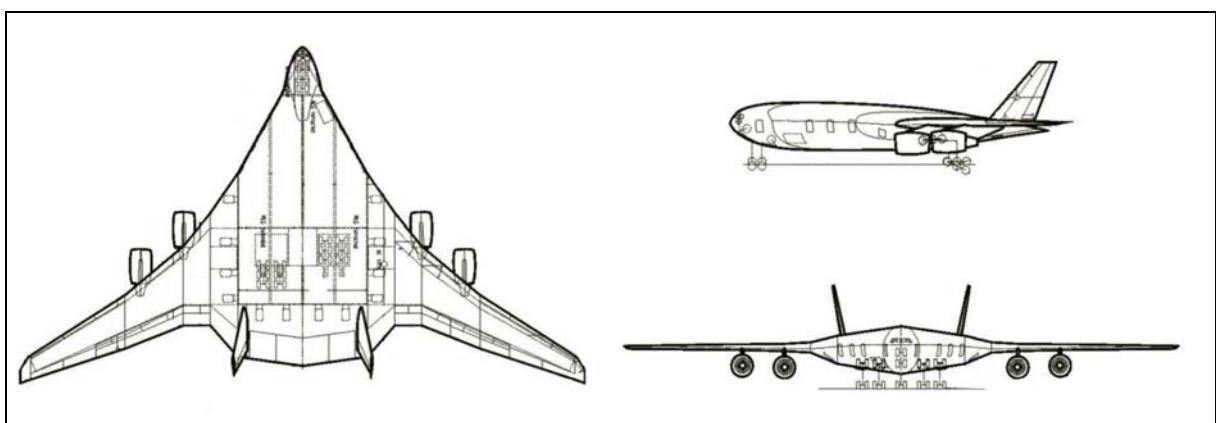


Bild A - 6: EU-Projekt: VELA2: $b = 99,6$ m, $l = 55,6$ m, $Ma = 0,85$, Dieser Entwurf hat zwei Seitenleitwerke und verzichtet auf Winglets. Die 4 Triebwerke sind in klassischer Anordnung unterhalb der Flügel. Genauso wie VELA1 soll VELA2 eine Reichweite von über 14000 km erreichen.

¹⁷ Stork 2003

Anhang B – Theoretische Betrachtungen

Theoretische Abschätzung des Auftriebsgradienten

Die Flügelgrundrissform des AC20.30 wird vereinfacht und mit einer halbempirischen Methode nach **Datcom 1978**, S. 4.1.3.2-10 berechnet. Neben der vereinfachten Flügelform werden zusätzlich Seitenleitwerke, Triebwerke und Winglets weggelassen.

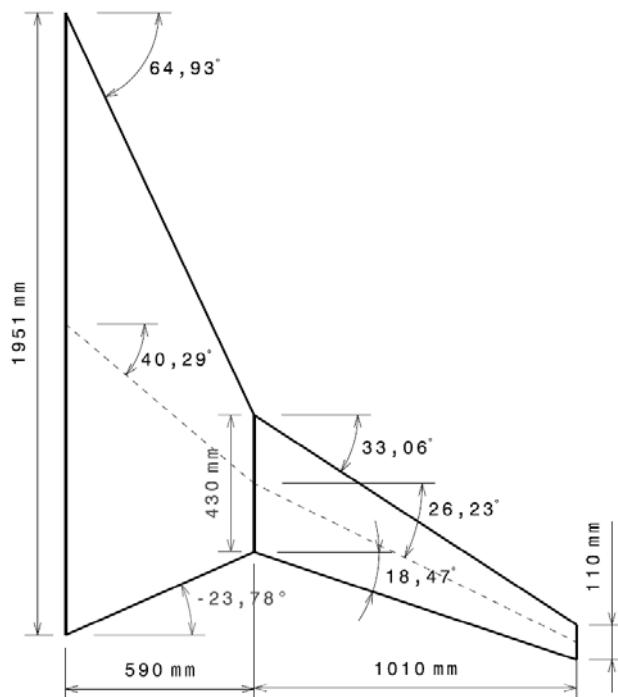


Bild B - 1: Flügelgrundrissform mit Maßen für die Auftriebsgradientenberechnung mit Datcom 1978

Es wird der effektive Pfeilwinkel der 50% Linie und dessen Tangens berechnet:

$$\begin{aligned}
 (\cos \varphi_{50})_{\text{eff}} &= \frac{1}{S_W} \sum_{j=1}^{j=n} (\cos \varphi_{50})_j \cdot S_j \\
 &= \frac{1}{1,95 \text{ m}^2} [\cos(40,29^\circ) \cdot 1,405 \text{ m}^2 + \cos(26,23^\circ) \cdot 0,5454 \text{ m}^2] = 0,801
 \end{aligned}$$

$$(\varphi_{50})_{\text{eff}} = 36,758^\circ \quad \tan(\varphi_{50})_{\text{eff}} = 0,74696$$

Der Auftriebsgradient des Profils wird wie folgt abgeschätzt: $\frac{dc_a}{d\alpha} = 6,00 \frac{1}{\text{rad}}$

Mit der Machzahl: $Ma = \frac{v}{a} = \frac{20 \frac{m}{s}}{343 \frac{m}{s}} = 0,05831$ wird der Prandtl-Glauert-Faktor

berechnet: $\beta = \sqrt{1 - Ma^2} = 0,9983$

Der Auftriebsgradient des Profils wird damit korrigiert:

$$\left(\frac{dc_a}{d\alpha} \right)_M = \frac{\left(\frac{dc_a}{d\alpha} \right)}{\beta} = \frac{6,00 \frac{1}{rad}}{0,9983} = 6,0102 \frac{1}{rad}$$

$$\kappa \text{ berechnet sich wie folgt: } \kappa = \frac{\left(\frac{dc_a}{d\alpha} \right)_M}{\left(\frac{2\pi}{\beta} \right)} = 0,955$$

Die Flügelsteckung A des gesamten Flügels beträgt: $A = \frac{b^2}{S} = \frac{(3,2 \text{ m})^2}{1,95 \text{ m}^2} = 5,25$

Nun lässt sich der Eingangswert für das Unterschall-Flügelauftriebsdiagramm berechnen:

$$\frac{A}{\kappa} \left[\beta^2 + \tan^2(\varphi_{50})_{\text{eff}} \right]^{\frac{1}{2}} = \frac{5,25}{0,995} \left[0,9983^2 + \tan^2(36,758^\circ) \right]^{\frac{1}{2}} = 6,8542$$

Aus dem Diagramm **Datcom 1978** 4.1.3.2-49 wird der vorläufige Flügelauftriebsgradient bezogen auf die Flügelstreckung abgelesen:

$$\frac{\left(\frac{dc_A}{d\alpha} \right)_{\text{pred}}}{A} = 0,7 \frac{1}{rad} \quad \left(\frac{dc_A}{d\alpha} \right)_{\text{pred}} = 3,675 \frac{1}{rad}$$

Mit dem Wert $\beta \cdot A = 0,9983 \cdot 5,25 = 5,241$ wird aus dem Diagramm **Datcom 1978** 4.1.3.2-52 der Korrekturfaktor für den Flügelauftriebsgradienten ermittelt:

$$\frac{\left(\frac{dc_A}{d\alpha} \right)_{\text{test}}}{\left(\frac{dc_A}{d\alpha} \right)_{\text{pred}}} = 0,96$$

Nun lässt sich der Auftriebsgradient für den vereinfachten AC20.30 Flügelgrundriss berechnen:

$$\frac{dc_A}{d\alpha} = \left(\frac{dc_A}{d\alpha} \right)_{pred} \cdot \frac{\left(\frac{dc_A}{d\alpha} \right)_{test}}{\left(\frac{dc_A}{d\alpha} \right)_{pred}} = 3,675 \frac{1}{rad} \cdot 0,96 = 3,525 \frac{1}{rad}$$

Tabelle B - 1: Vergleich der Auftriebsgradienten

	$\frac{dc_A}{d\alpha}$	relativer Fehler bezogen auf die Windkanalmessung
Datcom Handbuchmethode	$3,525 \frac{1}{rad}$	14,04 %
PANAIR (gemittelt)	$3,273 \frac{1}{rad}$	5,89 %
FLUENT (linearer Bereich)	$3,238 \frac{1}{rad}$	4,75 %
Windkanal (linearer Bereich)	$3,091 \frac{1}{rad}$	0,00 %

Der Vergleich des Ergebnisses der Handbuchmethode mit den Referenzdaten der numerischen Berechnungsmethoden und den Windkanalmessungen zeigt eine akzeptable Übereinstimmung, bedenkt man die starke Idealisierung der Ausgangsdaten für die Handrechnung. Eine schnelle und einfache Näherungsrechnung mit der Handbuchmethode ist also gut möglich.

Theoretische Betrachtung zum Widerstand

Es wird wieder der vereinfachte Flügelgrundriss des AC20.30 herangezogen. Der ebene Flügel wird mit Hilfe der Reibwiderstandsformel für die ebene Platte betrachtet, wobei die wichtigsten geometrischen Maße vom AC20.30 übernommen werden.

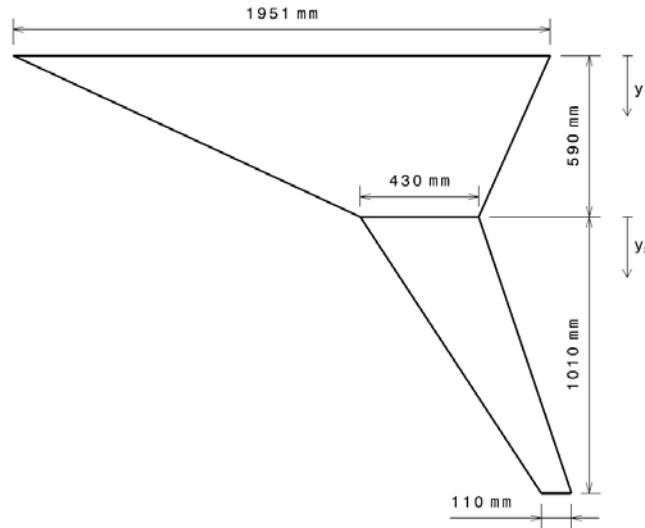


Bild B - 2: Flügelform zur Reibwiderstandsbetrachtung

Aufgrund der maximalen Reynoldszahl wird von einer voll turbulenten Grenzschicht ausgegangen.

$$Re_{\max} = \frac{\rho \cdot u_{\infty} \cdot l_{\max}}{\mu} = \frac{1,225 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \cdot 20 \frac{\text{m}}{\text{s}} \cdot 1,951 \text{ m}}{1,7894 \cdot 10^{-5} \frac{\text{kg}}{\text{m} \cdot \text{s}}} = 2672158$$

Die Reibwiderstandsformel und die Formel für den Widerstandsbeiwert der turbulenten Plattengrenzschicht lauten:

$$W_R = \frac{1}{2} \cdot \sigma \cdot u_{\infty}^2 \cdot c_{W_R} \cdot S ; \quad c_{W_R} = \frac{0,074}{Re^{0,2}}$$

Mit den Geometrieinformationen werden die Flügeltiefenfunktionen für Rumpf und Flügel erstellt:

$$l(y_1) = 1951 \text{ mm} - 2,578 \cdot y_1 \quad [0 \leq y_1 \leq 590 \text{ mm}]$$

$$l(y_2) = 430 \text{ mm} - 0,31683 \cdot y_2 \quad [0 \leq y_2 \leq 1010 \text{ mm}]$$

Die Reibwiderstandsformel muss nun für den Flügel und den Rumpf einzeln integriert werden.

$$W_{R_{Rumpf}} = 4 \cdot \int_0^{y_1} \frac{1}{2} \cdot \sigma \cdot u_{\infty}^2 \cdot c_{W_R}(l_{y_1}) \cdot S(l_{y_1}) \cdot dy_1$$

$$W_{R_{Rumpf}} = 4 \cdot \int_0^{0,59m} \frac{1}{2} \cdot 1,225 \frac{kg}{m^3} \cdot (20 \frac{m}{s})^2 \cdot \frac{0,074}{\left(\frac{20 \frac{m}{s} \cdot 1,225 \frac{kg}{m^3} \cdot (1,951 m - 2,578 \cdot y_1)}{1,7894 \cdot 10^{-5} \frac{kg}{m \cdot s}} \right)^{0,2}} \cdot (1,951 m - 2,578 \cdot y_1) \cdot dy_1$$

Der Reibwiderstand des Rumpfes beträgt: $W_{R_{Rumpf}} = 2,881 \text{ N}$

$$W_{R_{Flügel}} = 4 \cdot \int_0^{y_2} \frac{1}{2} \cdot \sigma \cdot u_{\infty}^2 \cdot c_{W_R}(l_{y_2}) \cdot S(l_{y_2}) \cdot dy_2$$

$$W_{R_{Flügel}} = 4 \cdot \int_0^{1,01m} \frac{1}{2} \cdot 1,225 \frac{kg}{m^3} \cdot (20 \frac{m}{s})^2 \cdot \frac{0,074}{\left(\frac{20 \frac{m}{s} \cdot 1,225 \frac{kg}{m^3} \cdot (0,43 m - 0,317 \cdot y_2)}{1,7894 \cdot 10^{-5} \frac{kg}{m \cdot s}} \right)^{0,2}} \cdot (0,43 m - 0,317 \cdot y_2) \cdot dy_2$$

Der Reibwiderstand der Flügel beträgt: $W_{R_{Flügel}} = 1,508 \text{ N}$

Damit beträgt der gesamte Reibwiderstand der betrachteten Konfiguration:

$$W_{R_{gesamt}} = 4,389 \text{ N}$$

$$\text{Der Reibwiderstandsbeiwert ist damit: } c_{W_{R_{gesamt}}} = \frac{W_{R_{gesamt}}}{\frac{1}{2} \cdot \sigma \cdot u_{\infty}^2 \cdot S} = 0,00919$$

FLUENT liefert für das Geometriemodell AC20.30-1 (ohne Triebwerk und ohne Seitenleitwerk) bei 0 Grad Anstellwinkel und 20 m/s Anströmgeschwindigkeit folgende Ergebnisse für den Widerstand:

Tabelle B - 2: Widerstand des AC20.30-1 bei $\alpha = 0^\circ$ und $v = 20 \text{ m/s}$

	Absolutwert [N]	Beiwert	Anteile in %
Druckwiderstand	3,008	0,005902	37,7 %
Reibwiderstand	4,980	0,009772	62,3 %
Gesamtwiderstand	7,988	0,015674	100 %

Der Vergleich zwischen FLUENT-Rechnung und Handmethode zeigt also eine gute Übereinstimmung des Reibwiderstandes mit einer Abweichung von lediglich 5,95%.

Anhang C – Ergebnisse der Polaren-Rechnungen

Tabelle C - 1: Ergebnisse der FLUENT Polaren-Rechnung mit 13 m/s Anströmgeschwindigkeit

α [°]	V [m/s]	c_A	c_w	$c_{M,CG}$	$dc_A/d\alpha$	$dc_{M,CG}/dc_a$	x_d [m]	x_n [m]	σ [%]	E
-6,0	13,0	-0,3137	0,0365	0,0439	3,0069	-0,1032	1,350	1,313	9,0	-8,61
-4,0	13,0	-0,2088	0,0269	0,0331	3,1866	-0,1109	1,368	1,321	9,7	-7,75
-2,0	13,0	-0,0975	0,0213	0,0207	3,2062	-0,1116	1,422	1,322	9,7	-4,59
0,0	13,0	0,0144	0,0190	0,0082	3,2396	-0,1131	0,638	1,323	9,8	0,76
2,0	13,0	0,1275	0,0197	-0,0046	3,2373	-0,1093	1,246	1,319	9,5	6,48
4,0	13,0	0,2405	0,0234	-0,0169	3,1476	-0,1034	1,280	1,313	9,0	10,29
6,0	13,0	0,3503	0,0301	-0,0283	2,9050	-0,0881	1,291	1,298	7,7	11,64
8,0	13,0	0,4517	0,0404	-0,0372	1,4925	0,0167	1,292	1,193	-1,5	11,17
10,0	13,0	0,5038	0,0579	-0,0363	1,7456	-0,0636	1,282	1,274	5,5	8,70
12,0	13,0	0,5648	0,0773	-0,0402	-0,0415	4,5873	1,281	-3,377	-399,2	7,30
14,0	13,0	0,5633	0,1066	-0,0468	-0,0467	-4,2831	1,293	5,493	372,8	5,29
16,0	13,0	0,5617	0,1297	-0,0399	0,5679	-0,1260	1,281	1,336	11,0	4,33
18,0	13,0	0,5815	0,1565	-0,0424	0,7753	-0,1409	1,283	1,351	12,3	3,72
20,0	13,0	0,6086	0,1858	-0,0462	0,7898	-0,3797	1,286	1,590	33,0	3,28
22,0	13,0	0,6361	0,2180	-0,0566	1,2648	-0,2580	1,299	1,468	22,5	2,92
24,0	13,0	0,6803	0,2548	-0,0680	0,6909	-0,5456	1,310	1,756	47,5	2,67
26,0	13,0	0,7044	0,2896	-0,0812	0,6182	-0,8158	1,325	2,026	71,0	2,43
28,0	13,0	0,7260	0,3264	-0,0988	0,5197	-0,8771	1,346	2,087	76,3	2,22
30,0	13,0	0,7441	0,3645	-0,1147		-0,1541	1,364		13,4	2,04

Tabelle C - 2: Ergebnisse der Windkanalmessung mit 13 m/s Anströmgeschwindigkeit

α_{eff} [°]	V [m/s]	c_A	c_w	$c_{M,CG}$	$dc_A/d\alpha$	$dc_{M,CG}/dc_a$	x_d [m]	x_n [m]	σ [%]	E
0,0	13,1	-0,0016	0,0272	0,0180	2,8280	-0,0675	12,485	1,278	5,9	-0,06
1,84	13,0	0,0893	0,0285	0,0119	3,0912	-0,0607	1,077	1,271	5,3	3,14
3,67	13,0	0,1880	0,0333	0,0059	2,5883	-0,0983	1,179	1,308	8,6	5,65
5,53	13,0	0,2718	0,0375	-0,0023	2,8453	-0,0817	1,219	1,292	7,1	7,25
7,37	13,0	0,3633	0,0462	-0,0098	2,6137	-0,0784	1,237	1,288	6,8	7,86
9,22	13,0	0,4478	0,0582	-0,0164	2,0694	0,0870	1,247	1,123	-7,6	7,69
11,11	13,0	0,5158	0,0788	-0,0105	0,2943	-0,4578	1,230	1,668	39,8	6,55
13,09	13,0	0,5260	0,1267	-0,0152	0,5607	-0,0678	1,239	1,278	5,9	4,15
15,05	13,0	0,5452	0,1585	-0,0165	1,1661	0,2746	1,240	0,935	-23,9	3,44
16,99	13,0	0,5845	0,1877	-0,0057	0,9112	0,1837	1,220	1,026	-16,0	3,11
18,93	13,0	0,6155	0,2270	0,0000	0,8985	0,5331	1,210	0,677	-46,4	2,71
20,88	13,1	0,6460	0,2634	0,0163			1,185			2,45

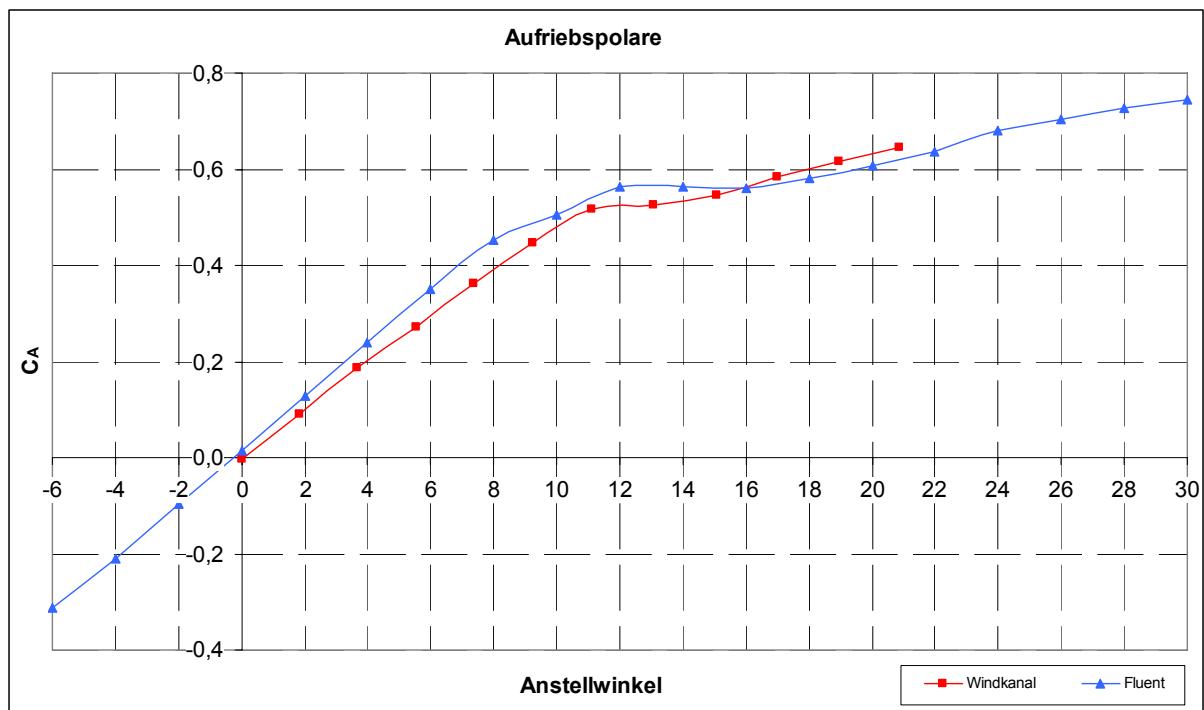


Diagramm C - 1: Vergleich der Auftriebspolaren bei 13 m/s

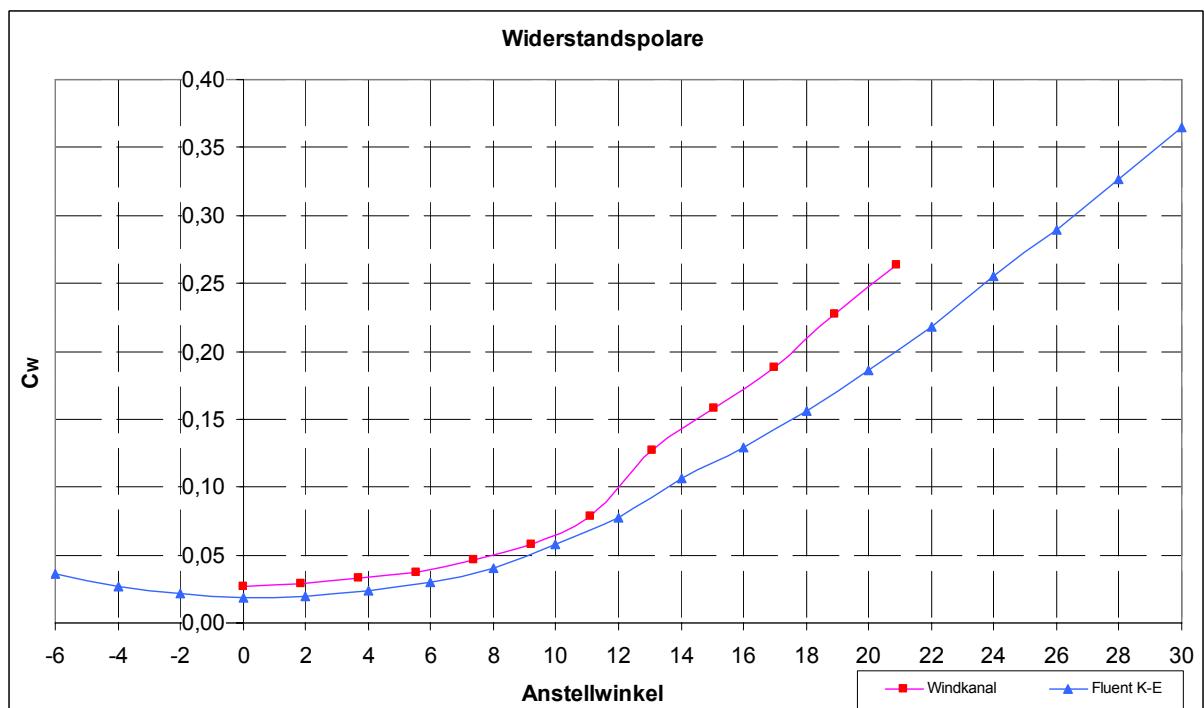


Diagramm C - 2: Vergleich der Widerstandspolaren bei 13 m/s

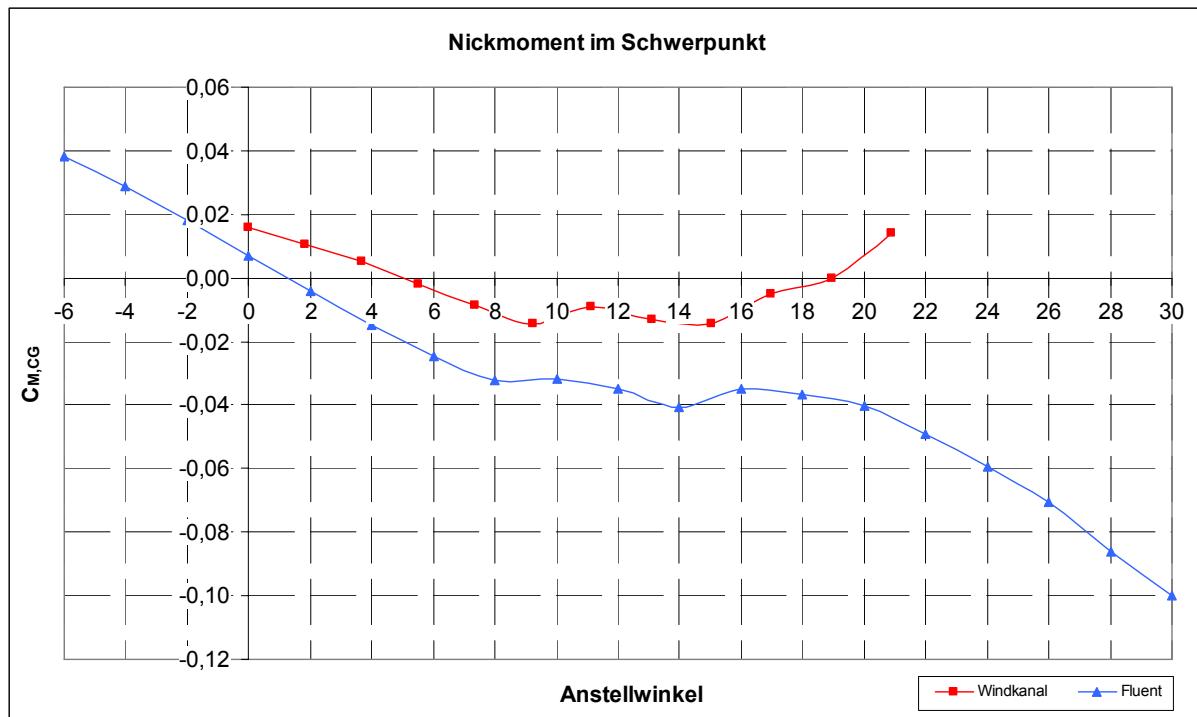


Diagramm C - 3: Vergleich der Nickmomentpolaren bei 13 m/s

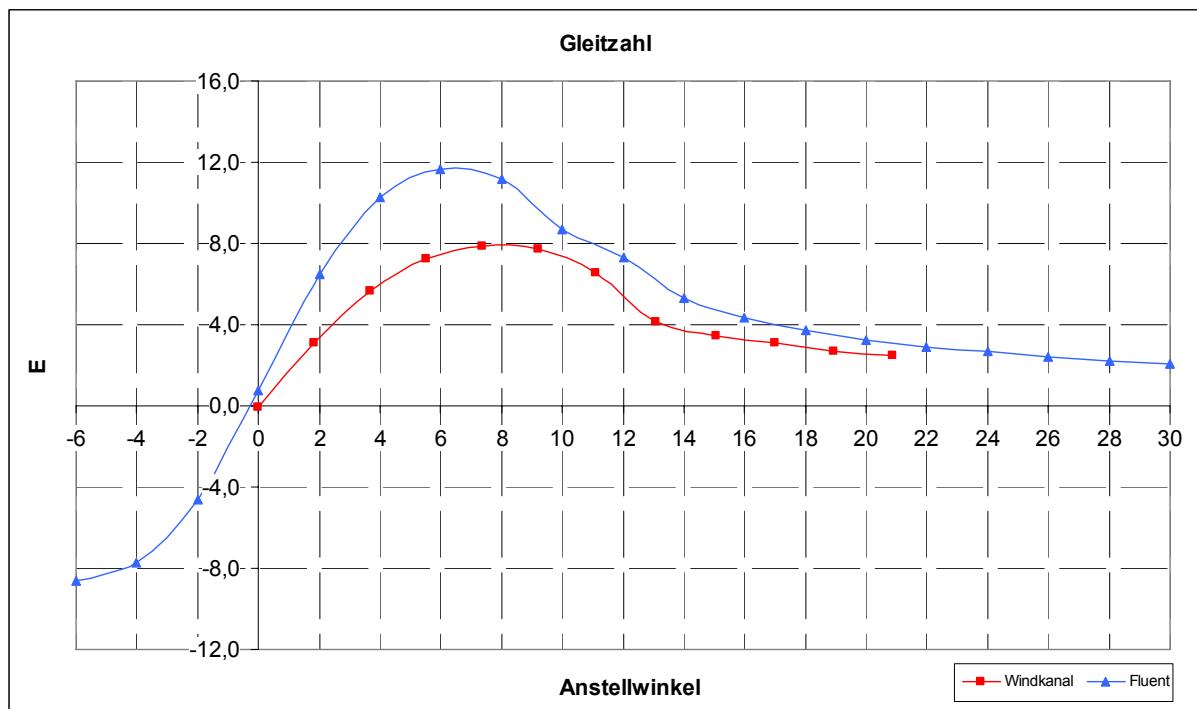


Diagramm C - 4: Vergleich der Gleitzahlen bei 13 m/s

Tabelle C - 3: Ergebnisse der FLUENT Polaren-Rechnung mit 20 m/s Anströmgeschwindigkeit

α [°]	v [m/s]	c_A	c_w	$c_{M,CG}$	$dc_A/d\alpha$	$dc_{M,CG}/dc_a$	x_d [m]	x_n [m]	σ [%]	E
-6,0	20,0	-0,3157	0,0345	0,0386	3,0403	-0,0936	1,351	1,318	9,36	-9,15
-4,0	20,0	-0,2096	0,0249	0,0287	3,1715	-0,0933	1,367	1,317	9,33	-8,42
-2,0	20,0	-0,0989	0,0193	0,0183	3,2313	-0,0973	1,423	1,322	9,73	-5,12
0,0	20,0	0,0139	0,0171	0,0074	3,2552	-0,0985	0,602	1,323	9,85	0,81
2,0	20,0	0,1276	0,0178	-0,0038	3,2576	-0,0950	1,244	1,319	9,50	7,18
4,0	20,0	0,2413	0,0214	-0,0146	3,1651	-0,0900	1,280	1,313	9,00	11,30
6,0	20,0	0,3518	0,0280	-0,0246	2,9245	-0,0760	1,290	1,297	7,60	12,55
8,0	20,0	0,4538	0,0386	-0,0323	1,6493	-0,0009	1,292	1,211	0,09	11,75
10,0	20,0	0,5114	0,0558	-0,0324	1,6609	0,0212	1,283	1,186	-2,12	9,17
12,0	20,0	0,5694	0,0753	-0,0312	-0,0322	9,5160	1,273	-9,724	-951,6	7,56
14,0	20,0	0,5683	0,1094	-0,0419	-0,1095	-2,0569	1,295	3,573	205,7	5,20
16,0	20,0	0,5644	0,1287	-0,0340	0,5038	-0,1444	1,279	1,376	14,44	4,39
18,0	20,0	0,5820	0,1548	-0,0365	0,5988	-0,0741	1,282	1,295	7,41	3,76
20,0	20,0	0,6029	0,1819	-0,0381	1,0438	-0,2913	1,283	1,545	29,13	3,31
22,0	20,0	0,6394	0,2166	-0,0487	1,1518	-0,2517	1,298	1,499	25,17	2,95
24,0	20,0	0,6796	0,2530	-0,0588	0,7036	-0,4891	1,309	1,772	48,91	2,69
26,0	20,0	0,7041	0,2878	-0,0708	0,5165	-0,7351	1,326	2,055	73,51	2,45
28,0	20,0	0,7222	0,3225	-0,0841	0,6087	-0,8791	1,344	2,220	87,91	2,24
30,0	20,0	0,7434	0,3635	-0,1028	1,4198	-0,1382	1,369	1,369	13,82	2,05

Tabelle C - 4: Ergebnisse der Windkanalmessung mit 20 m/s Anströmgeschwindigkeit

α_{eff} [°]	v [m/s]	c_A	c_w	$c_{M,CG}$	$dc_A/d\alpha$	$dc_{M,CG}/dc_a$	x_d [m]	x_n [m]	σ [%]	E
0,01	20,7	-0,0039	0,0244	0,0153	2,8108	-0,0483	5,671	1,266	-383,4	-0,16
1,85	20,5	0,0865	0,0232	0,0109	3,0449	0,0395	1,065	1,306	20,9	3,72
3,68	20,6	0,1838	0,0278	0,0028	2,6115	0,0403	1,192	1,305	9,8	6,62
5,53	20,7	0,2683	0,0328	-0,0041	2,7489	0,0629	1,228	1,279	4,4	8,17
7,38	20,6	0,3569	0,0400	-0,0094	2,6697	0,0514	1,240	1,292	4,5	8,92
9,23	20,7	0,4431	0,0546	-0,0156	1,9983	0,1395	1,250	1,191	-5,2	8,11
11,19	20,7	0,5089	0,0711	-0,0145	0,6135	0,0204	1,243	1,328	7,4	7,16
13,08	20,5	0,5299	0,1232	-0,0166	0,3613	0,3253	1,246	0,977	-23,4	4,30
15,06	20,7	0,5424	0,1456	-0,0141	2,0635	0,0967	1,240	1,240	0,0	3,72

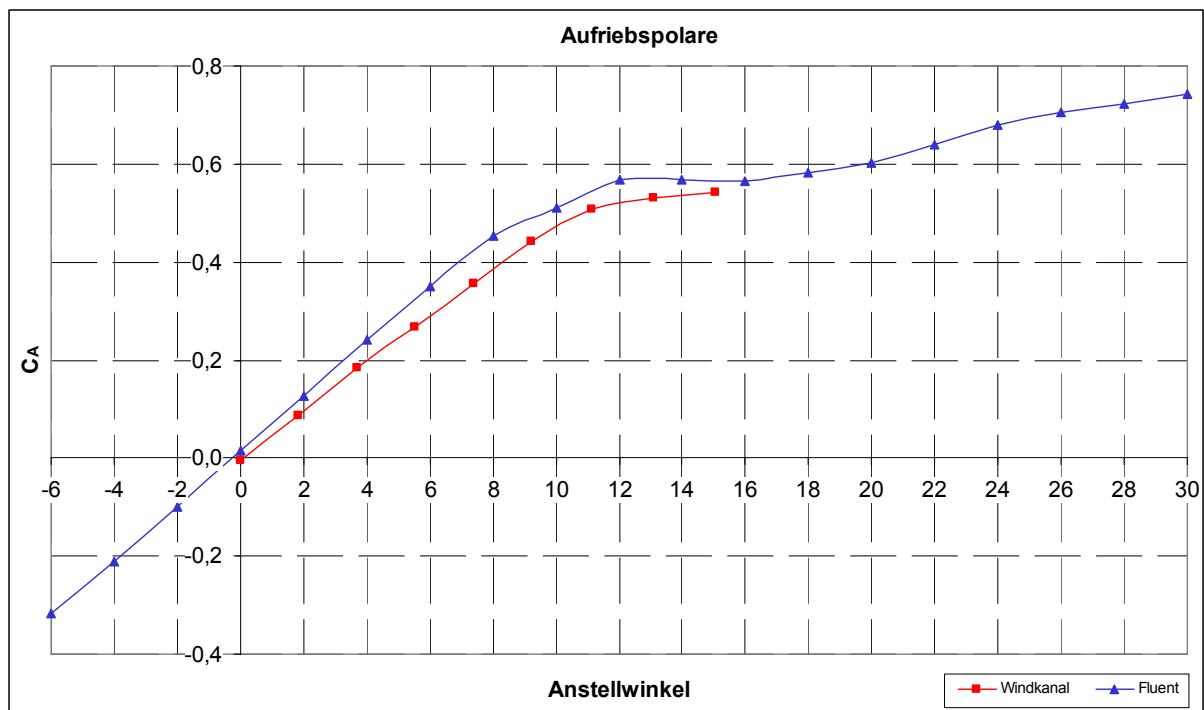


Diagramm C - 5: Vergleich der Auftriebspolaren bei 20 m/s

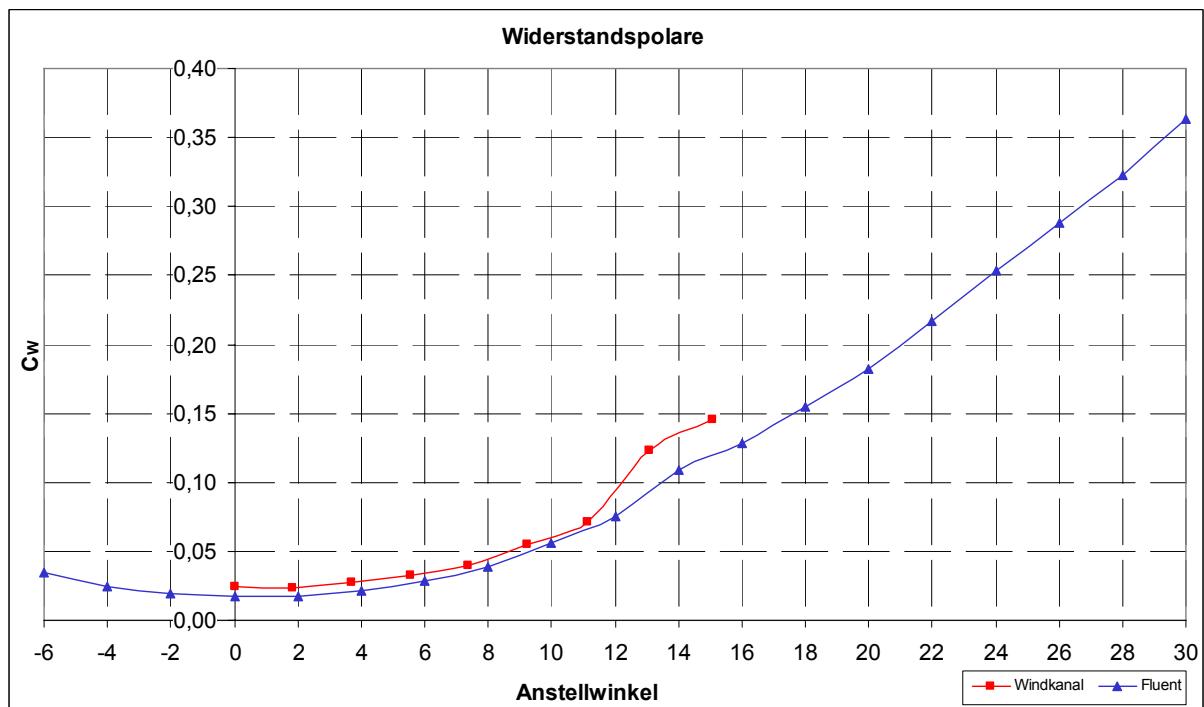


Diagramm C - 6: Vergleich der Widerstandspolaren bei 20 m/s

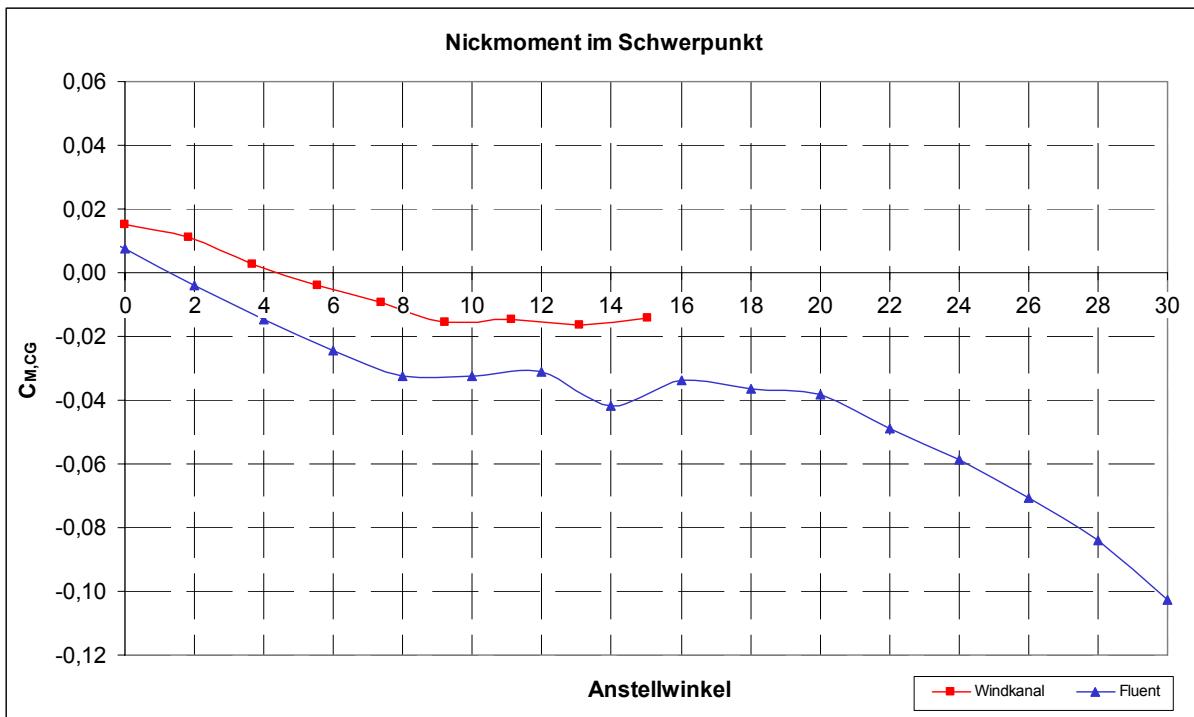


Diagramm C - 7: Vergleich der Nickmomentpolaren bei 20 m/s

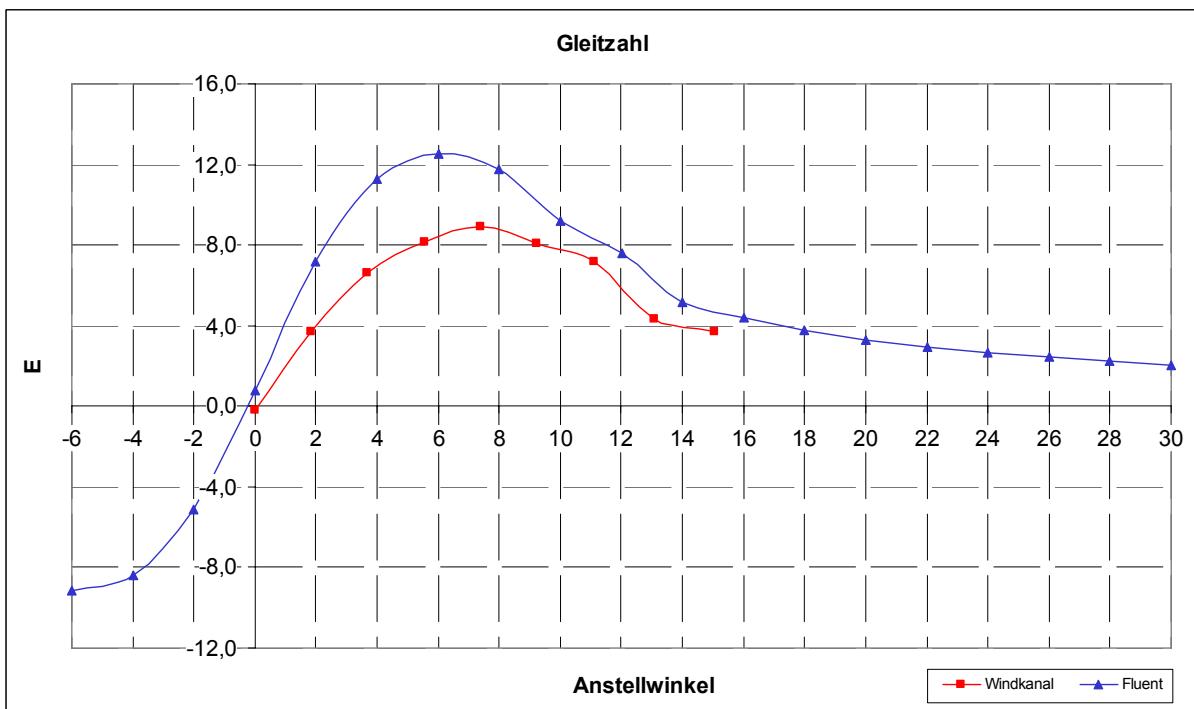


Diagramm C - 8: Vergleich der Gleitzahlen bei 20 m/s

Anhang D – Ergebnisse der Schub-Rechnungen

Tabelle D - 1: Ergebnisse der FLUENT Schub-Rechnung

α [°]	v [m/s]	Schub- stufe	Δp [Pa]	C_A	C_W	$C_{M,CG}$	x_d [m]	x_n [m]	σ [%]	Schub pro TW [N]
0	0,0	0	0							0,00
0	0,0	1	1256,7							7,06
0	0,0	2	3483,6							19,97
0	0,0	3	5031,2							29,03
0	13,0	0	0	0,0141	0,0186	0,0070	0,643			0
0	13,0	1	1256,7	0,0012	-0,0207	0,0119	-10,24			4,226
0	13,0	2	3483,6	-0,0129	-0,1222	0,0230	3,267			15,151
0	13,0	3	5031,2	-0,0207	-0,1974	0,0309	2,927			23,251
4	13,0	0	0	0,2406	0,0231	-0,0148	1,281	1,320	9,61	0
4	13,0	1	1256,7	0,2367	-0,0153	-0,0076	1,247	1,306	8,32	4,092
4	13,0	2	3483,6	0,2355	-0,1162	0,0103	1,160	1,269	5,11	14,923
4	13,0	3	5031,2	0,2355	-0,1911	0,0235	1,095	1,243	2,90	22,967
8	13,0	0	0	0,4534	0,0401	-0,0325	1,292	1,306	8,33	0
8	13,0	1	1256,7	0,4634	0,0024	-0,0239	1,269	1,293	7,19	4,241
8	13,0	2	3483,6	0,4744	-0,0970	0,0007	1,208	1,256	4,02	15,000
8	13,0	3	5031,2	0,4826	-0,1709	0,0190	1,165	1,231	1,83	23,006
0	20,0	0	0	0,0136	0,0166	0,0072	0,606			0
0	20,0	1	1256,7	0,0071	0,0047	0,0089	-0,24			3,039
0	20,0	2	3483,6	-0,0005	-0,0332	0,0132	31,66			12,715
0	20,0	3	5031,2	-0,0049	-0,0626	0,0164	5,018			20,202
4	20,0	0	0	0,2414	0,0211	-0,0147	1,280	1,320	9,60	0
4	20,0	1	1256,7	0,2400	0,0097	-0,0126	1,270	1,316	9,24	2,851
4	20,0	2	3483,6	0,2381	-0,0278	-0,0058	1,238	1,301	7,95	12,373
4	20,0	3	5031,2	0,2373	-0,0570	-0,0005	1,213	1,290	7,00	19,777
8	20,0	0	0	0,4528	0,0382	-0,0321	1,291	1,304	8,22	0
8	20,0	1	1256,7	0,4630	0,0268	-0,0307	1,286	1,303	8,09	3,324
8	20,0	2	3483,6	0,4673	-0,0099	-0,0215	1,263	1,289	6,87	12,747
8	20,0	3	5031,2	0,4705	-0,0387	-0,0144	1,245	1,278	5,94	20,108

Tabelle D - 2: Ergebnisse der Windkanal Schub-Messung

α [°]	α_{eff} [°]	v [m/s]	Schub- stufe	C_A	C_w	$C_{M,CG}$	x_d [m]	x_n [m]	σ [%]	Schub pro TW [N]
0,0	0,0	0,0	0							0,00
0,0	0,0	0,0	1							7,00
0,0	0,0	0,0	2							20,00
0,0	0,0	0,0	3							29,00
0,0	0,001	13,1	0	-0,0006	0,0271	0,0180	36,16			0
0,0	0,026	13,1	1	-0,0149	-0,0255	0,0211	2,833			5,420
0,0	0,048	13,0	2	-0,0276	-0,1373	0,0308	2,492			16,892
0,0	0,063	13,1	3	-0,0363	-0,2149	0,0386	2,430			25,033
4,0	3,681	13,1	0	0,1838	0,0295	0,0004	1,207	1,319	9,52	0
4,0	3,687	13,1	1	0,1807	-0,0168	0,0056	1,174	1,301	7,91	4,754
4,0	3,695	13,1	2	0,1761	-0,1270	0,0152	1,111	1,298	7,66	16,089
4,0	3,701	13,1	3	0,1725	-0,2089	0,0206	1,073	1,309	8,59	24,467
8,0	7,368	13,1	0	0,3646	0,0429	-0,0158	1,260	1,313	8,96	0
8,0	7,342	13,0	1	0,3797	-0,0051	-0,0149	1,255	1,328	10,31	5,096
8,0	7,337	13,1	2	0,3824	-0,1151	-0,0049	1,225	1,322	9,73	16,371
8,0	7,329	13,1	3	0,3873	-0,1873	-0,0008	1,212	1,324	9,97	23,837
0,0	0,016	20,3	0	-0,0091	0,0229	0,0160	3,223			0
0,0	0,025	20,3	1	-0,0144	0,0053	0,0171	2,579			4,477
0,0	0,035	20,4	2	-0,0205	-0,0383	0,0203	2,352			15,743
0,0	0,040	20,4	3	-0,0232	-0,0697	0,0226	2,333			23,854
4,0	3,696	20,4	0	0,1752	0,0287	0,0004	1,208	1,308	8,50	0
4,0	3,696	20,4	1	0,1754	0,0112	0,0021	1,196	1,301	7,91	4,496
4,0	3,692	20,4	2	0,1775	-0,0299	0,0045	1,181	1,302	8,00	15,124
4,0	3,697	20,4	3	0,1751	-0,0631	0,0083	1,155	1,293	7,21	23,575
8,0	7,380	20,4	0	0,3578	0,0408	-0,0135	1,253	1,297	7,61	0
8,0	7,380	20,6	1	0,3576	0,0206	-0,0131	1,252	1,306	8,36	5,287
8,0	7,373	20,6	2	0,3616	-0,0193	-0,0111	1,245	1,308	8,50	15,735
8,0	7,360	20,5	3	0,3692	-0,0514	-0,0082	1,235	1,308	8,51	24,223

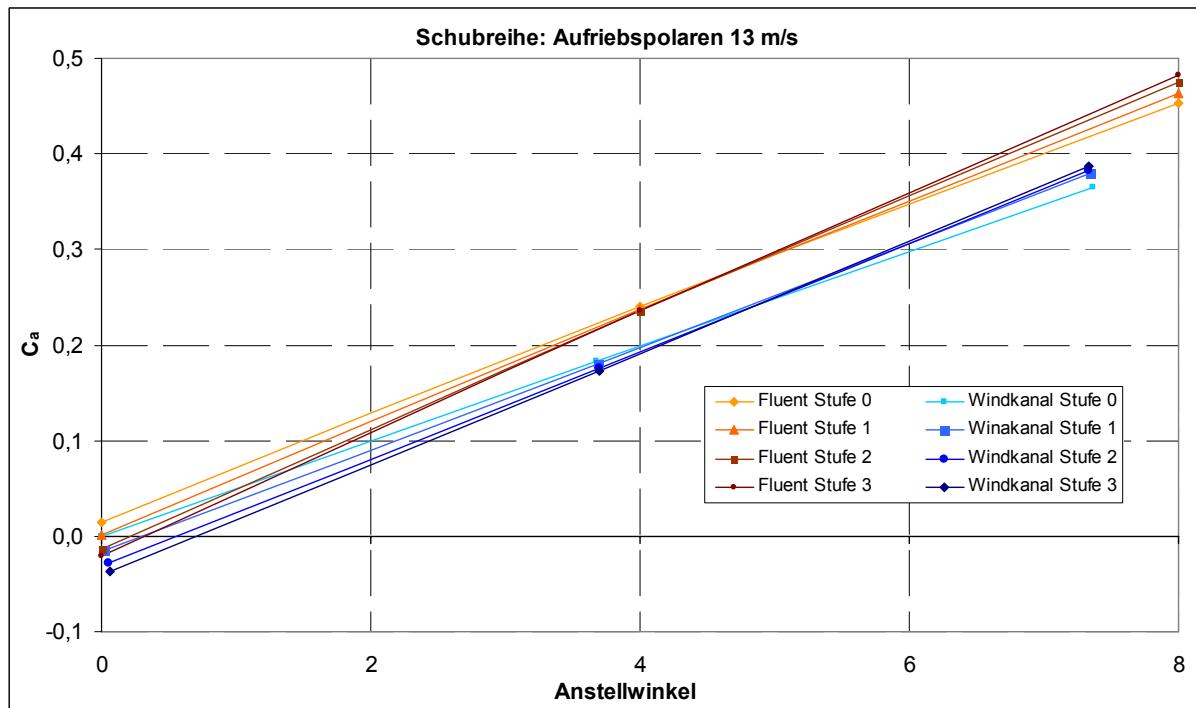


Diagramm D - 1: Auftriebspolaren bei 13 m/s und verschiedenen Schubstufen im Vergleich

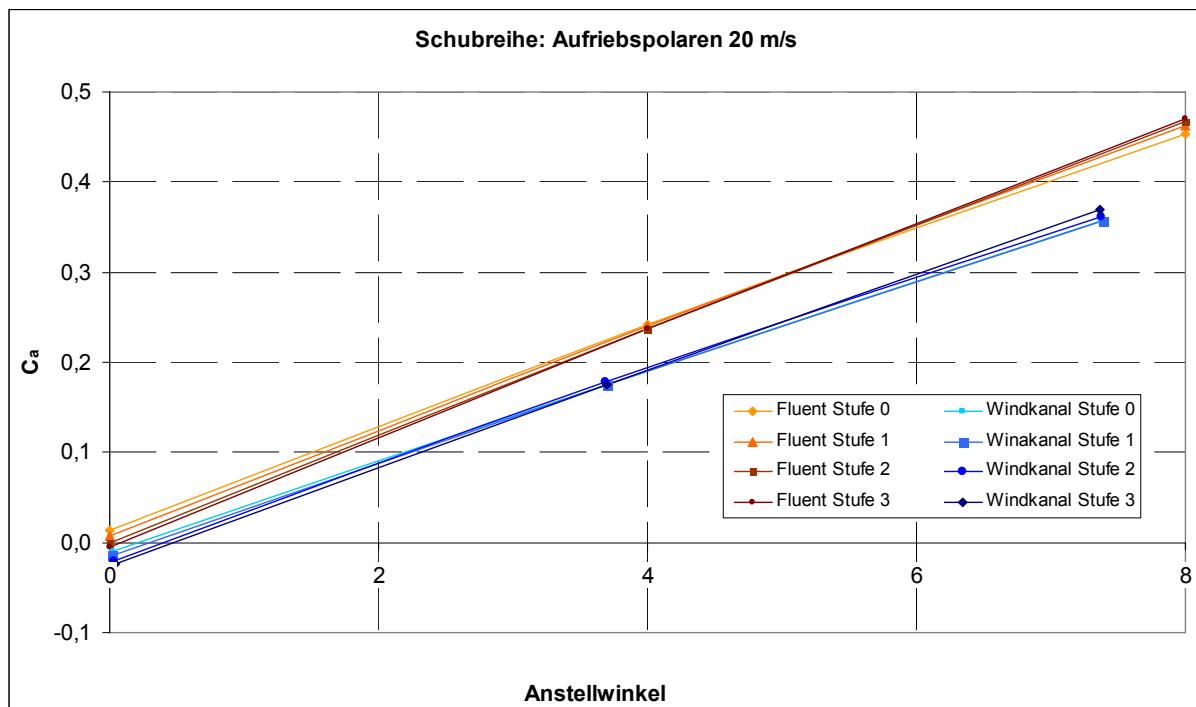


Diagramm D - 2: Auftriebspolaren bei 20 m/s und verschiedenen Schubstufen im Vergleich

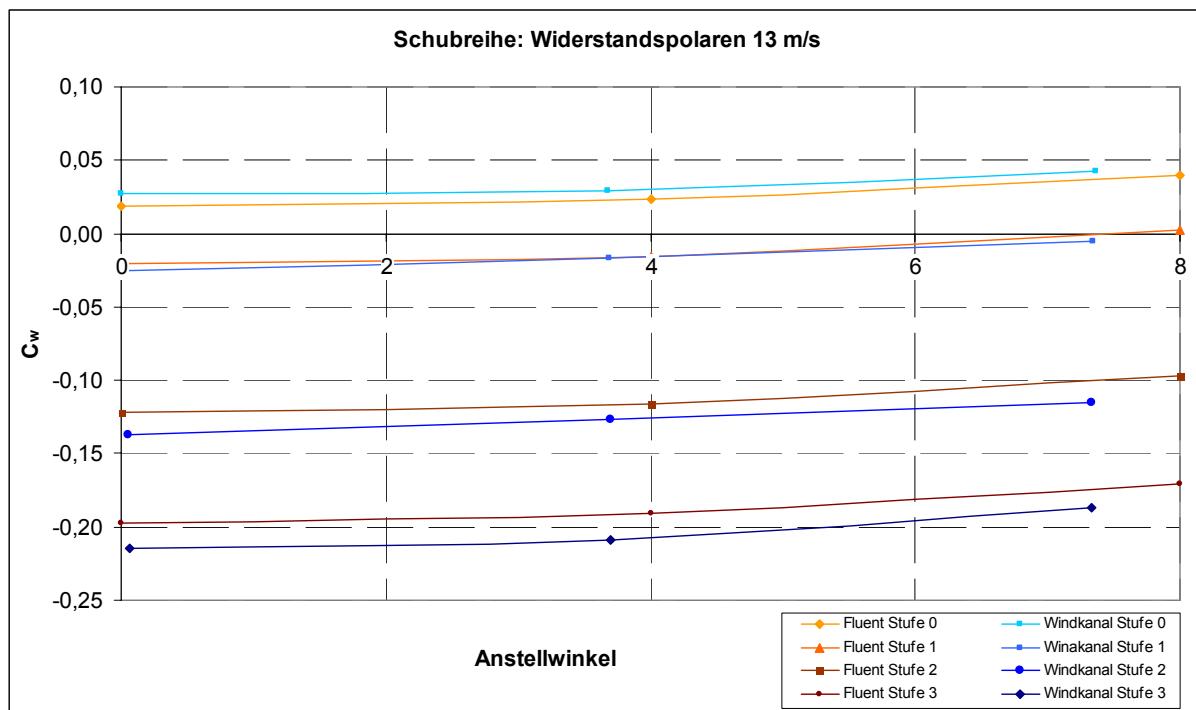


Diagramm D - 3: Vergleich der Widerstandspolaren bei 13 m/s und verschiedenen Schubstufen

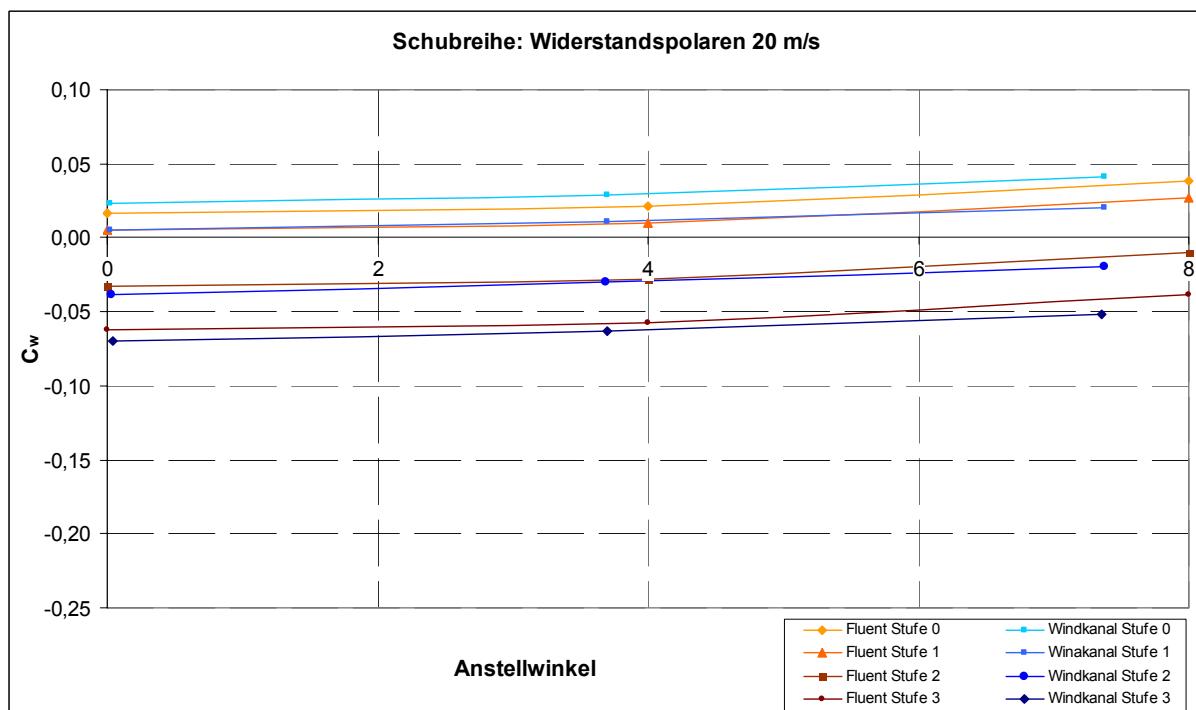


Diagramm D - 4: Vergleich der Widerstandspolaren bei 20 m/s und verschiedenen Schubstufen

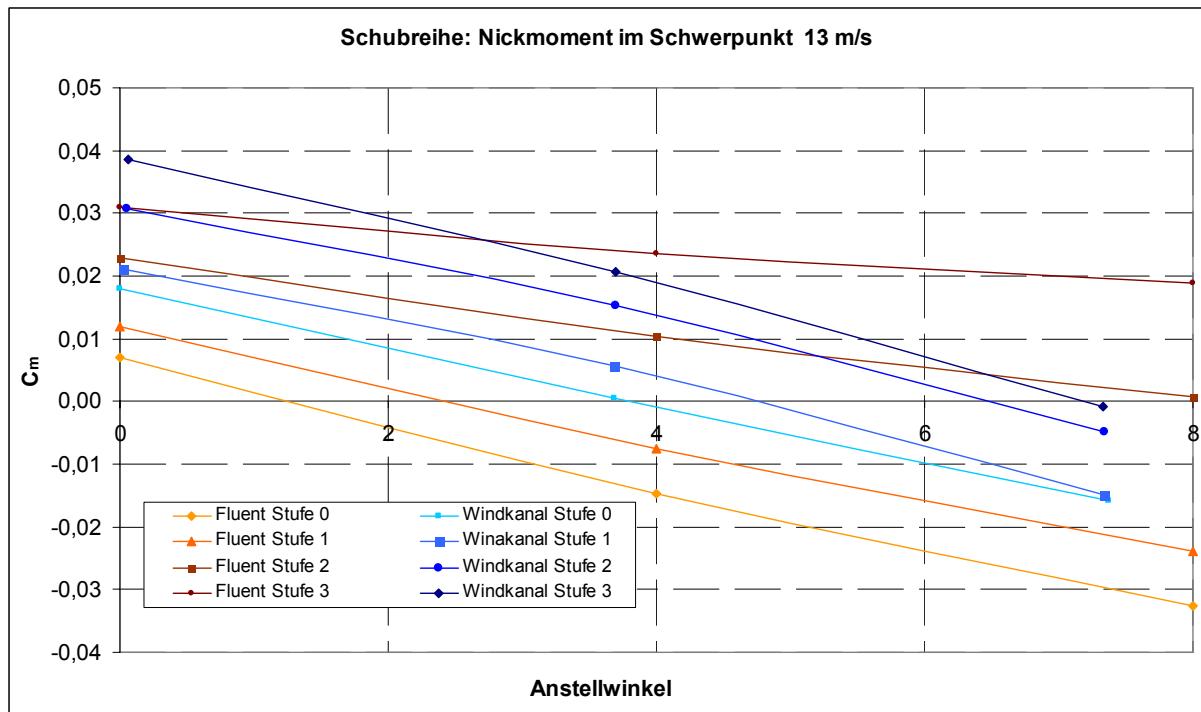


Diagramm D - 5: Vergleich der Nickmomentkurven bei 13 m/s und verschiedenen Schubstufen

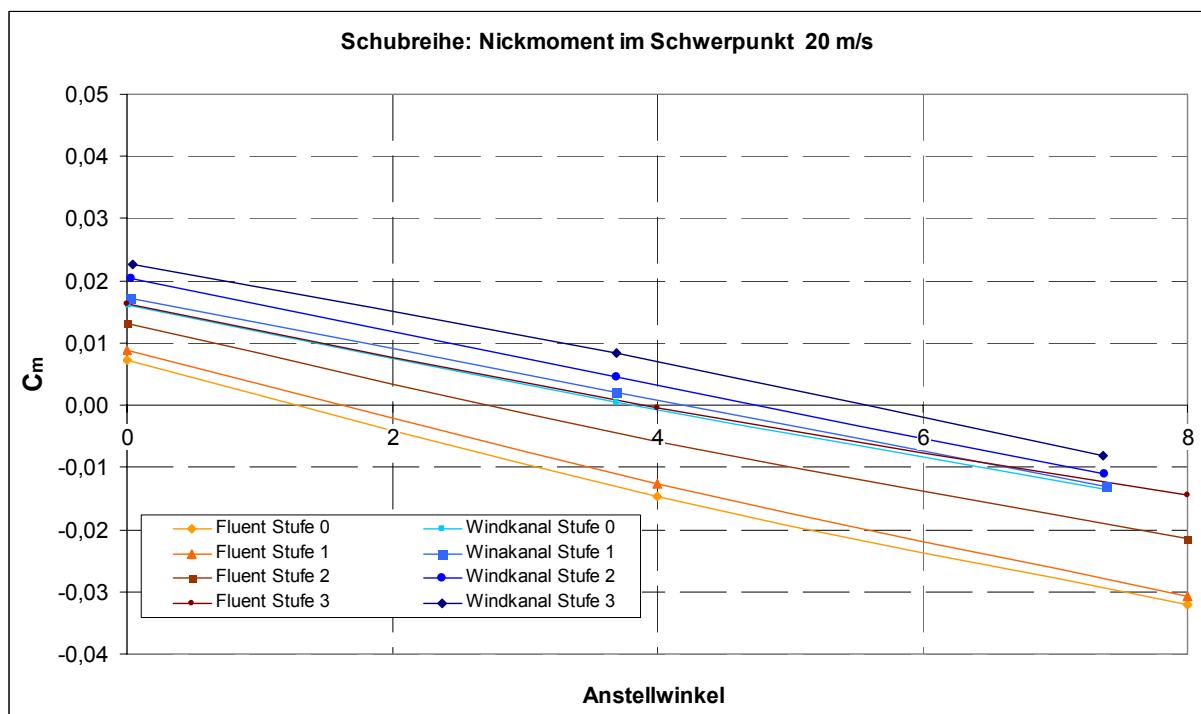


Diagramm D - 6: Vergleich der Nickmomentkurven bei 20 m/s und verschiedenen Schubstufen