

ABGANGSSIMULATION EINES HOCHLEISTUNGS- FLUGKÖRPERS VOM TRÄGERFLUGZEUG TORNADO MIT HILFE VON CFD

M. Oswald, Ansys Germany GmbH, 64295 Darmstadt, Deutschland
M.M. Gimenez Pastor, Diehl BGT Defence GmbH & Co. KG, 88662 Ueberlingen,
Deutschland

Zusammenfassung

Bei der Auslegung von Luft-Boden-Bewaffnung ist die Sicherheit des Trägerflugzeugs und der Besatzung bei der Separation des Flugkörpers ein wichtiger Aspekt. Es ist zu gewährleisten, dass sich der Flugkörper schnell und sicher von dem Trägerflugzeug entfernt, ohne dieses zu gefährden oder zu beschädigen. Um die Zulassung für erste Tragflugversuche und Separationstests am bzw. vom realen Flugzeug zu unterstützen, wird das dynamische Abgangsverhalten des Flugkörpers mit Hilfe von Strömungssimulation (CFD) berechnet. Dies wurde am Beispiel des Tornados als Trägerflugzeug und eines generischen Gleitflugkörpers mit Schwenkflügel bei einer Machzahl von 0,65 und einem Anstellwinkel von $4,8^\circ$ durchgeführt.

Die Simulation wurde zeitabhängig ausgeführt. Die Trajektorie des Flugkörpers ist abhängig von den Startbedingungen, Massencharakteristiken sowie von den aerodynamischen Kräften und Momenten einschließlich Interferenz. Die Startbedingungen beinhalten auch die Abstoßung des Flugkörpers vom Außenlastträger. Hierzu liegen zeitliche Profile der Abstoßkräfte und der entsprechenden Momente vor. Mit Hilfe der bekannten kinematischen Gleichungen berechnet der 6-Freiheitsgrade-Löser (6DOF) die Trajektorie.

Das verwendete Rechengitter passt sich der freien Bewegung des Flugkörpers an. Hierzu wird das Gitter lokal in jedem Zeitschritt automatisch neu vernetzt, so dass dem Löser zu jedem Zeitpunkt der Simulation ein konformes, qualitativ hochwertiges Netz zur Verfügung steht. Das im viskosen Bereich des Flugkörpers befindliche prismatische Gitter bleibt davon unberührt. Eine Anpassung an die Flugbahn ist auf den unstrukturierten Tetraederbereich des hybriden Gitters begrenzt.

Die Zeitschrittweite wird vom Löser in Abhängigkeit der aktuellen Geschwindigkeit des Flugkörpers angepasst. Dies reduziert die Anzahl der zu verwendenden Zeitschritte im Vergleich zu einer fixierten Zeitschrittgröße um einen Faktor von 2,5 bei unverändertem Ergebnis.

1. GENERISCHER GLEITFLUGKÖRPER

Der im Rahmen der Abgangssimulation untersuchte generische Flugkörper ist in Bild 1 dargestellt. Er wurde als Teil einer modularen Gleitflugkörper-Familie für den Luft-Boden Einsatz konzipiert, wobei der Gefechtskopf austauschbar ist und ansonsten identische Hauptbaugruppen Verwendung finden.

Die Gleitflugkörper sind als Heckleitwerkskonfiguration ausgelegt und mit einem Flügel relativ großer Streckung ausgestattet. Dieser ist zentral um 90° drehbar und wird während des Tragflugs am Flugzeug in einer platzsparenden Position (Konfiguration mit kleiner Streckung) fixiert. Nach der Separation vom Tragflugzeug wird der Flügel in seine operationelle Stellung gedreht. Dank dieser aerodynamischen Auslegung erzielen die Gleitflugkörper eine außerordentlich große Einssatzreichweite (Gleitzahlen ≥ 10) bei ausgezeichneter Manövrierfähigkeit.

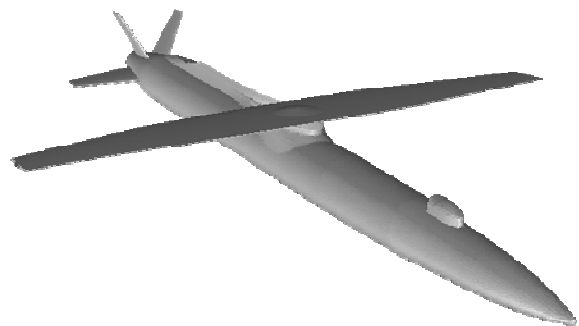


BILD 1. Generischer Gleitflugkörper mit Penetrator Gefechtskopf

Als Gefechtsköpfe kommen u.a. Penetratoren in Frage, die sich besonders zur Bekämpfung von terroristischen Zentren und Unterständen in Höhlen- und Tunnelsystemen aber auch von gehärteten ober- und unterirdischen Infrastrukturzielen (Bunker) eignen. Darüber hinaus sind auch andere Gefechts-

köpfe mit letaler und nichtletaler Wirkungsweise wie Bombenkörper, Submunitionen oder Hochleistungs-Mikrowellen integrierbar, wobei eine angepasste Wirkung am und im Ziel möglich wird. - Die hohen Anforderungen an Präzision, Allwetterfähigkeit und Störresistenz werden mittels GPS/INS - Lenkung, elektro-optischer Sensoren und besonders abgestimmter Zielanflüge erfüllt.

Derzeit befindet sich eine Gleitflugkörperkonfiguration mit Penetrator - Wirkteil in der Demonstrator - Phase, wobei bereits erfolgreich Tragflugversuche und ein Abwurf mit anschließendem gelenktem Gleitflug durchgeführt wurden. Die CFD Simulationen unterstützen dabei die Beurteilung des Separationsverhaltens des Flugkörpers vom Trägerflugzeug Tornado.

2. CFD-SIMULATION

Für die Simulation des Flugkörperabganges vom Trägerflugzeug Tornado wurde der kommerzielle CFD Löser FLUENT® verwendet. Dabei kommt ein Finite-Volumen-Verfahren [1, 2, 3] zum Lösen der Navier-Stokes-Gleichungen zum Einsatz, um das Strömungsfeld um den Flugkörper abzubilden. Im Folgenden werden Informationen zu den verwendeten Rechengittern, Turbulenzmodellen, Randbedingungen und speziellen Vorgehensweisen bei der Berechnung von freier Körperbewegung in einem Strömungsfeld präsentiert.

2.1. Rechengitter

Generelle Anforderungen an Rechengitter bzw. Diskretisierungen eines Strömungsbereiches für Finite-Volumen-Methoden werden detailliert in der Literatur [1, 2, 3 und 4] diskutiert.

Bei der Simulation des Separationsvorgangs ist es erforderlich, das Trägerflugzeug mit zu modellieren, um neben der aerodynamischen Interferenz auch den Abstoßvorgang von der Halterung unterhalb des Flugzeugs realistisch darzustellen. Für den Flugkörper wurde ein Durchmesser von etwa 0,4 m und eine Länge von etwa 5 m angenommen. Die Gesamtkonfiguration „Trägerflugzeug + Gleitflugkörper in Tragflugkonfiguration“ ist in Bild 2 dargestellt.

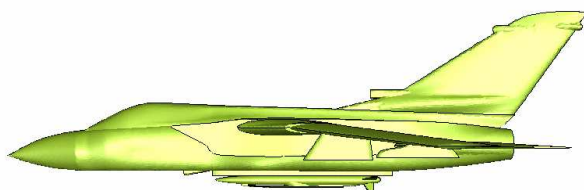


BILD 2. Trägerflugzeug Tornado mit Flugkörper

Das simulierte Strömungsvolumen, das durch eine Kugeloberfläche begrenzt wird, ist so bemessen, dass das Feld nach vorne und hinten 13 bzw. 12 Flugkörperlängen und nach oben und unten je 14 Flugkörperlängen beträgt.

Die Oberfläche von Trägerflugzeug und Flugkörper, sowie das Strömungsvolumen wurden im Präprozessor TGrid® vernetzt. Das Volumennetz beinhaltet ein zur Flugkörperwand topologisch paralleles Gitter. Darin wurden auf der Flugkörperoberfläche 5 Prismenschichten erzeugt, um den viskos - dominierenden Bereich in Wandnähe besser zu diskretisieren. Die erste Zellohhe beträgt überall auf dem Flugkörper 0,001 m. Das Zellwachstum in den Prismenschichten kann vom Präprozessor TGrid® so gesteuert werden, dass das Streckungsverhältnis der letzten Zellschicht überall etwa 2,5 beträgt. Die Zellbreite beträgt 2,5 Zellohhen. Dies hat den entscheidenden numerischen Vorteil, dass der Abstand des Zellmittelpunktes zur Zellwand innerhalb der letzten Prismenschicht in etwa dem Abstand Zellwand zu Zellmittelpunkt der darauffolgenden Tetraederzelle entspricht (siehe Bild 4). Numerische Diffusion kann so – speziell im neuralgischen Bereich des Übergangs von der Prismenschicht in den mit Tetraedern unstrukturiert vernetzten Bereich des Fernfeldes – auf ein Minimum reduziert werden. Bild 3 zeigt einen Ausschnitt des Netzes der Gesamtkonfiguration. In Bild 4 ist die Prismenschicht um den Flugkörper mit diffusionsminderndem Netzübergang dargestellt.

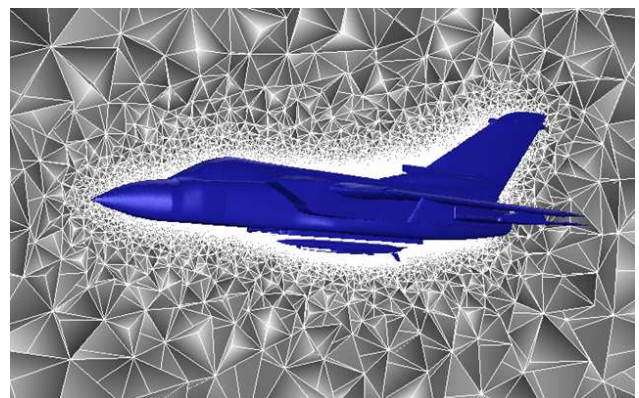


BILD 3. Hybrides Netz um die Gesamtkonfiguration

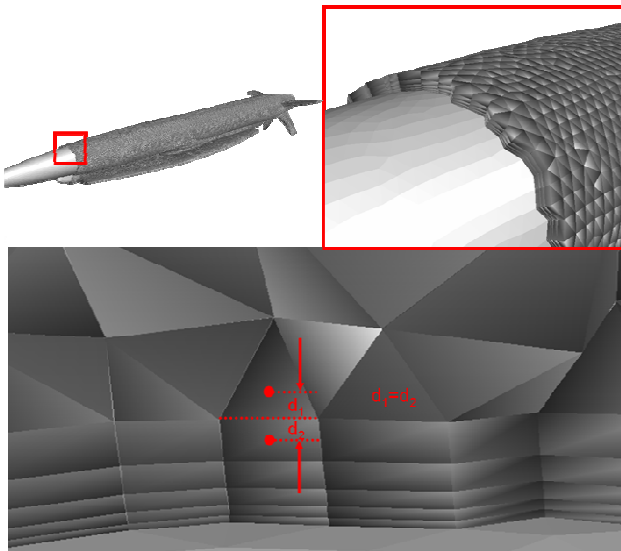


BILD 4. Prismenzellen mit äquidistantem Übergang

Mit Hilfe der in TGrid® implementierten automatischen krümmungsabhängigen Zellwachstumsfunktionen wird im Bereich kleinerer Radien automatisch feiner diskretisiert. Dies führt zu einer Zellkantenlängenverteilung von 0,004 m bis 0,04 m auf der Oberfläche des Flugkörpers.

Das Trägerflugzeug selbst wurde nicht mit einer Prismenschicht versehen, da davon auszugehen ist, dass mit zunehmendem Abstand zum Flugkörper während des Abgangs der Wandeinfluss des Trägerflugzeugs vernachlässigbar ist. Zudem handelt es sich bei dieser Arbeit um eine Machbarkeitsstudie, weshalb die Zellanzahl überschaubar bleiben sollte. Das Netz besteht aus etwa 576.000 Prismen und 5.650.000 Tetraedern. Das Gitter ist komplett konform, d.h. es existieren keinerlei Interfaces zwischen stehenden und bewegten Netzteilen, so dass eine Interpolation der Lösung nicht notwendig ist.

Im Folgenden wird auf eine Besonderheit bei der Diskretisierung infolge der Verwendung der dynamischen Vernetzung in FLUENT hingewiesen. Sich im Verlauf einer Simulation trennende Körper müssen während der gesamten Simulation topologisch getrennt sein. Im konkreten Beispiel muss der Flugkörper im Ausgangszustand bereits leicht von der Aufhängung unterhalb des Trägerflugzeugs abgetrennt sein. Im Bezug auf das Rechengitter bedeutet das, dass mindestens eine Zellschicht zwischen Flugkörper und Aufhängung liegen muss. Da die Bewegung der topologisch parallelen Netzlinien im viskos-dominanten Bereich um den Flugkörper starr erfolgen muss, damit diese Topologie während der Simulation nicht gestört wird, bedeutet dies, dass zwischen der äußersten Prismenschicht und der Oberfläche des Trägerflugzeugs mindestens eine Zellschicht angeordnet sein muss. Das hat zur Folge, dass sich zwischen Flugzeug und Flugkörper ein leicht durchströmter Spalt von etwa 0,04 m bereits zum Zeitpunkt $t=0$ s ergibt. Der Einfluss auf die

Flugbahn wird in dieser Machbarkeitsstudie als vernachlässigbar eingestuft.

2.2. Turbulenzmodellierung und Randbedingungen

FLUENT® 6.3.26 basiert auf der Finite-Volumen-Methode und bietet eine Auswahl physikalischen Modellen und Lösertypen. Die in dieser Simulation verwendeten Lösereinstellungen sind in Tabelle 1 dargestellt.

Funktion	Einstellung
Löser	druckbasiert
Formulierung	implizit
Gradientenberechnung	knotenbasiert
Druckdiskretisierung	2 nd order
Dichtediskretisierung	2 nd order UPWIND
Impulsdiskretisierung	2 nd order UPWIND
Turbulenzdiskretisierung	2 nd order UPWIND
Energiediskretisierung	2 nd order UPWIND
Fluid	Air (ideal gas)

TAB 1. Lösereinstellungen

Als Turbulenzmodell wurde das $k-\omega$ -SST-Modell nach Menter verwendet. Dies ist eine Variante des Standard- $k-\omega$ -Modells. Es kombiniert das Standard- $k-\omega$ -Modell nach Wilcox für wandnahe Strömungen und das Standard- $k-\epsilon$ -Modell, das in ein $k-\omega$ -Modell umformuliert wird, für wandferne Bereiche. Dies geschieht mit einer Blending - Funktion.

Die Definition der turbulenten Viskosität wird modifiziert, um den Transport der turbulenten Schubspannungen zu berücksichtigen. Das $k-\omega$ -SST-Modell ist ein sehr zuverlässiges Modell und deckt einen sehr breiten Einsatzbereich ab [3].

Es wurde der implizite druckbasierte gekoppelte Löser verwendet. Für erhöhte Genauigkeit der Trajektorie wurde mit double-precision simuliert. Die Gradienten wurden mit dem knotenbasierten Green-Gauss-Verfahren berechnet. Die knotenbasierte Mittelung liefert eine höhere Genauigkeit als das zellbasierte Verfahren, insbesondere für unstrukturierte Netze [3].

Die für die Simulation angenommenen Randbedingungen sind in Tabelle 2 aufgelistet.

Rand	Typ	Wert
Ein-, Auslass	Pressure-Far-Field	Machzahl: 0,65
		Druck: 47180 Pa
		Temperatur: 249,16 K
		Anstellwinkel: 4,8°
Wände	Adiabate, hydraulisch glatte Wand	-
Prismen	Bewegte Zone	UDF

TAB 2. Randbedingungen

Die kugelförmige Begrenzung des Rechengebietes wird durch eine sog. Pressure-Far-Field-Randbedingung abgebildet. Diese Randbedingung setzt voraus, dass ungestörte Strömungsbedingungen herrschen. Als Folge können statische Drücke und Temperaturen, sowie eine Machzahl vorgegeben werden. Der verwendete Einströmvektor repräsentiert einen Anstellwinkel des Trägerflugzeugs von 4,8°. Alle Wände werden als hydraulisch glatt und adiabat angenommen.

2.3. Simulationsablauf

Zunächst wird eine stationäre Simulation durchgeführt, um eine günstige Ausgangsposition für die daran anschließende instationäre Simulation zu erhalten. Die Konvergenz wurde über den Verlauf von Auftriebs- und Widerstandsbeiwerten beurteilt. Sofern diese innerhalb einer definierten Anzahl von Iterationen um weniger als eine vorgegebene Abweichung variieren (z.B. 1e-04 im Widerstandsbeiwert), wird die Simulation automatisch gestoppt.

2.3.1. Dynamisch veränderbare Netze

Danach wird der instationäre Löser und das Dynamic Mesh Modell aktiviert. Für die Berechnung der Flugbahn des Flugkörpers wird der 6-Freiheitsgrade-Löser (6DOF) in FLUENT verwendet. Randbedingung für diesen Löser ist die Erdbeschleunigung in Betrag und Richtung, sowie die Trägheitsmomente der bewegten Geometrie. Ab Start der instationären Rechnung ($t=0$ s) wird eine Abstoßkraft aktiv, die den Flugkörper von der Aufhängung an der Unterseite des Trägerflugzeugs ausklinken soll. In Realität wird die Kraft an zwei Punkten eingeleitet. In der Simulation wird eine resultierende Kraft im Schwerpunkt des Flugkörpers angesetzt. Da die Abstände der Krafteinleitungspunkte zum Schwerpunkt nicht identisch sind, muss ein zusätzliches Nickmoment angenommen werden. Die eingeleitete Abstoßkraft ist zeitlich veränderlich. Es wird angenommen, dass sie zunächst ansteigt und danach wieder abnimmt um ab 0,0451 s ganz zu verschwinden. Dieser Abschnitt beeinflusst die weitere Flugbahn entscheidend, so dass die zeitlich veränderlichen Kräfte und

Momente als Randbedingung während der Simulation vorgegeben werden müssen.

Mit dem Dynamic Mesh Modell wird das Rechengitter automatisch der freien Bewegung des Flugkörpers angepasst. In FLUENT® wird hierbei eine Kombination von lokaler Neuvernetzung und Glättungsalgorithmen, die einer Federanalogie entsprechen, verwendet. Bei kleineren Bewegungen kann die Netztopologie erhalten bleiben. Die Zellen werden nur geglättet, um deren Abweichung von der Idealform zu reduzieren und somit die Zellqualität zu verbessern. Sind in der Nähe bewegter Wände die Bewegungen allerdings in der Größenordnung von den verwendeten Zellkantenlängen oder größer, dann ist eine lokale Neuvernetzung erforderlich, um die Netzqualität zu erhalten. Das im viskosen Bereich des Flugkörpers befindliche prismatische Gitter bleibt davon unberührt. Es wird als starres Netz mit der Flugkörperoberfläche bewegt. Eine Anpassung des Netzes an die Flugbahn ist auf den unstrukturierten Tetraederbereich des hybriden Gitters begrenzt.

2.3.2. 6DOF-Simulation mit Hilfe von UDF

Die Trägheitsmomente, der Gravitationsvektor, die zeitliche Abhängigkeit der Abstoßkräfte und Nickmomente, sowie der Schwerpunkt des Flugkörpers zum Zeitpunkt $t=0$ s wird über eine sog. User-Defined-Function (UDF) definiert und an den Löser übergeben. Über die auf der Programmiersprache C basierten UDFs werden Daten zwischen dem Löser und dem UDF-Quellcode ausgetauscht, so dass die Funktionalität des Löses fast beliebig erweitert werden kann. Die UDF steuert weiterhin die Ausgabe während der Simulation. In ein tabellarisch aufgebautes Textfile werden nach jedem Zeitschritt die für diese Machbarkeitsstudie relevanten Auswertgrößen geschrieben. Dazu gehören:

- Physikalische Zeit
- Zeitschrittgröße
- X-, Y- und Z-Koordinate des Schwerpunktes des Flugkörpers
- Geschwindigkeit des Schwerpunktes des Flugkörpers in X-, Y- und Z-Richtung bezogen auf das globale Koordinatensystem
- Winkelgeschwindigkeiten des Flugkörpers im globalen und lokalen Koordinatensystem um Roll-, Nick- und Gierachse
- Eulerwinkel des Flugkörpers um Roll-, Nick- und Gierachse
- Summe aller Kräfte auf den Flugkörper in X-, Y- und Z-Richtung bezogen auf das lokale Koordinatensystem
- Summe aller Momente auf den Flugkörper um Roll-, Nick- und Gierachse bezogen auf das lokale Koordinatensystem

- Abstand des Flugkörpers zu einem flugzeugfesten Bezugspunkt
- Flächenintegral des statischen Druckes auf den Flugkörper

Die Ausgabe der aktuellen Zeitschrittgröße wird erforderlich, da die UDF einen variablen Zeitschritt verwendet. Die verwendete Zeitschrittgröße ist abhängig von einer maximal erlaubten Distanz, die der Flugkörper innerhalb eines Zeitschrittes zurücklegen darf. Mit zunehmender Flugkörper-Geschwindigkeit nimmt somit der Zeitschritt automatisch ab. Der Vorteil dieser Methode ist ein stabiles Verhalten auch für hohe Flugkörper-Geschwindigkeiten, da gewährleistet wird, dass die zurückgelegte Bewegung innerhalb eines Zeitschrittes kontrolliert werden kann und das Rechengitter keine unzulässig großen Verschiebungen ausgleichen muss.

Bei Beginn der Simulation können die Zeitschritte aufgrund der noch geringen Flugkörper-Geschwindigkeit vergrößert werden. Damit lässt sich die Gesamtanzahl der zu rechnenden Zeitschritte drastisch reduzieren. In Bild 5 ist ein Vergleich der Trajektorien dargestellt, die mit zwei verschiedenen Werten für den maximal erlaubten zurückgelegten Weg des Flugkörpers im Zeitschritt berechnet wurden.

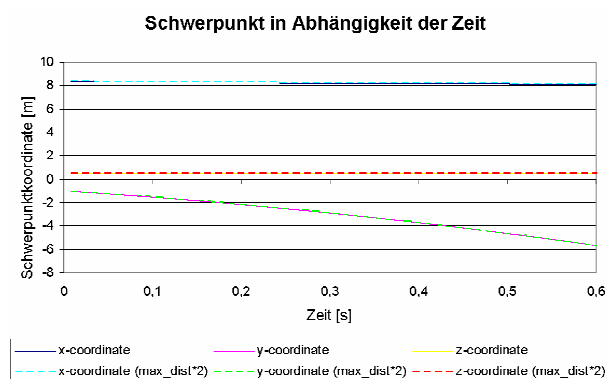


BILD 5. Prismenzellen mit äquidistantem Übergang

Es ist deutlich zu erkennen, dass die Ergebnisse identisch sind. Tabelle 3 bestätigt zusätzlich, dass bei diesem gleichbleibenden Ergebnis die Rechenzeit um mehr als Faktor 2 reduziert werden kann. Im Vergleich zu einer Simulation mit konstanter Zeitschrittweite sogar fast um den Faktor 3. Die angegebenen Rechenzeiten gelten für eine Parallelsimulation auf 16 Opteron-Prozessoren mit je 2 GHz.

	Variabler Zeitschritt (max. dist: 0,001m)	Variabler Zeitschritt (max. dist: 0,002m)	Fester Zeitschritt (1e-04s)
Dauer pro Zeitschritt [s]	128	119	125
Anzahl Zeitschritte bis 0,6 s	4646	2321	6000
Netto-CPU-Zeit [h]	165	77	208
Simulationsdauer [d]*	11	5	14
CPU info	16 x AMD Opteron 2.0 GHz	16 x AMD Opteron 2.0 GHz	16 x AMD Opteron 2.0 GHz
OS	SLES 9	SLES 9	SLES 9

TAB 3. Rechengeschwindigkeiten

*) Die Simulationsdauer entspricht der Brutto-Simulationszeit und enthält den zusätzlichen Zeitaufwand für das regelmäßige Abspeichern von Daten, sowie den Export diverser Bilder zu jedem 10. Zeitschritt.

2.4. Ergebnisse

Wie zu erwarten ist der Verlauf des Abstandes zwischen Schwerpunkt des Flugkörpers und einem flugzeugfesten Bezugspunkt, hier die Flugzeugspitze, quadratisch. Dies resultiert aus einer annähernd konstanten Beschleunigung des Flugkörpers im Wesentlichen durch Gravitation bzw. linearer Geschwindigkeitsentwicklung (siehe Bilder 6 und 7).

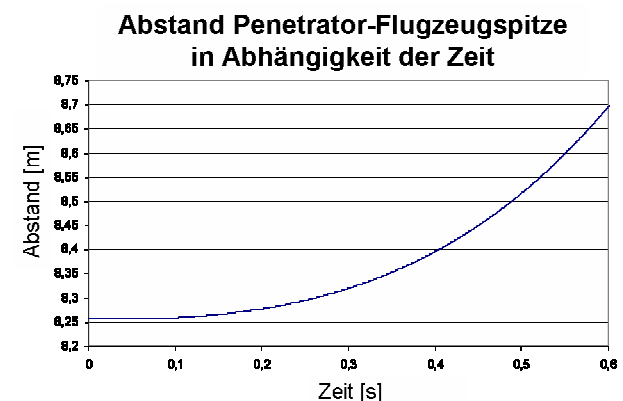


BILD 6. Abstand Flugkörper zur Flugzeugspitze

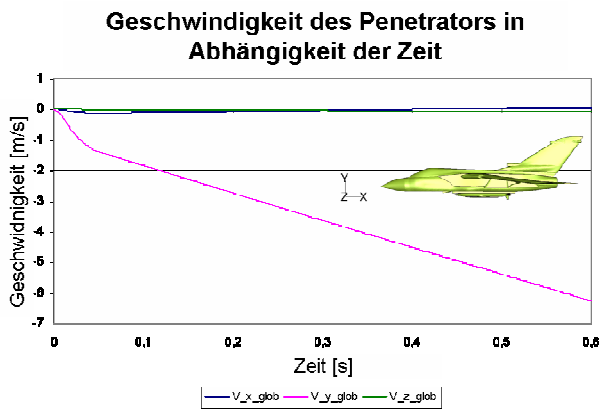


BILD 7. Geschwindigkeiten des Flugkörpers

In Bild 7 kann man deutlich den Einfluss des Abstoßvorgangs erkennen. Der später eindeutig lineare Geschwindigkeitsverlauf der vertikalen Komponente wird innerhalb der ersten etwa 0,045 s durch die Einwirkung der Abstoßkräfte und -momente beeinflusst. Auch im Vergleich zu den Trag- bzw. Abgangsvorgängen ist eine gute Übereinstimmung zwischen Messung und Simulation zu erkennen.

In Bild 8 sind die Rollraten über der Zeit dargestellt. Der qualitative Verlauf wird gut abgebildet. In Bild 9 sind 3 Momentaufnahmen der aktuellen Flugkörperposition dargestellt. Bild 10 zeigt die dazugehörigen automatisch angepassten Gitter.

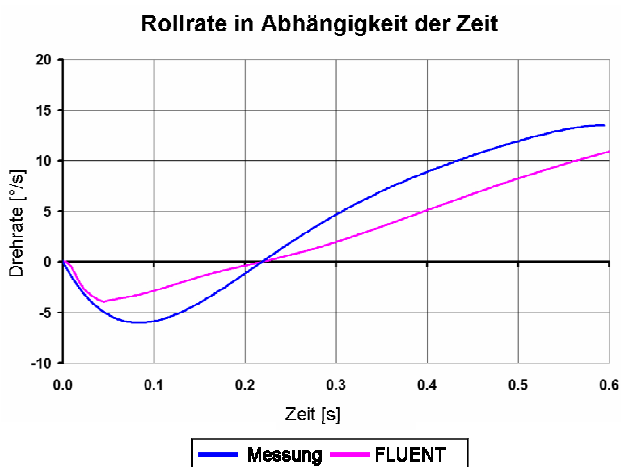


BILD 8. Rollraten des Flugkörpers

In einem weiteren Schritt wäre zu untersuchen, ob eine höhere räumliche Auflösung des Rechengitters tendenziell eine weitere Annäherung der Simulationsergebnisse an die Messwerte ermöglicht.

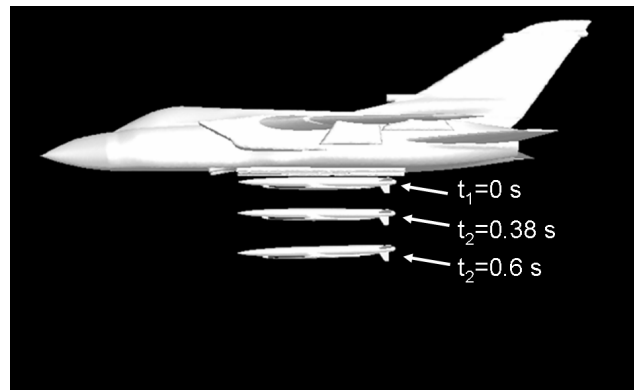


BILD 9. Zeitabhängige Flugkörperpositionen

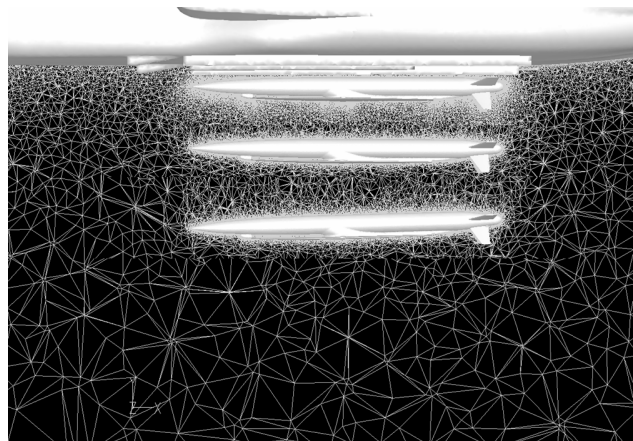


BILD 10. Zeitabhängige Flugkörperpositionen – Detail mit Netz

3. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

In dieser Arbeit wurden die Vorgehensweise und die Ergebnisse einer computergestützten Strömungssimulation (CFD) des Abwurfs eines Gleiflugkörpers vom Trägerflugzeug Tornado dargestellt. Als Werkzeuge wurden der Präprozessor TGrid® zur Netzherstellung und der Löser FLUENT® zur stationären und instationären Simulation verwendet. Hierbei waren insbesondere die Möglichkeit der dynamischen Neuvernetzung zur Erhaltung der Netzqualität und Anpassung an bewegte Geometrien, sowie die Programmierschnittstelle zur individuellen Anpassung von Simulationen an Abgangsszenarien bei verschiedenen Randbedingungen von Vorteil.

Die CFD-Simulation ist in der Lage, die Flugbahn des Flugkörpers qualitativ zu berechnen. Mit dem Werkzeug der CFD-Simulation können verschiedenste Parameterstudien, z.B. bezüglich der verwendeten Randbedingungen oder Geometrien, durchgeführt werden. Unter Verwendung eines leicht lesbaren und modifizierbaren Quellcodes (UDF), der über die Programmierschnittstelle von FLUENT® mit der Software in Verbindung steht, ist es ohne Mehraufwand möglich, bei gleichbleibender Ergebnisqua-

lität die Gesamtdauer der Simulation deutlich zu reduzieren.

Vor und während des simulierten Abgangs sind die Flügel um 90° in Richtung der Längsachse des Flugkörpers eingeklappt und das Flugzeug befindet sich in einem stationären Horizontalflug. Um den weiteren Missionsverlauf des Gleitflugkörpers realistisch darzustellen, ist es erforderlich, das Ausklappen der Flugkörper-Flügel zu simulieren. In Bild 1 ist dieser Zustand dargestellt. Weiterhin könnte der Einfluss von Tragflugzeugmanövern auf den Verlauf der Flugkörper-Flugbahn untersucht werden. In beiden Fällen ist das Dynamic Mesh Modell geeignet, die Bewegung zu simulieren.

Des Weiteren ist zu untersuchen, ob das Setup im Löser FLUENT[®] weiter optimiert werden kann. Hierzu gehören Variationen der UDF, um bei gleichbleibender Ergebnisqualität die Simulationsdauer noch zu reduzieren. Als zusätzliches Werkzeug zur Beschleunigung der Rechendauer könnte das nicht-iterative Zeitschrittverfahren NITA [3] im Löser FLUENT dienen.

4. LITERATUR

[1] Patankar S.V., *Numerical Heat Transfer and Fluid Flow*, Hemisphere Publishing Corp., Washington D.C., 1980

[2] Versteeg H.K. and Malalasekera W., *An Introduction to Computational Fluid Dynamics: The Finite Volume Method*, Prentice-Hall, 1995

[3] Fluent 6.3, *User's Guide*, Fluent Inc., Lebanon, NH, 2006

[4] TGrid 5.0, *User's Guide*, Fluent Inc., Lebanon, NH, 2008