

BESTIMMUNG DER AERODYNAMISCHEN EIGENSCHAFTEN DES BWB-MODELLS AC20.30 MIT METHODEN DER CFD UND VERGLEICH MIT DEM EXPERIMENT

Dipl.-Ing. Hans Brunswig, Prof. Dr.-Ing. Detlef Schulze MSc, Prof. Dr.-Ing. Hartmut Zingel

HAW-Hamburg, Studiendepartement Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9, 20099 Hamburg

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 allerdings 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 ergeben sich so völlig neue Möglichkeiten auf dem Gebiet der Strömungsmechanik, die das Potenzial besitzen sehr gute Ergebnisse zu liefern.

Die Strömung um den AC20.30 wird mit Hilfe von numerischen Methoden der CFD simuliert. Dazu wird das kommerzielle Softwarepaket FLUENT verwendet, welches auf der Lösung der Navier-Stokes-Gleichungen basiert. Die Rahmenbedingungen für die CFD-Simulationen orientieren sich dabei an denen der Windkanalmessungen, wobei die im Experiment ermittelten Ergebnisse die Rechnungen validieren sollen und als Hauptvergleichswerte dienen.

2. TECHNISCHE DETAILS DES AC20.30

Der AC20.30 zählt durch seine Auslegung ohne separates Höhenleitwerk zur Klasse der Nurflügel-Flugzeuge. Die Steuerung des Flugmodells wird über die äußeren Flügelklappen gewährleistet, die als gemischtes Höhen- und Querruder benutzt werden. Weiterhin verfügt das Modell über zwei innere Flügelklappen, eine große Rumpfklappe und zwei Seitenruder. Die Flügel sind zur

Verbesserung der Richtungsstabilität und der aerodynamischen Güte zusätzlich mit Winglets ausgestattet und das Fahrwerk ist zur Minimierung des Widerstands voll einziehbar. Das Telemetriesystem beinhaltet folgende Sensoren: Geschwindigkeitsmesser, Beschleunigungsmesser, Höhenmesser, Steig- und Sinkratenaufnehmer, Anstellwinkel- und Schiebewinkelsensoren, GPS-System, Kamera, Leistungsdaten der Triebwerke, Akkuzustand, Temperatur- und Drucksensoren.

Flügelfläche	2,08 m ²
Spannweite	3,24 m
Streckung	5,05
Länge	2,13 m
Höhe	0,65 m
Abfluggewicht	12,5 kg
Flächenbelastung	6,01 kg/m ²
Antrieb	2 Elektroimpeller mit je 30 N Standschub

Tabelle 1: ausgewählte Daten des AC20.30



Bild 1: Flugmodell des AC20.30

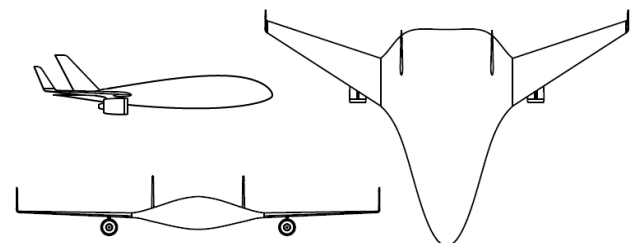


Bild 2: Draufsicht, Vorder- und Seitenansicht des AC20.30

3. WINDKANALUNTERSUCHUNGEN

Die experimentellen Untersuchungen am AC20.30 fanden im September 2005 im Nieder-Geschwindigkeits-Windkanal Göttinger Bauart „WKK-Klotzsche“ in Dresden statt. Hierzu wurde das Flugmodell des AC20.30 verwendet, an dem einige strukturelle Modifikationen durchgeführt wurden. Die Messungen fanden bei Anströmgeschwindigkeiten zwischen 13 m/s und 25 m/s statt, wobei folgende Parameter variiert wurden:

- Anstellwinkel: $\alpha = [0^\circ - 22^\circ]$
- Höhenruderausschlag: $\eta_H = [-20 - +20^\circ]$
- Querruderausschlag: $\eta_Q = [-5 - +20^\circ]$
- Seitenruderausschlag: $\eta_S = [-5 - +20^\circ]$
- Rumpflappe: $\eta_{K,R} = [-5 - +20^\circ]$
- innere Flügelklappen $\eta_{K,F} = [-5 - +20^\circ]$

Zusätzlich wurde der resultierende Schub der Triebwerke im Ruhezustand und bei verschiedenen Anströmungen gemessen. Qualitative Untersuchungen erfolgten mit einer Rauchfadensonde [Bild 3] und mit aussagekräftigen Ölanstrichbildern [Bild 4].



Bild 3: Untersuchungen mit einer Rauchfadensonde

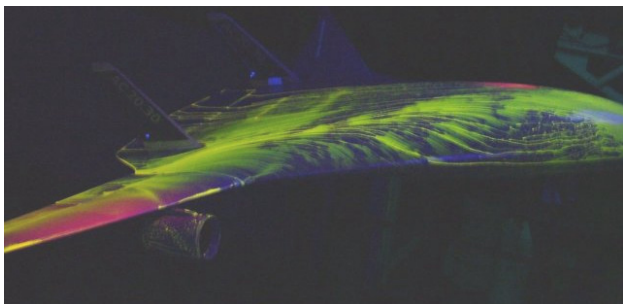


Bild 4: Ölanstrichuntersuchungen

4. GEOMETRIE UND VERNETZUNG

Zur Erstellung der Geometrie wurde die CAD Konstruktionssoftware CATIA V5 von DASSAULT SYSTEMES verwendet. Die Flugzeuggeometrie wurde dabei für die Simulationszwecke entsprechend vereinfacht. Auf Ruder, Klappen, Fahrwerk und Nose-Boom wurde verzichtet. Das Rechenmodell wurde als Halbmodell realisiert, welches über eine Symmetrieebene verfügt [Bild 5]. Mit dieser Vorgehensweise lässt sich das Modell bei gleicher Rechenkapazität viel feiner vernetzen. Die modellierten Triebwerksgondeln sind zudem mit einer Drucksprungebene versehen um auch den Effekt der Triebwerke untersuchen zu können.

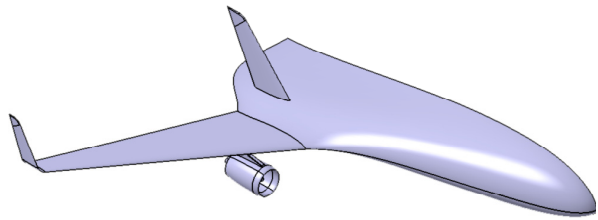


Bild 5: CAD Model des AC20.30

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. Dieses setzt sich aus einem Halbzylinder und einer Viertelkugel zusammen, wobei die Entfernung des Fernfeldrandes mit den fest definierten Randbedingungen hier 10 Flugzeuglängen beträgt [Bild 6]. Der Nahbereich um das Flugzeug herum unterteilt sich zur flexibleren Volumenvernetzung nochmals in drei Teilvolumen.

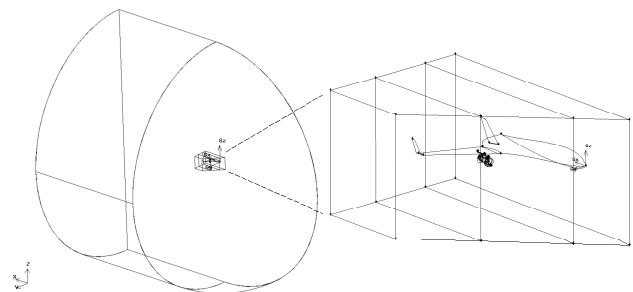


Bild 6: Aufbau des Kontrollvolumens um den AC20.30

Die Vernetzung des AC20.30 erfolgte nach dem „Bottom-Up“ Prinzip. Da im Nahbereich um das Flugzeug herum hohe Gradienten der Strömungsgrößen auftreten, ist hier auch ein hochaufgelöstes Rechengitter erforderlich. Auf Basis der sehr fein vernetzten Flugzeugoberfläche erfolgte mit Hilfe von Zellwachstumsfunktionen die Vernetzung des flugzeugnahen Volumens. Ein Grenzschichtgitter ließ sich leider nicht applizieren. Mit dem von GAMBIT bereitgestellten „Hex Core“ Gittertyp wurde ein hybrides Rechengitter angewendet, denn einerseits benötigt man die geometrische Flexibilität eines unstrukturierten Gitters vor allem in den Randbereichen, andererseits möchte man das Volumen mit Hilfe eines strukturierten Gitters möglichst zellsparend vernetzen.

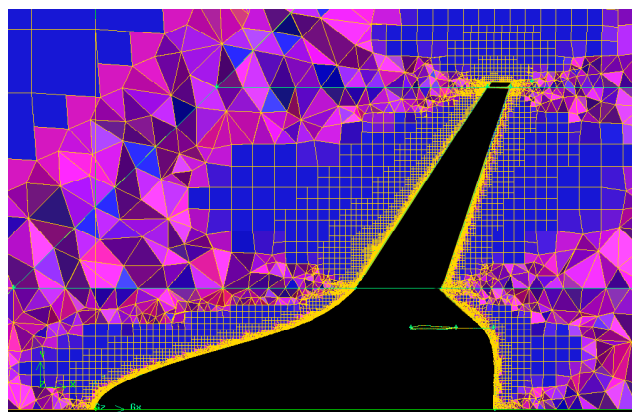


Bild 7: Aufbau des hybriden Rechengitters

5. CFD-SIMULATION

Für die Durchführung der Simulationsrechnungen wurde nach umfangreichen Vorstudien ein geeignetes Rechengitter erstellt. Auch das Turbulenzmodell konnte gezielt gewählt werden. Hierzu wurden sämtliche zu Verfügung stehende Turbulenzmodelle auf einen vergleichbaren Flugzustand des AC20.30 angewendet und mit vorliegenden Experimentaldaten verglichen. Das k- ϵ RNG Turbulenzmodell hat sich hierbei am geeignetsten erwiesen.

Von besonders hohem Interesse für die Ermittlung der aerodynamischen Eigenschaften des AC20.30 ist die Kenntnis von Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentbeiwert bezogen auf den Anstellwinkel. Aus diesen Diagrammen können entscheidende Aussagen über das flugmechanische Verhalten getroffen werden. Zusätzlich lassen sich wichtige flugmechanische Werte wie Gleitzahl oder Stabilitätsmaß errechnen. Hierzu wurden für den AC20.30 die Anstellwinkel von $\alpha = -6^\circ$ bis 30° in 2° -Schritten bei den Anströmgeschwindigkeiten von 13 m/s und 20 m/s untersucht. Daraus ergab sich bei 7 Stunden Rechendauer pro Simulationsrechnung eine Rechenzeit von 5,5 Tagen pro Anstellwinkelreihe. Zur genauen Ermittlung der Auftriebs-, Widerstands- und Nickmomentbeiwerte wurden die Monitoring-Daten während des Iterationsprozesses für jeden Iterationsschritt herausgeschrieben. Durch instationäre Effekte bei der Umströmung des AC20.30 ergaben sich bei einigen Rechnungen nur mäßigen Konvergenzeigenschaften. Aus diesem Grund wurden die Monitoring-Daten über die letzten 400 Iterationen gemittelt, um so konkrete Beiwerte zu erhalten.

6. AUFTRIEB

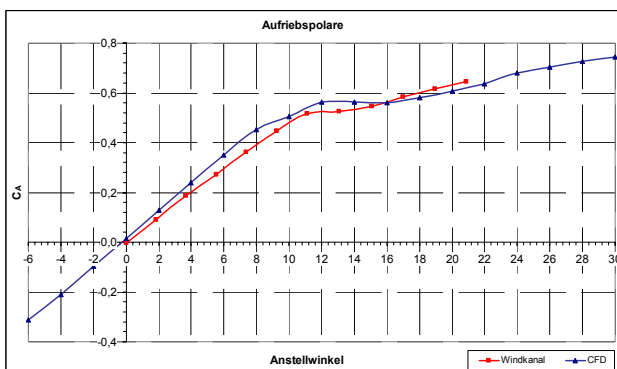


Diagramm 1: Vergleich der Auftriebspolaren

Die durch FLUENT ermittelte Auftriebskurve des AC20.30 zeigt mit den Windkanalergebnissen eine gute Übereinstimmung [Diagramm 1]. 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. 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 Anstellwinkeln anliegt, steigt der Auftriebsbeiwert bis zur Grenze der Windkanalmessungen bei 22° kontinuierlich. Dieses Abrissverhalten ist durchaus als gutmütig klassifizierbar und kann durch die vorliegenden grafischen CFD-Simulationsergebnisse genauer analysiert werden [Bild 8].

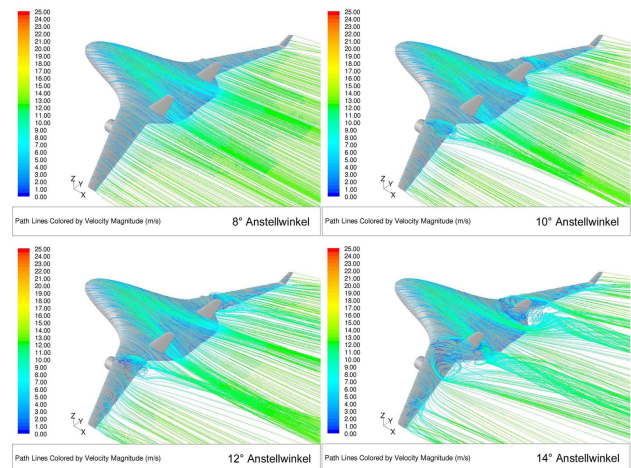


Bild 8: Stromlinienbilder des AC20.30 bei 13 m/s

Die ersten Anzeichen von Strömungsablösung treten in der CFD-Simulation bei einem Anstellwinkel von $\alpha = 10^\circ$ an der äußeren Flügelhinterkante auf. Mit steigendem Anstellwinkel bildet sich ein immer größer werdendes Ablösegebiet 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 $\alpha = 20^\circ$ anliegend bleibt. Die CFD-Simulation und die Ölanstrichbilder aus dem Windkanalversuch zeigen hier eine erstaunlich gute Übereinstimmung, was anhand der folgenden Grafiken ersichtlich ist [Bild 9].

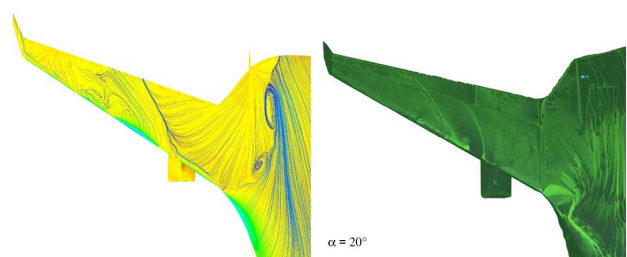


Bild 9: Vergleich eines Wandstromlinienbildes (CFD) und eines Ölanstrichbildes (Windkanal) bei $\alpha = 20^\circ$

Überraschenderweise reißt die Strömung auf der gesamten Rumpfoberseite in dem untersuchten Anstellwinkelbereich bis $\alpha = 30^\circ$ nicht ab. Während die Flügelströmung bereits vollständig abgelöst ist, produziert die anliegende Strömung im Rumpfbereich so viel Auftrieb, dass das Auftriebsmaximum erst bei über $\alpha = 30^\circ$ Anstellwinkel erreicht wird. Dieses Phänomen erklärt sich durch die recht niedrigen örtlichen c_a -Werte. Außerdem verfügt der Rumpfbereich über einen sehr großen Nasenradius, so dass keine charakteristische Saugspitze entsteht und demzufolge auch kein ausgeprägter Druckanstieg, der eine Ablösung zu Folge hätte [Bild 10].

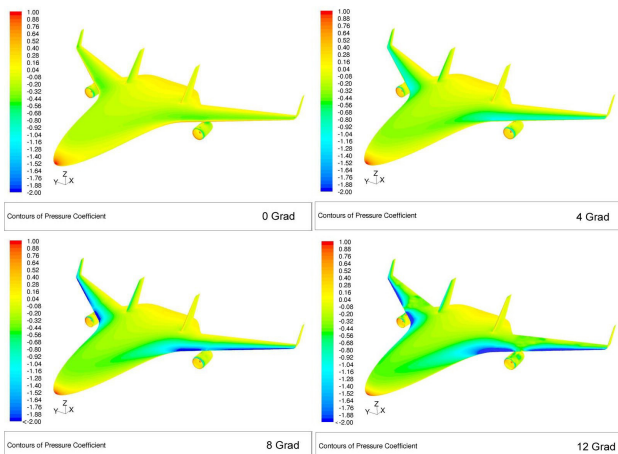


Bild 10: Druckbeiwerte auf dem AC20.30 bei 13 m/s

Die Tatsache, dass der Rumpf derart stark zum Gesamtauftrieb beiträgt, verdeutlicht eine der aerodynamischen Besonderheiten dieser 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 $\alpha = 0^\circ$ bis 12° .

7. WIDERSTAND

Der Verlauf der gemessenen und simulierten Widerstandspolaren des AC20.30 in Diagramm 2 zeigt eine nur mäßige Übereinstimmung. In Bezug auf den Widerstand wirken sich die Schwächen dieser CFD-Simulationen am deutlichsten aus. Grund dafür ist u.a. das fehlende Grenzschichtgitter. Die Simulation liefert insgesamt zu niedrige Werte. Da die Kurven weitgehend parallel verlaufen lässt sich daraus schlussfolgern, dass der Reibwiderstand zu niedrig simuliert wurde. Generell ist die genaue numerische Erfassung von Reibwiderständen schwierig und stellt hohe Anforderungen an die Gitterqualität und das verwendete Simulationsmodell.

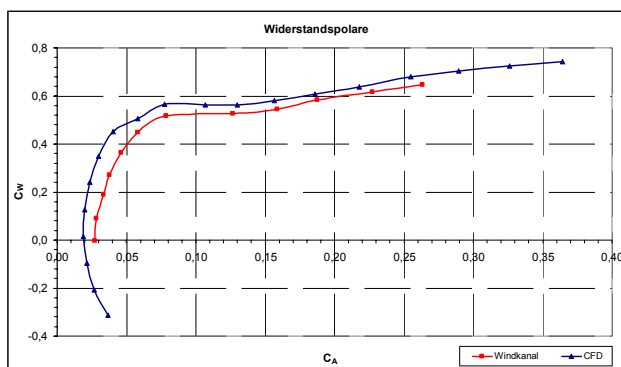


Diagramm 2: Vergleich der Widerstandspolaren

Der sehr große Vorteil der CFD-Simulationen liegt hingegen in der Möglichkeit, den resultierenden Gesamtwiderstand in Reibwiderstand und Druckwiderstand zu differenzieren [Diagramm 3], was bei Windkanalmessungen nicht möglich ist. Die Angabe des Druckwiderstandes beinhaltet den induzierten Widerstand, der mit FLUENT leider nicht getrennt angegeben werden kann. 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 Widerstandskurve.

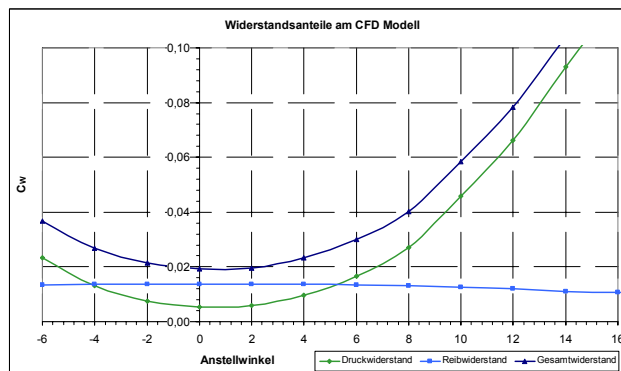


Diagramm 3: Widerstandsanteile am CFD Modell

Interessant ist die Tatsache, dass der Reibwiderstandsbeiwert bis zu einem Anstellwinkel von $\alpha = 8^\circ$ mit $c_{w,R} \approx 0,0137$ konstant ist, dann aber abnimmt. Dies erklärt sich durch die auftretende Strömungsablösung auf der Flugzeugoberseite. Die schnell umströmten Flächen der Flugzeugoberfläche werden kleiner und damit sinkt auch der Reibwiderstandsanteil, was auch anhand der folgenden Wandschubspannungsdarstellungen erkennbar ist.

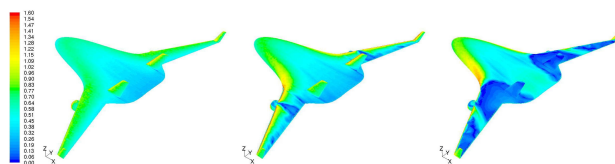


Bild 11: Wandschubspannungen bei $\alpha = 0^\circ, 10^\circ$ und 20°

Die Tatsache, dass die Simulation etwas höhere Auftriebsbeiwerte und etwas niedrigere Widerstandsbeiwerte liefert, macht sich beim Vergleich der Gleitzahlen besonders stark bemerkbar [Diagramm 4].

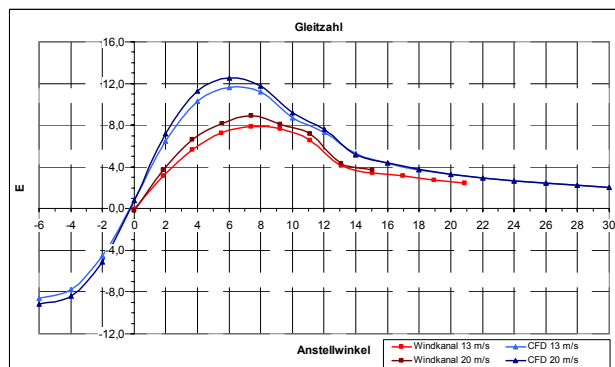


Diagramm 4: Vergleich der Gleitzahlkurven bei 13 m/s und 20 m/s

Während in der Windkanalmessung die beste Gleitzahl bei $\alpha = 7,5^\circ$ Anstellwinkel vorliegt und geschwindigkeitsabhängige Werte von $E = 7,9$ bis $8,9$ annimmt, liefert die Simulation als beste Gleitzahl $E = 11,6$ bis $12,5$ bei $\alpha = 6^\circ$. Auf den ersten Blick sind diese Werte recht niedrig, bedenkt man dass heutige Verkehrsflugzeuge Gleitzahlen von $E = 20$ bis 25 erreichen. 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 wurde. 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 %.

8. STABILITÄT

Eine besonders wichtige aerodynamische Eigenschaft einer Flugzeugkonfiguration ist die statische Stabilität. Das Stabilitätsmaß beschreibt die Reaktion des Flugzeuges 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.

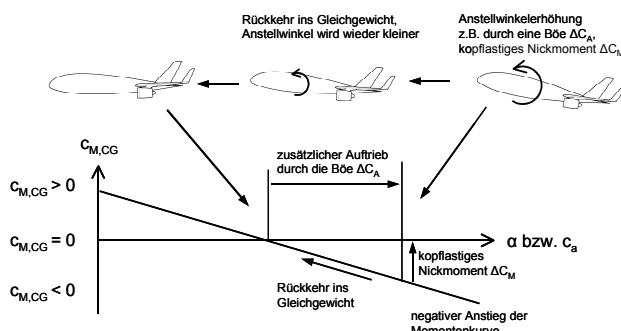


Bild 12: Anstieg der Momentenkurve als Stabilitätsmaß

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

$$(1) \quad \frac{\Delta C_{M,CG}}{\Delta C_A} \stackrel{!}{<} 0$$

Die Auslegung des AC20.30 erfolgte mit der Wahl eines Stabilitätsmaßes von $\sigma = 10 \%$. Der Schwerpunkt wurde auf ein Maß von $x_s = 1,210$ m hinter der Flugzeugnase definiert.

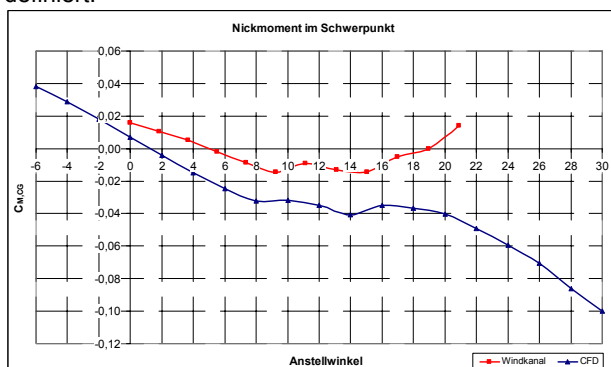


Diagramm 5: Vergleich der Nickmomentpolaren

Das Diagramm 5 zeigt den simulierten und den gemessenen Verlauf des Nickmoments in dem definierten Verlauf des Schwerpunkts $x_s = 1,21$ m. Im linearen Bereich zwischen $\alpha = 0^\circ$ bis 8° Anstellwinkel ist der negative Anstieg beider Nickmomentkurven sehr gut zu erkennen. Das Flugverhalten in diesem Bereich ist demnach 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 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 im Prinzip der Windkanalmessung mit Verwendung eines großen Modells im Vergleich zur Windkanaldüse. Da bei den Messungen die Düsenbreite zu 78% durch die Modellspannweite ausgenutzt wurde, ist es fraglich ob die Flügelspitzen, die im Randgebiet des Freistrahls liegen, noch mit voller Geschwindigkeit angeströmt wurden. Wenn dies tatsächlich nicht der Fall ist, verursacht der fehlende Auftrieb im Flügelspitzenbereich eine Minderung des kopflastigen Nickmomentes. Der AC20.30 wird hecklastiger und sogar instabil, was anhand der Windkanalergebnisse erkennbar ist. Um dies zu belegen müsste die Windkanalmessung in einem größeren Windkanal wiederholt werden, bzw. 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 quantitative 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.

$$(2) \quad \sigma = \frac{x_n - x_s}{l_{MAC}} = - \frac{dc_{M,CG}}{dc_a}$$

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 2: ausgewählte Windkanal-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

Tabelle 3: ausgewählte CFD-Ergebnisse bei 13 m/s

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

9. ZUSAMMENFASSUNG

Im Rahmen dieser Arbeit wurden umfangreiche aerodynamische Untersuchungen am BWB-Modell AC20.30 mit dem Programmsystem FLUENT vorgenommen. Die ermittelten Ergebnisse zeigen eine 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 analytischen Berechnungsverfahren oder Panelmethoden 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 ein gut geeignetes 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 einem 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 Abrissverhalten bestätigt werden. FLUENT ermöglicht zudem eine detaillierte Analyse sämtlicher Strömungsverhältnisse rund um den AC20.30.

10. LITERATUR

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

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

BRUNSWIG, HANS. *Bestimmung der aerodynamischen Eigenschaften des BWB-Modells AC20.30 mit Methoden der CFD*. Hamburg, HAW-Hamburg, Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Diplomarbeit, 2006

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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

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