

CFD-SIMULATION EINES FLUGZEUGMODELLS MIT STABILISATOR IM RAHMEN DES 4. AIAA CFD DRAG PREDICTION WORKSHOP

M. Oswald, ANSYS Germany GmbH, 64295 Darmstadt, Deutschland

Zusammenfassung

Numerische Simulationen des aerodynamischen Verhaltens von Flugzeugen sind von entscheidender Bedeutung für die Luftfahrtindustrie. Stetig wachsende Anforderungen an verkürzte Rechenzeiten und numerische Genauigkeit erfordern die Bereitstellung von leistungsstarken Rechnerressourcen und effizienter CFD-Software.

Der vom „American Institute of Aerodynamics and Astronautics“ (AIAA) veranstaltete „Drag Prediction Workshop“ (DPW) ist der weltweit am stärksten beachtete Workshop im Bereich Numerische Flugzeugaerodynamik. Er bietet ein Forum zur Diskussion aktueller Anforderungen an die numerische Behandlung der Flugzeugaerodynamik und gilt in der CFD-Gemeinde als richtungsweisende Veranstaltung hinsichtlich Rechenetz-, Modell- bzw. Lösermodifikationen und -optimierung. Der im Rahmen des Workshops präsentierte Querschnitt durch die numerischen Methoden und Modelle aller Teilnehmer steht für den neuesten Stand der Technik im Bereich der Simulation aerodynamischer Beiwerte industrierelevanter Geometrien. Um größtmögliche Praxisrelevanz zu gewährleisten, wurden die Geometriemodelle und Simulationsrandbedingungen u. a. von Boeing (Leitung aerodynamisches Design) und NASA (Leitung Modelldesign), sowie einer internationalen Arbeitsgruppe bestehend aus kommerziellen und nicht-kommerziellen Organisationen definiert.

Diese Arbeit stellt für den DPW-Benchmark das Jahres 2009 die Simulationsergebnisse des kommerziellen CFD-Lösers ANSYS FLUENT vor. Die Ergebnisdarstellung gliedert sich in drei Abschnitte. Der erste Abschnitt beschäftigt sich mit Netzkonvergenzstudien, um Diskretisierungsfehler quantifizieren zu können. Hierbei werden Rechenetze mit einer Zellanzahl von 3,5 Millionen bis 105 Millionen verwendet. Im zweiten Abschnitt wird der Einfluss entstehender Abwinde im Nachlaufbereich der Flügelhinterkante („Downwash“) auf das Höhenleitwerk und somit die Stabilität des Flugzeugs untersucht. Hierzu werden Flugpolaren mit Anstellwinkeln von 0° bis 4° für das Gesamtsystem und von -2° bis 2° für das Höhenleitwerk in getrimmtem und ungetrimmtem Zustand berechnet. Der dritte Abschnitt hat eine Reynoldszahl-Studie zum Gegenstand. Die bei Machzahl 0,85 vorherrschenden Beiwerte bei Reynoldszahlen $5e06$ und $2e07$ (modifizierte Referenztemperatur) werden miteinander verglichen und diskutiert. Zum Zeitpunkt der Simulation standen keine Messdaten zur Verfügung.

Die vorgestellten Ergebnisse repräsentieren die Anforderungen der Luftfahrtbranche an die Simulationsumgebung. Bei Verfügbarkeit der Windkanalergebnisse wird somit ein geeigneter Validierungsfall definiert, um Vernetzungswerkzeuge und CFD-Löser in Genauigkeit und Effizienz hin zu überprüfen. So können eventuelle Entwicklungspotentiale für Vernetzungs-Umgebung und Löser identifiziert werden.

1. DRAG PREDICTION WORKSHOP

Durch die stetig wachsenden Rechnerleistungen steigen auch die Anforderungen an die Ergebnisqualität bzw. sinken die zulässigen Fehlertoleranzen im Bereich der computergestützten Simulation. Speziell zur Validierung von Anwendungsfällen mit Schwerpunkt „Externe Aerodynamik“ ist es notwendig, einen frei zugänglichen Testfall zu generieren. Validierungs-Simulationen erfordern eine experimentelle Datenbasis, die mit Hilfe einer vorher definierten Geometrie gewonnen werden kann. Eine technische Arbeitsgruppe bestehend aus Boeing, Lockheed-Martin, Northrop-Grumman, Gulfstream, Cessna, Hawker-Beechcraft, Pratt & Whitney, Air Force, Navy und NASA hat eine Testgeometrie entwickelt

[1], die sich neben der Ermittlung von Widerständen und Nickmomenten von Flugzeugen bei Reiseflug-Bedingungen auch zur Untersuchung von Flügel/Rumpf-Wechselwirkungen eignet. Die Geometrie sollte sich ebenso eignen, um die Wechselwirkungen zwischen Flügel und dem am Heck angebrachten Stabilisator zu untersuchen. Die resultierende, frei verfügbare Geometrie, die auch als NASA Common Research Model (CRM) bekannt ist, wird in Bild 1 dargestellt. Die Erkenntnisse früherer Drag Prediction Workshops (DPW) haben das aerodynamische Design der CRM entscheidend beeinflusst. So wurde die Geometrie aerodynamisch optimiert, um den geringstmöglichen Strömungswiderstand in dem bei Reise-flugbedingungen typischen Machzahlbereich 0,8 bis

0,9 aufzuweisen.

Im Rahmen des DPW steht diese Geometrie für Validierungszwecke zur Verfügung. DPW ist ein vom AIAA u.a. in Zusammenarbeit mit dem DLR veranstalteter, weltweit etablierter Workshop zur Validierung numerischer Methoden im Bereich „Externe Aerodynamik“ [2,3,4,5]. Die von dem Organisationskomitee zur Verfügung gestellten Testfälle repräsentieren die aktuellen Anforderungen an heutige CFD-Werkzeuge im Bereich Luftfahrt. In diesem Rahmen wird ein unabhängiges, internationales Forum geschaffen, um die Effektivität aktueller Werkzeuge zu diskutieren und weiteres Entwicklungspotential zu identifizieren. Nach erfolgreichen Workshops in Anaheim 2001, Orlando 2003 und San Francisco 2006 fand 2009 der vierte Workshop, der auf den Geometriedaten von CRM basiert, in San Antonio statt. Da die den Workshop begleitende Versuchsdurchführung für Anfang 2010 angekündigt wurde, wurde die CFD-Simulation ohne vorherige Kenntnis experimenteller Daten durchgeführt. (Sollten diese Daten vor dem Veranstaltungstermin der DGLR Jahrestagung (31.08.-02.09.2010) vorliegen, werden diese in der mündlichen Präsentation berücksichtigt.)

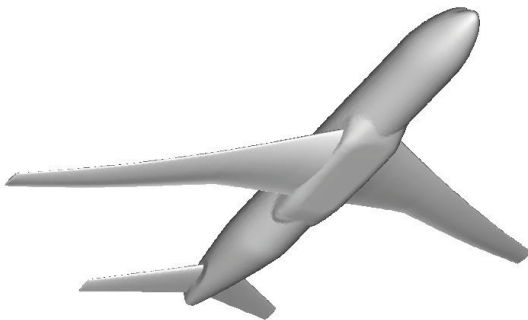


BILD 1. Geometrie (CRM) des 4. DPW

2. CFD-SIMULATION

Für die Netzkonvergenz-Studie, die Simulation der Abwinde im Nachlaufbereich der Flügelhinterkante („Downwash“), sowie die Reynoldszahl-Studie wurde der kommerzielle CFD Löser ANSYS FLUENT® verwendet. Dabei kommt ein Finite-Volumen-Verfahren zum Lösen der Navier-Stokes-Gleichungen zum Einsatz, um das Strömungsfeld um die Konfiguration abzubilden. Im Folgenden werden Informationen zu den verwendeten Rechengittern, Turbulenzmodellen und Randbedingungen präsentiert.

2.1. Rechengitter

Generelle Anforderungen an Rechengitter bzw. Diskretisierungen eines Strömungsbereiches für

Finite-Volumen-Methoden werden detailliert in der Literatur [6, 7, 8 und 9] diskutiert.

2.1.1. Netzkonvergenzstudie

Um den Einfluss der Gitterfeinheit auf die Simulationsergebnisse beurteilen zu können, wurde eine Netzkonvergenzstudie durchgeführt. Hierfür wurden vier Netze mit verschiedenen Diskretisierungsstufen bei einem mittleren Verfeinerungsfaktor von 3,375 (grob: ~3,5 Millionen Zellen, medium: ~11 Millionen Zellen, fein: ~36 Millionen Zellen, extra-fein: ~105 Millionen Zellen) im Präprozessor ANSYS ICEM CFD® für das Halbmodell erstellt. Der Verfeinerungsfaktor errechnet sich aus einer isotropen Verfeinerung mit dem Faktor 1,5 in jede der drei Raumrichtungen ($1,5^3 = 3.375$).

Der horizontale Heckstabilisator nimmt bei dieser Netzkonvergenzstudie einen Anstellwinkel von 0° ein ($i_H=0^\circ$). Um für alle vier Netze vergleichbare Topologien verwenden zu können, wurde ein blockstrukturiertes Netz erzeugt, das mittels des Verfeinerungsfaktors angepasst werden kann. Hierbei ist darauf zu achten, dass die verwendeten Gitter skalierbar sind, d.h. bei weiterer Verfeinerung des Gitters die hohe Netzqualität annähernd konstant bleibt. An Hauptflügel und Stabilisator wurden sog. O-Topologien [9] eingearbeitet, um eine Übertragung der im Flügelvorder- und Flügelhinterkantenbereich befindlichen hohen Gitterknotendichten in den Fernfeldbereich zu reduzieren. Diese Methode erleichtert zudem die Einhaltung geringer Volumenwachstumsraten benachbarter Zellen.

Bild 2 zeigt das strukturierte Oberflächengitter der Diskretisierungsgrades extra-fein im Bereich des Flügel/Rumpf-Überganges für Vorder- und Hinterkante.



BILD 2. Oberflächengitter im Bereich Flügelhinterkante (links) und Flügelvorderkante (rechts)

Die Wachstumsraten zweier aufeinanderfolgender Zellknoten in Wandnähe beträgt maximal 20% in Wandnormalenrichtung. Das Rechengitter wird im Fernfeld durch eine Halbkugel (symmetrisches Modell) im Abstand von etwa 10 Rumpflängen (Rumpflänge ≈ 59 m) begrenzt.

In Tabelle 1 sind die Gittereigenschaften aller Verfeinerungsklassen der Netzkonvergenzstudie dargestellt. Die Abkürzungen SC, AR und HK stehen hierbei für „size change“ (Volumenänderung benachbarter Zellen), „aspect ratio“ (Längen/Seiten-Verhältnis der Zellen) bzw. Hinterkante (des

Hauptflügels).

	Grob	Medium	Fein	Extrafein
Zellen [Mio]	3,5	10,8	35,8	104,2
Min. Winkel [°]	14	14	12	11
Max. SC	11	10	12	14
Max. AR	62.000	61.000	65.000	65.000
Zellen über HK	7	12	18	24
$\bar{y}^+ *$	0,36	0,24	0,16	0,11

TAB 1. Eigenschaften der Gitter aus der Netzkonvergenzstudie

*) flächengemittelte Werte

2.1.2. Trimmstudie

Um den Widerstand in getrimmtem Zustand (Nickmoment $c_M=0$ Nm) berechnen zu können, ist eine Reihe von Simulationen bei verschiedenen Stabilisator-Anstellwinkeln durchzuführen. Die im Hinblick auf die Stabilisatorstellung modifizierten CRM-Geometrien wurden im Rahmen des DPW zur Verfügung gestellt. Die bereits bei der Erstellung der Netze für die Netzkonvergenzstudie erzeugten Blocktopologien konnten für die modifizierten CRM-Geometrien verwendet werden. Neben dem Anstellwinkel von $i_H=0^\circ$ sollten in der Feinheitklasse „medium“ die Geometrien mit Stabilisator-Anstellwinkeln $i_H=-2^\circ$ und $i_H=+2^\circ$ untersucht werden. Um den Effekt eines fehlenden Stabilisators untersuchen zu können, sollte eine CRM-Geometrie ohne Heckflügel berechnet werden. Die Blocktopologie musste hierfür im Heckbereich leicht modifiziert werden. Durch die fehlende Berandung des Stabilisators reduziert sich die Zellanzahl in der Feinheitklasse „medium“ auf etwa 8,5 Millionen Zellen. Bild 3 zeigt die Oberflächengitter im Bereich des Stabilisators.

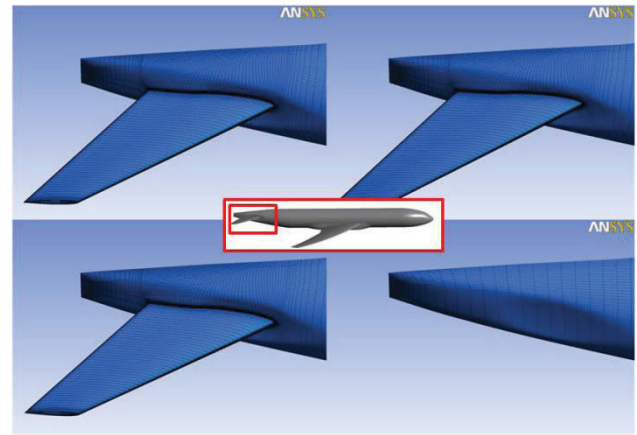


BILD 3. Oberflächengitter im Bereich des Stabilisators für $i_H=0^\circ$ (oben links), $i_H=-2^\circ$ (oben rechts), $i_H=+2^\circ$ (unten links) und ohne Stabilisator (unten rechts)

Es wurde darauf verzichtet, durch Erhöhen des Diskretisierungsgrades im Fernfeld- oder Hauptflügelbereich eine vergleichbare Zellanzahl mit anderen Gittern dieser Klasse zur Verfügung zu stellen. Damit ist die Vergleichbarkeit der Simulationsergebnisse in diesen Regionen aufgrund gleichbleibender Knotenzahl gewährleistet.

2.1.3. Reynoldszahlstudie

Für die Untersuchung des Einflusses verschiedener Reynoldszahlen ist ein weiteres Gitter erforderlich. Grundsätzlich kann diese Studie, die innerhalb der Feinheitklasse „medium“ durchgeführt werden soll, anhand des bereits erstellten Gitters zur Netzkonvergenzstudie stattfinden. Um allerdings die dimensionslosen Wandabstände y^+ konstant zu halten – diese würden sich bei erhöhter Reynoldszahl ebenfalls erhöhen – und somit eine vergleichbare Turbulenzmodellierung in Wandnähe zu gewährleisten, wurde die Wandgrenzschicht mit Hilfe von in Wandnormalenrichtung verfeinerter Elemente angepasst. Bild 4 zeigt die Verfeinerung des Gitters in Wandnähe bei mittlerer Spannweite auf der Flügelunterseite.

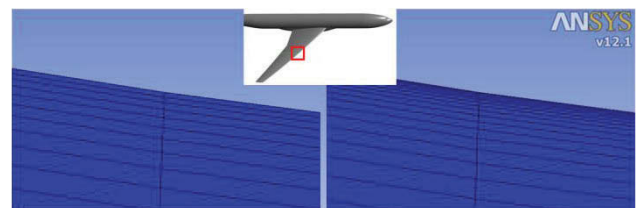


BILD 4. Unterschied in der Wandauflösung der Rechengitter für die Reynoldszahl $5e06$ (links) und $2e07$ (rechts)

Durch diese wandnahe Verfeinerung erhöht sich die Zellanzahl in der Feinheitssklasse „medium“ um etwa 300.000 Elemente. Dies entspricht etwa der Anzahl der Oberflächenelemente von Flügel, Rumpf und Stabilisator in der Feinheitssklasse „medium“.

2.2. Randbedingungen und Modellierung

Zu den obligatorischen Simulationen des 4. DPW zählen die Netzkonzvergenzstudien mit drei Feinheitssklassen und die Trimmstudie inklusive der Untersuchung von Abwinden im Nachlaufbereich der Flügelhinterkante. Neben diesen erforderlichen Simulationen wurde die Netzkonzvergenzstudie mit einer weiteren, optionalen vierten Feinheitssklasse (~105 Millionen Zellen) durchgeführt. Die Reynoldszahlstudie wurde ebenfalls fakultativ durchgeführt.

2.2.1. Randbedingungen Netzkonzvergenzstudie

In der Netzkonzvergenzstudie wird der Einfluss der Gitterfeinheit auf die Simulationsergebnisse untersucht. Die Zielgröße dieser Untersuchung ist der Zusammenhang zwischen dem Auftriebsbeiwert c_L und dem globalen Anstellwinkel α bei gleichzeitiger Ruhestellung des Stabilisator-Anstellwinkels ($i_H=0^\circ$). Bei gegebener Reynoldszahl ($Re = 5e06$, basierend auf der mittleren Sehnenlänge von 7 m), Temperatur ($T = 311$ K) und Machzahl ($Ma = 0.85$) muss der Auftriebsbeiwert mit einer Genauigkeit von 0,2% ($c_L = 0,5 \pm 0,001$) erreicht werden. Hierzu ist es erforderlich, den globalen Anstellwinkel iterativ zu modifizieren. Ist dieser so eingestellt, dass die Anforderung hinsichtlich des Auftriebes erreicht wird, gilt es, die zu diesem Anstellwinkel gehörigen Widerstandsbeiwerte c_D und Nickmomentenbeiwerte c_M auszuwerten. Die Referenzdichte kann über das Idealgas-Gesetz bestimmt werden. Über die Modifikation der dynamischen Viskosität wird sichergestellt, dass die geforderte Reynoldszahl eingehalten wird.

2.2.2. Randbedingungen Trimmstudie

Für die Trimmstudie ist es erforderlich, anhand verschiedener globaler Anstellwinkel α (0° ; 1° ; $1,5^\circ$; 2° ; $2,5^\circ$; 3° ; 4°) bei gleicher Temperatur, Reynoldszahl und Machzahl die Widerstands- und Auftriebspolare zu simulieren. Diese Simulationen wurden ausschließlich in der Feinheitssklasse „medium“ durchgeführt. Im getrimmten Zustand gleicht der Stabilisator das über Flügel und Rumpf erzeugte Nickmoment aus. Das globale Nickmoment ist somit $c_M = 0$ Nm. Um eine getrimmte Widerstandspolare zu erhalten, muss der Effekt des Stabilisators berücksichtigt werden. Hierzu ist es erforderlich, alle oben genannten globalen Anstellwinkel in Kombination mit den drei Anstellwinkeln des Heckstabilisators i_H (-2° ; 0° ; $+2^\circ$) zu simulieren. Ein adäquater Stabilisator-Anstellwinkel führt zu einem Nickmoment = 0 Nm (getrimmter Zustand). Um den

generellen Einfluss des Stabilisators zu untersuchen, wird zusätzlich eine Simulationsreihe für α ohne den Heckflügel durchgeführt.

2.2.3. Randbedingungen Reynoldszahlstudie

Die Modifikation der Reynoldszahl von $5e06$ auf $2e07$ erfordert bei konstanter Machzahl eine Reduktion der dynamischen Viskosität. Die Referenztemperatur wurde mit $116,5$ K vorgegeben. Um den Einfluss veränderter Turbulenzmodellierung in Wandnähe durch Verwendung des Gitters zur Simulation der Reynoldszahl $5e06$ abschätzen zu können, wird die Reynoldszahl $2e07$ mit beiden Gittern simuliert. Analog zur Netzkonzvergenzstudie wird bei konstanter Stabilisator-Anstellung $i_H=0^\circ$ der globale Anstellwinkel α iterativ bestimmt, um den Auftriebsbeiwert $c_L = 0,5 \pm 0,001$ zu erhalten. Dieser Simulationsabschnitt berücksichtigt nur das Gitter der Feinheitssklasse „medium“.

2.2.4. Löser-Randbedingungen

Alle Wände werden als adiabat und hydraulisch glatt angenommen. Für die Halbkugel im Fernfeld wurde eine nicht-reflektierende Fernfeldrandbedingung angenommen. Diese setzt voraus, dass ungestörte Strömungsbedingungen herrschen. Als Folge können statische Drücke und Temperaturen, sowie die Machzahl vorgegeben werden. Durch Vorgabe eines Einstrom-Vektors kann der globale Anstellwinkel simuliert werden. Zur Mittelebene hin wird das Strömungsvolumen durch eine Symmetrierandbedingung begrenzt.

Tabelle 2 fasst die Löser-Randbedingungen zusammen. Hierbei ist p_s der statische Druck, T_1 und T_2 die statischen Temperaturen bei einer Reynoldszahl von $5e06$ bzw. $2e07$, Tu die Turbulenzintensität und μ_t/μ das turbulente Viskositäten-Verhältnis.

Zone	Typ	Wert
CRM-Geometrie (Rumpf, Flügel, Fairing, Stabilisator)	Wand	Adiabat, hydraulisch glatt
Ein-,und Auslass (Halbkugel)	Fernfeld- bedingung	$Ma = 0,85$ $p_s = 101.325$ Pa $T_1 = 311$ K $T_2 = 116,5$ K $Tu = 5\%$ $\mu_t/\mu = 10$
Mittelebene ($y = 0$ m)	Symmetrie	Neumann- Randbedingung

TAB 2. Löser-Randbedingungen

2.2.5. Modellierung

Der Finite-Volumenlöser ANSYS FLUENT® 12 bietet eine breite Auswahl an physikalischen Modellen und Lösertypen. Die in dieser Simulation verwendeten Löser-Einstellungen sind in Tabelle 3 dargestellt.

Lösertyp	Dichte-basiert
Formulierung	Implizit
Kopplung	Druck, Impuls, Energie
Courantzahl	200
Flussberechnung	Roe-FDS
Gradientenberechnung	Least squares cell-based
Räuml. Diskretisierung	2. Ordnung UPWIND
Material	Luft als ideales Gas
Genauigkeit	„Double Precision“ *)
Turbulenzmodell	SST

TAB 3. Löser-Einstellungen

*) Aufgrund extrem kleiner Zellvolumina ($<1e-08 \text{ m}^3$) und hohen Streckungsverhältnissen wird mit doppelter Maschinengenauigkeit gerechnet.

Als Turbulenzmodell wurde das SST-Modell nach Menter [10] verwendet. Dies ist eine Variante des Standard-k- ω -Modells. Es kombiniert das Standard-k- ω -Modell nach Wilcox für wandnahe Strömungen und das Standard-k- ε -Modell, das in ein k- ω -Modell umformuliert wird, für wandferne Bereiche. Dies geschieht mittels einer Blendingfunktion. Die Definition der turbulenten Viskosität wird modifiziert, um den Transport der turbulenten Schubspannungen zu berücksichtigen. Das SST-Modell deckt einen sehr breiten Einsatzbereich ab.

Es wurde der implizite dichte-basierte Löser verwendet. Er bietet den Vorteil, Druck, Impuls und Energie voll zu koppeln. Die Gradienten wurden mit dem sog. „Least squares cell-based“-Verfahren berechnet. Die Genauigkeit des Verfahrens ist vergleichbar mit der Knoten-basierten Berechnung bei geringerem Rechenaufwand [11].

3. ERGEBNISSE

Neben der im Rahmen des DPW erforderlichen Netzkonvergenzstudie, um Diskretisierungsfehler abschätzen zu können, wurde eine Studie zur Abschätzung des Iterations- und Modellfehlers durchgeführt. Der Iterationsfehler oder relative Fehler gibt Auskunft darüber, wie groß der Fehler bei Abbruch der Simulation vor Erreichen eines

Konvergenzkriteriums ist. Bezüglich des Konvergenzkriteriums gab es keine Vorgaben im Rahmen des DPW. Die Konvergenz wurde über den Verlauf des Widerstandsbeiwertes beurteilt. Sofern dieser über eine definierte Anzahl von Iterationsschritten um $\leq 1e-04$ variiert, wird der Fall als konvergiert betrachtet. Der Wert $1e-04$ wird auch als „Drag Count“ bezeichnet (analog dazu „Lift Count“ = $1e-02$). Weitere sog. Konvergenzmonitore für den Verlauf der Residuen, sowie für globale Maximalwerte von Geschwindigkeit und Temperatur stellen sicher, dass außerhalb der im Fokus liegenden integralen Größen an der Wand, die Simulation als konvergent betrachtet werden kann. Die Abschätzung des relativen Fehlers zeigt, dass im Rahmen der Netzkonvergenzstudie maximal 400 Iterationen ausreichend sind. Alle Netze weisen spätestens in der 400. Iteration einen Iterationsfehler von $\leq 0,1\%$ bei konsistentem Konvergenzverlauf auf (Bild 5).

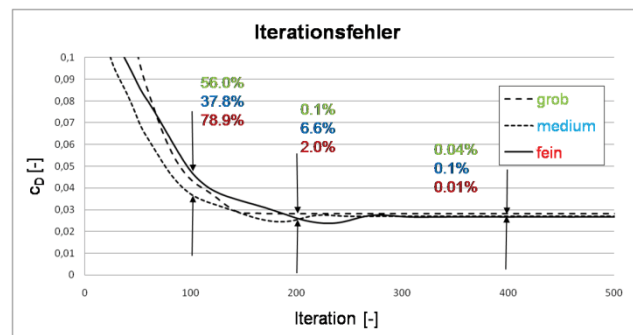


BILD 5. Abschätzung des Iterationsfehlers

Bei einer systematischen Untersuchung möglicher Fehlerquellen wird abschließend der Modellfehler abgeschätzt. Innerhalb einer Feinheitssklasse der Rechengitter – hier „medium“ – wird der Einfluss verschiedener Turbulenzmodelle untersucht. Hierbei kommt das Spalart-Allmaras-, das Realizable-k- ε - und das SST-Modell zum Einsatz. Der Vergleich der Turbulenzmodelle zeigt, dass das Realizable-k- ε -Modell dazu neigt, den starken Verdichtungsstoß auf der Profilloberseite des Flügels verzögert darzustellen. Die Stoßposition ist in Richtung Hinterkante um etwa 4% gegenüber der Ergebnisse mit Spalart-Allmaras und SST-k- ω verschoben. Letztere beiden Modelle berechnen einen sehr ähnlichen c_p -Verlauf (Bild 6).

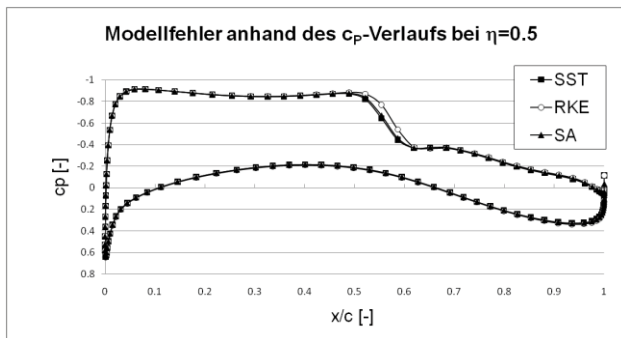


BILD 6. Abschätzung des Modellfehlers

Da das Spalart-Allmaras-Modell allerdings nicht für komplexe 3D-Strömungen mit dominanten Ablösegebieten – welche im Bereich des Flügel/Rumpf-Überganges auf der hinteren Flügeloberseite erwartet werden – geeignet ist, wurde es für zielführender erachtet, das SST-Modell zu verwenden. Gerade im Hinblick auf größere Anstellwinkel für Flügel und Stabilisator, bei denen das SST-Modell aufgrund stabilerer Methoden auch größere Ablöseregionen berechnen kann, wird konsistent für alle Fälle diese Turbulenzmodellierung verwendet.

3.1. Ergebnisse Netzkonvergenzstudie

Die Netzkonvergenzstudie zeigt, wie in Bild 5 belegt, ein analoges Konvergenzverhalten für die drei Feinheitstufen grob, medium und fein. Dies lässt auf ein konsistentes Löserverhalten schließen und ist u.a. durch die in etwa gleichbleibende Netzqualität bei Verfeinerung zu erklären.

Weiterhin konnte anhand der Netzkonvergenzstudie gezeigt werden, dass sich die Reduktion des Diskretisierungsfehlers durch Erhöhung des Diskretisierungsgrades analog zu einem Verfahren 2. Ordnung verhält. Das heißt, bei einem isotropen Verfeinerungsfaktor von 1,5 pro Koordinatenrichtung, reduziert sich der Fehler um $1/1,5^2 (\approx 0,44)$. Der relative Fehler von der Klasse medium zu fein wurde von der Klasse fein zu extra-fein etwa um den Faktor 0,5 reduziert. Wenn man als Referenzwert eine Richardson-Extrapolation [12] zu Hilfe nimmt, bei der der Lösungsfortschritt vom feinen Gitter zum extra-feinen Gitter berücksichtigt wird, so zeigt sich, dass der absolute Fehler ebenfalls um den Faktor 0,5 reduziert wird. Die Abweichungen zur theoretischen Fehlerreduktion ($\sim 0,44$) liegt darin begründet, dass die Netzglättung nicht isotrop erfolgt, sondern in Abhängigkeit der Gitterqualität (minimaler Netzwinkel, maximales Volumenverhältnis) lokal unterschiedlich stark ist. Daher entsprechen die in der Vernetzung verwendeten Verfeinerungsstufen für die Höhe der wand nächsten Zelle nicht überall auf der Wand dem vom DPW geforderten Verfeinerungsfaktor von idealerweise 1,5. Der Diskretisierungsfehler ist logarithmisch über der Zellanzahl für den Widerstands- und

Nickmomentenbeiwert in Bild 7 aufgetragen.

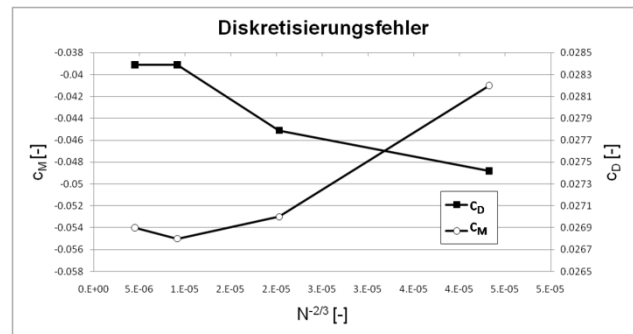


BILD 7. Diskretisierungsfehler für Widerstands- und Nickmomentenbeiwert

Weiterhin wurde beobachtet, dass der Diskretisierungsfehler in Richtung der Flügelspitze zunimmt. Konkret am Beispiel des c_p -Verlaufes heißt das, dass bei kleiner relativer Spannweite (z.B. $\eta = 0,1$) die Lösungen auf den verschiedenen Gittern sehr viel enger beieinander liegen, als bei großer relativer Spannweite (z.B. $\eta = 0,9$).

Die auf der Flügeloberseite befindliche Ablöseblase am hinteren Flügel/Rumpf-Übergang wird mit zunehmendem Diskretisierungsgrad vergrößert (Bild 8). Die stärkste Zunahme der Ablöseblase kann zwischen den Stufen grob und medium beobachtet werden. Die Blase wird zwischen den Stufen medium und fein zunächst leicht und zwischen den Stufen fein und extra-fein nur noch geringfügig erhöht. Wobei nur die beiden feinsten Netzklassen in der Lage sind, die Ablöseblase bis zur Flügelhinterkante abzubilden.

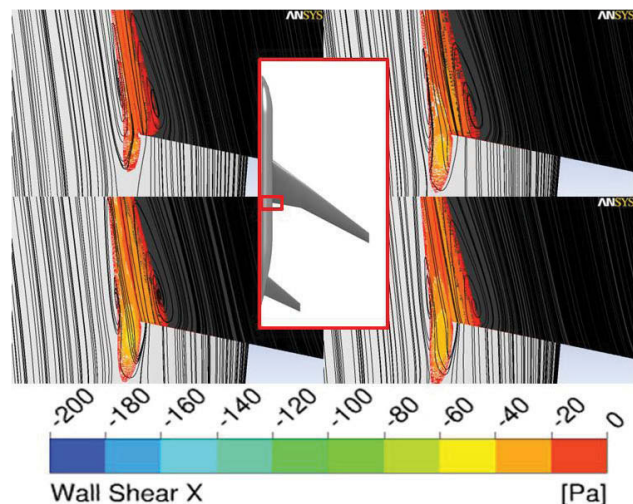


BILD 8. Verhalten der Ablöseblase bei Netzverfeinerung (oben links: grob, oben rechts: medium, unten links: fein, unten rechts: extra-fein). Stromlinien überlagert mit negativen Wandschubspannungen.

Die Netzkonvergenzstudie liefert quantitative Aussagen zur Netzsensitivität. Die ermittelte Fehlerreduktion entspricht theoretischen Abschätzungen bei einem Diskretisierungsverfahren 2.Ordnung.

3.2. Ergebnisse Trimmstudie

Die Trimmstudie beschäftigt sich mit dem Einfluss des Stabilisators auf das Nickmoment des Gesamtsystems und damit das Flugverhalten. Das Flugzeug ist dann im Gleichgewicht, wenn die Summe aller Kräfte und Momente Null ist. Dieser Zustand nennt sich „statische Stabilität“. Wenn das Strömungsfeld um das Flugzeug gestört wird, z.B. durch Erhöhung des Anstellwinkels, so greifen neue Kräfte und Momente am System an. Damit die Flugzeugnase nicht kontinuierlich nach oben oder unten gedreht und somit das System dynamisch instabil wird, wird ein horizontaler Stabilisator (Heckflügel) verwendet. Je nach Stellung wird Auf- oder Abtrieb und damit ein zusätzliches, positives oder negatives Nickmoment erzeugt. Bereits eine leichte Auftriebserhöhung am Stabilisator kann durch den großen Hebelarm bis zum Flugzeugschwerpunkt ein großes Moment hervorrufen. Sogenannte Abwinde (auch „Downwash“), die durch Strömungsumlenkung an der Hinterkante des Hauptflügels entstehen [13], haben einen deutlichen Einfluss auf den Stabilisator. Je nach Abströmwinkel kann so Auf- oder Abtrieb am Stabilisator erzeugt werden. Durch Modifikation des globalen Anstellwinkels kann eine solche Störung der Stabilität hervorgerufen werden.

Die Trimmstudie basiert auf der Kombination von sieben Anstellwinkeln von 0° bis 4° bei drei Stabilisator-Anstellwinkeln von -2° bis $+2^\circ$, sowie eine Konfiguration ohne Heckflügel. Aus den Ergebnissen der 28 Simulationen auf den Netzen der Feinheitsklasse „medium“ können verschiedene Polaren erstellt werden. Eine Flugpolare (Auftrieb in Abhängigkeit des Widerstandes) ist in Bild 9 dargestellt. Die getrimmte Polare basiert auf Akima-Interpolation [14] von Auftrieb und Widerstand bei verschiedenen Stabilisator-Anstellwinkeln.

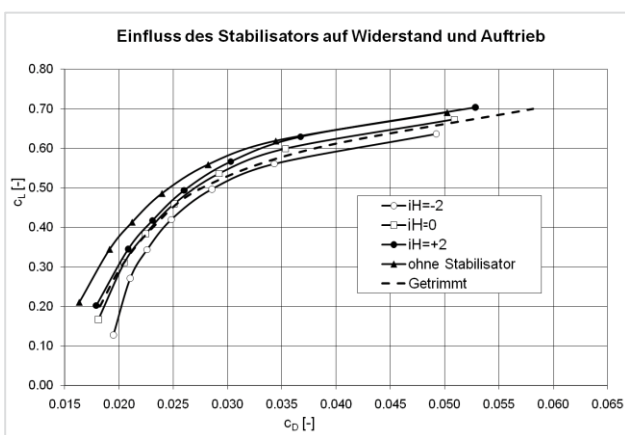


BILD 9. Flugpolare in Abhängigkeit der Stabilisator-konfiguration für den getrimmten (gestrichelte Linie) und ungetrimmten Fall

Bei negativem Anstellwinkel des Stabilisators ($i_H = -2^\circ$) ist der durch die Abwinde des Hauptflügels

am Stabilisator wirksame Anstellwinkel noch kleiner. Am Heckflügel wird Abtrieb erzeugt, was den Gesamtauftrieb reduziert. Ein erhöhter Abtrieb am Heck resultiert in einem stärkeren Gegenmoment zu dem Nickmoment am Hauptflügel, wodurch das Gesamtsystem in Richtung Gleichgewichtslage verschoben wird. Dies erklärt die Nähe der Kurven für den getrimmten und ungetrimmten Zustand bei $i_H = -2^\circ$ und $i_H = 0^\circ$ in Bild 9. Im getrimmten Zustand ist der Gesamtauftrieb etwas kleiner und der Widerstand höher als im ungetrimmten Zustand für $i_H = 0^\circ$ und $i_H = +2^\circ$. Die Polare für den Fall ohne Stabilisator zeigt, dass dieser den Auftrieb reduziert und den Widerstand erhöht. Dieser Einfluss sinkt mit steigenden Anstellwinkeln.

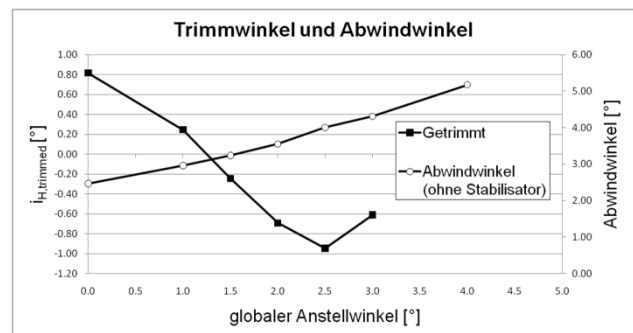


BILD 10. Trimm- und Abwindwinkel in Abhängigkeit des globalen Anstellwinkels

In Bild 10 wird neben dem Einfluss des globalen Anstellwinkels α auf den Trimmwinkel $i_{H,trimmed}$ des Stabilisators, der Einfluss auf den sog. Abwindwinkel α^* dargestellt. Der Abwindwinkel ist der Winkel, der sich aus Akima-Interpolation [14] der Auftriebe bei $i_H = -2^\circ$, 0° und $+2^\circ$ ergibt, um den Auftrieb ohne Stabilisator zu erreichen. Dies wäre der Anstellwinkel, mit dem ein Stabilisator aufgrund der durch den Hauptflügel verursachten Abwinde angeströmt würde. Das Verhalten des Trimmwinkels $i_{H,trimmed}$ bei größeren globalen Anstellwinkeln α kann ebenso mit Bild 10 beurteilt werden. Wird α erhöht, steigt der Auftrieb. Der Heckflügel muss mehr Abtrieb erzeugen, um das Nickmoment auszugleichen, damit $c_M = 0$ Nm. Dies wird durch verkleinerte Trimmwinkel $i_{H,trimmed}$ erreicht. Ab $\alpha \geq 2,5$ sind die Abwinde so stark, dass Sie einen wesentlichen Einfluss auf die Abtriebs-Erzeugung des Stabilisators haben. Der Trimmwinkel $i_{H,trimmed}$ kann also wieder in Richtung positiver Werte verändert werden, was im Diagramm erkennbar wird.

Die Trimmstudie stellt genügend Ergebnisse zur Verfügung, um das Strömungsfeld auch qualitativ anhand lokaler Ablösegebiete im Stabilisatorbereich zu beurteilen. Bild 11 ermöglicht einen qualitativen Vergleich der Ablösebereiche im Heckbereich der CRM-Geometrie mit Blick in Richtung Flugzeugnase.

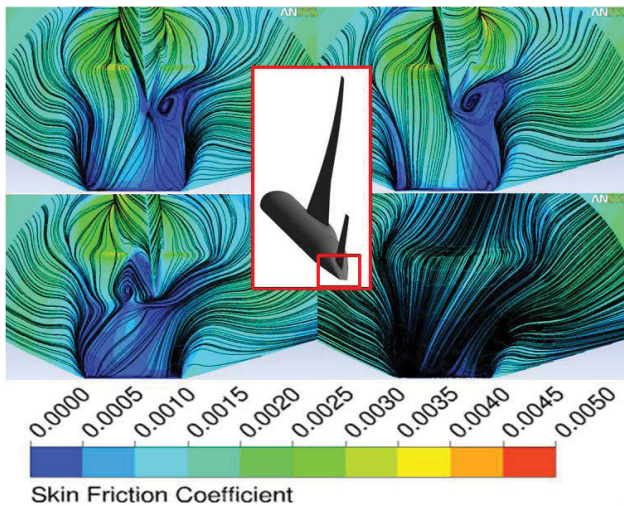


BILD 11. Wirbel und Ablösung im Bereich des Hecks für die Stabilisatorkonfigurationen $i_H=0^\circ$ (oben links), $i_H=-2^\circ$ (oben rechts), $i_H=+2^\circ$ (unten links) und ohne Stabilisator (unten rechts) bei $\alpha=2,5^\circ$

Werden die vier Konfigurationen in Bild 11 gegen den Uhrzeigersinn gelesen, wobei oben rechts mit dem Winkel $i_H=-2^\circ$ begonnen wird, so wird deutlich, dass bei steigendem i_H der Ablösewirbel auf der Unterseite des Stabilisators zunächst kleiner wird und dann - bei positivem Stellwinkel - zur Oberseite umschlägt. Unten rechts ist zum Vergleich der Fall ohne Stabilisator dargestellt.

Die Trimmstudie liefert plausible Ergebnisse zum charakteristischen Strömungsverhalten eines Flugzeugmodells mit Stabilisator. Die Ergebnisse lassen eine qualitative Beurteilung der Sensitivität des Stabilisators zu. Quantitative Vergleiche werden bei Verfügbarkeit der Windkanalmessungen durchgeführt.

3.3. Ergebnisse Reynoldszahlstudie

Der Einfluss des für die Reynoldszahl 5e06 ausgelegten Rechengitters auf die Ergebnisse bei Verwendung einer Reynoldszahl von 2e07 ist vernachlässigbar. Wie in Abschnitt 2.1.3 erläutert, wird durch ein modifiziertes Gitter der dimensionslose Wandabstand etwa konstant gehalten. Bei Verwendung des ursprünglichen Gitters zur erhöhten Reynoldszahl, erhöht sich der dimensionslose Wandabstand um den Faktor 3,5. Dies hat jedoch kaum Einfluss auf die Simulationsergebnisse, da der Anstellwinkel α einen größeren Einfluss als wandnahe Netzfeinheit bei $y^+ < 1$ hat. Der Unterschied im Anstellwinkel zwischen beiden Netzen beträgt nur $0,03^\circ$. Die Verwendung des ursprünglichen Gitters hat zudem den Vorteil, dass kein zusätzlicher Diskretisierungsfehler das Ergebnis beeinflusst. Topologie und Zellanzahl sind identisch mit der Simulation bei niedriger Reynoldszahl. Die y^+ -Anpassung hat hingegen eine Erhöhung der

Zellanzahl um etwa 3% zur Folge. Auf beiden Netzen wird eine leichte Verzögerung der Ablösung in Richtung Flügelhinterkante beobachtet. Die Ablösung ist zudem schwächer geworden (Bild 12). Eine Erhöhung der Reynoldszahl hat zudem eine Verschiebung des starken Verdichtungsstoßes um etwa 3% auf der Flügeloberseite in Richtung Hinterkante zur Folge. Um den geforderten Auftriebsbeiwert von $0,5 \pm 0,001$ zu erreichen, muss bei gesteigerter Reynoldszahl der Anstellwinkel um etwa 11% reduziert werden. Der Widerstand erhöht sich dadurch um etwa 15%. Das Nickmoment wird um etwa 12% erhöht.

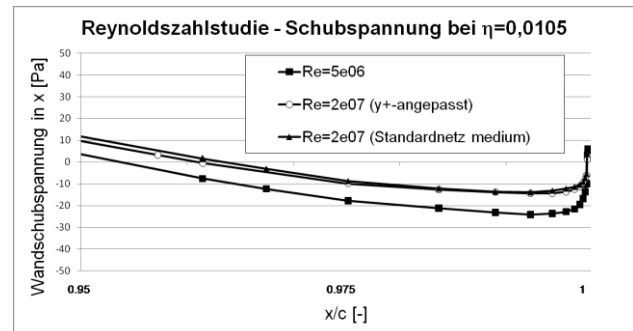


BILD 12. Einfluss der Reynoldszahl auf die Ablösung

Die Reynoldszahlstudie ergänzt die Netzkonvergenzstudie durch Abschätzung der Sensitivität von Anstellwinkel und dimensionslosem Wandabstand in Abhängigkeit der Reynoldszahl. Es zeigt sich, dass der Einfluss des Wandabstandes auf die Strömung bei unterschiedlichen Reynoldszahlen vernachlässigbar klein ist gegenüber des Einflusses auf die Anströmung bei konstantem Auftrieb ($\Delta\alpha$ bei $c_L = \text{const.}$).

3.4. Information zur Berechnung

Tabelle 4 gibt einen Überblick über die Rechenzeiten und den Speicherbedarf für alle verwendeten Feinheitssklassen der Berechnungsgitter. Hierbei ist zu beachten, dass alle Simulationen mit doppelter Maschinengenauigkeit und einem vollgekoppelten, impliziten Verfahren durchgeführt wurden.

	grob	medium	fein	extra-fein
Zellen [Mio.]	3,5	10,8	35,8	104,2
Rechenzeit [h] *)	2,7	2,8	1,6	3,0
CPU-Zeit [h]	21,0	95,8	308,9	904,9
RAM [GB]	16,3	47,8	199,2	549,7
CPU	8 AMD 2,3GHz	32 AMD 2,3GHz	192 AMD 2,3GHz	244 AMD 2,3GHz
OS	SLES 10			

TAB 4. Rechnerinformation

*) Durch die Iterationsfehlerabschätzung wurde eine Iterationsanzahl von 400 als ausreichend erachtet (siehe Bild 5). Diese Anzahl liegt der Rechenzeit zugrunde.

Die Rechenzeit für das feine Netz weist eine im Vergleich zu den anderen Feinheitstufen geringere Dauer auf, da das Steigern der verwendeten CPUs in dieser Klasse den Netzverfeinerungsfaktor um den Faktor 2,3 übersteigt. Der Anstieg des Speicherbedarfs bewegt sich zwischen Faktor 2,7 bis 4,2. Bei dem extra-feinen Gitter und unter Verwendung einer der Skalierung entsprechenden Anzahl Knoten $[(((8 \text{ CPUs } 3,1) \cdot 3,3) \cdot 2,9) \approx 241 ; \text{verwendet: } 244]$ wird die Rechenzeit von 3 Stunden nicht überschritten.

4. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In dieser Arbeit wurden die im Rahmen des 4. Drag Prediction Workshops erarbeiteten Ergebnisse computergestützter Strömungssimulationen (CFD) eines Flugzeugmodells mit Stabilisator dargestellt. Als Werkzeuge wurden der Präprozessor ANSYS ICEM CFD® zur Netzerstellung und der Löser ANSYS FLUENT® zur kompressiblen, stationären Simulation verwendet. Die Strategien bei der Vernetzung des Flugzeugmodells und die anschließende systematische Untersuchung von Netz-, Modell- und Iterationsfehler gründen einerseits auf den Randbedingungen und Auflagen des Workshops, andererseits auf den aus Erfahrung gewachsenen „ANSYS Best Practice Guidelines“. Die so gewonnenen Ergebnisse in den einzelnen Simulationsabschnitten ermöglichen neben einer qualitativen Aussage zur Ergebnisplausibilität auch quantitative Abschätzungen zur Netzsensitivität, Modellabhängigkeit und Konvergenzfehler. Die systematischen Analysen werden ergänzt durch Untersuchungen des physikalischen Strömungsverhaltens eines Flugzeugmodells mit Stabilisator. Hierbei liegt der Fokus auf den entstehenden Abwinden im Nachlaufbereich der Flügelhinterkante („Downwash“) auf das Höhenleitwerk und somit die Stabilität des Flugzeugs. Die Simulationsreihe, bestehend aus der Kombination von sieben globalen Anstellwinkeln, drei Stabilisator-Anstellwinkeln, sowie einer Konfiguration ohne Stabilisator, zielt darauf ab, den sog. getrimmten Zustand, also den Zustand sich ausgleichender Nickmomente, zu simulieren. Anhand verschiedener Polaren-Darstellungen, kann die Stabilität des Gesamtsystems in Abhängigkeit von Parametern wie globaler Anstellwinkel α , Stabilisator-Anstellwinkel i_H , Auftrieb c_L und Widerstand c_D beurteilt werden. Im letzten Simulationsabschnitt wird der Einfluss der Reynoldszahl auf das Gesamtsystem beleuchtet.

Der hier präsentierte Anwendungsfall stellt hinsichtlich Netzgrößen bzw. Rechenzeiten (bis 105 Mio. Zellen), Netzabhängigkeit der Löser (Netzkonvergenzstudie) sowie qualitativer

(Trimmstudie, Reynoldszahlstudie) und quantitativer (Vergleich mit Windkanaldaten) Ergebnisdarstellung eine Herausforderung an die CFD-Gemeinde dar. Die in dieser Arbeit vorgestellten Simulationsergebnisse repräsentieren somit den aktuellen Stand der CFD-Technik im Anwendungsbereich „Numerische Flugzeugaerodynamik“. Mit ANSYS ICEM CFD® wurde eine weitgehend automatisierte und doch individuell einsetzbare Vernetzungssoftware verwendet, die es ermöglicht, blockstrukturierte und konsistente Netztopologien für alle Feinheitstufen mit konstanter Qualität zu erzeugen. Der CFD-Löser ANSYS FLUENT® zeigt insbesondere bei der Fehlerreduktion im Rahmen der Netzkonvergenzstudie ein über alle Feinheitstufen konsistentes und nach Theorie plausibles Verhalten. Der quantitative Vergleich mit Messungen steht noch aus, da zum Zeitpunkt dieser Veröffentlichung die Windkanalmessungen noch nicht abgeschlossen waren.

5. LITERATUR

- [1] J.C. Vassberg and S.M. Rivers, *Development of a Common Research Model for Applied CFD Validation Studies*, 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2008
- [2] 1st AIAA CFD Drag Prediction Workshop, web: <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop1/workshop1.html>, mail: dpw@cessna.textron.com, Anaheim, 2001
- [3] 2nd AIAA CFD Drag Prediction Workshop, web: <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop2/workshop2.html>, mail: dpw@cessna.textron.com, Orlando, 2003
- [4] 3rd AIAA CFD Drag Prediction Workshop, web: <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/Workshop3/workshop3.html>, mail: dpw@cessna.textron.com, San Francisco, 2006
- [5] 4th AIAA CFD Drag Prediction Workshop, web: <http://aaac.larc.nasa.gov/tsab/cfdlarc/aiaa-dpw/>, mail: dpw@cessna.textron.com, San Antonio, 2009
- [6] S.V. Patankar, *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*, Hemisphere Publishing Corp., Washington D.C., 1980
- [7] H.K. Versteeg and W. Malalasekera, *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*, Prentice-Hall, 1995
- [8] ANSYS FLUENT 12, *User's Guide*, ANSYS Inc., Canonsburg, 2009
- [9] ANSYS ICEM CFD 12, *User's Guide*, ANSYS Inc., Canonsburg, 2009

- [10] F.R. Menter, *Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications*. AIAA Journal, 32(8):1598-1605, August 1994.
- [11] W. Anderson, D.L. Bonhus, *An Implicit Upwind Algorithm for Computing Turbulent Flows on Unstructured Grids*. Computers Fluids, 23(1):1-21, 1994.
- [12] J.C.Vassberg et al, *Comparison of NTF Experimental Data with CFD Predictions from the Third AIAA CFD Drag Prediction Workshop*, 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 2008
- [13] T.A.Talay, *Introduction to the Aerodynamics of Flight*, SP-367, Scientific and Technical Information Office, National Aeronautics and Space Administration, Washington, D.C. 1975
- [14] H. Akima, *A New Method of Interpolation and Smooth Curve Fitting Based on Local Procedures*, J.ACM, vol. 17, no. 4, pp. 589-602, 1970.