

Mitteilung

Projektgruppe / Fachkreis: Numerische Simulation

Multidisziplinäre Simulation des Wirbelschleppen-Durchfluges eines Flugzeuges mit dem DLR TAU-Code

Ralf Heinrich

DLR Institut für Aerodynamik und Strömungstechnik

Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig

ralf.heinrich@dlr.de

Ausgangssituation: Für die Auslegung eines Flugzeuges sind eine Vielzahl unterschiedlicher Lastfälle zu berücksichtigen. Auf der einen Seite wird das Flugzeug für den Reiseflug optimiert, um eine möglichst große Reichweite bei geringem Brennstoffverbrauch zu erzielen. Auf der anderen Seite muss sichergestellt werden, dass ein Flugzeug auch in kritischen Situationen, wie beispielsweise der Begegnung mit einer kräftigen Böe oder der Wirbelschlepe eines voreilenden Flugzeuges, beherrschbar ist und den zusätzlichen Belastungen standhält. Um die zusätzlichen aerodynamischen Lasten vorherzusagen, werden heute in der Regel vereinfachte Methoden basierend auf Streifentheorie oder Doublet-Lattice-Methoden verwendet. Dadurch sind insbesondere bei hohen Fluggeschwindigkeiten (Kompressibilitätseffekte, Nichtlinearitäten) Vorhersagefehler der einfachen Methoden zu erwarten, weshalb entsprechend hohe Sicherheitsfaktoren aufgeschlagen werden. Das führt unter Umständen zu einer deutlichen Überdimensionierung der Struktur, und damit zu einem erhöhten Flugzeuggewicht.

Ziel: Um die Genauigkeit bei der Vorhersage der zusätzlichen durch Wirbelschleppen induzierten Lasten gegenüber oben angesprochenen einfachen Verfahren zu verbessern, soll im DLR RANS-Löser TAU die Möglichkeit geschaffen werden, Wirbelschleppen-Begegnungen von Flugzeugen zu simulieren. Dabei soll auch die Reaktion des Flugzeuges in Folge der Lasten durch Kopplung zur Flugmechanik Berücksichtigung finden.

Lösungsweg: Verschiedene Autoren haben in Euler- bzw. RANS-Verfahren den sogenannten Störgeschwindigkeitsansatz implementiert, bei dem die durch Böen induzierten Störungen in Form von Störgeschwindigkeiten als Funktion vom Raum und der Zeit vorgegeben werden können, siehe zum Beispiel [1]. Von Vorteil ist, dass die atmosphärischen Störungen in der Simulation im Strömungsfeld nicht numerisch aufgelöst werden müssen. Es können Standardnetze Verwendung finden, was gegenüber der Auflösung der atmosphärischen Störungen eine effiziente numerische Behandlung verspricht. Dieses Verfahren ist für Böen-Begegnungen auch im TAU-Code implementiert und erfolgreich eingesetzt worden [2]. Inzwischen ist es für Wirbelschleppenbegegnungen erweitert worden. Die durch die Wirbelschlepe induzierten Geschwindigkeiten werden wie in [3] durch Überlagerung zweier gegenläufiger „Burnham-Hallock“ Wirbel modelliert.

Als Beispiel für einen Wirbelschleppen-Durchflug wurde die Interaktion eines generischen Kampfflugzeuges mit einer Wirbelschlepe eines voraus fliegenden Flugzeuges simuliert. Wie in [4] werden Aerodynamik und Flugmechanik berücksichtigt, um die Reaktion des Flugzeuges in Folge der Wirbelschlepe und von Steuerbewegungen zu erfassen. Im Bild 1, links, ist die Ausgangssituation dargestellt. Das generische Flugzeug fliegt 20 m oberhalb des linken Wirbels des voreilenden Flugzeuges (im Uhrzeigersinn drehend). Das Flugzeug befindet sich dabei links vom Wirbelkern. Um zunächst horizontal zu fliegen, wurde das Flugzeug wie in [4] getrimmt. Daneben dargestellt ist die Historie der Einstellwinkel des Höhenruders (rot) und der Querruder (blau) relativ zum getrimmten Zustand. Durch Senken des Höhenruders für eine Sekunde entsteht ein kopflastiges Nickmoment und damit leitet der Pilot einen Sinkflug ein. Das Flugzeug nähert sich dem linken Wirbel. Wenn sich das Flugzeug etwa in Höhe des Wirbels befindet, siehe Bild 2, links, wird dieser am Ort des rechten Flügels einen Aufwind generieren, wodurch ein gegen den Uhrzeiger drehendes Rollmoment erzeugt wird. Das Flugzeug kippt nach links ab. Eine kurze Zeit später reagiert der Pilot durch Betätigung der Querruder, um dieser Bewegung entgegen zu wirken. Das Flugzeug bewegt sich weiterhin noch nach unten und kurze Zeit später fängt der Pilot das Flugzeug ab, um wieder an Höhe zu gewinnen. Im Bild 2, rechts, dargestellt ist die zeitliche Historie der z Koordinate (geodätisch, daher zeigt z nach unten) und des Rollwinkel Φ .

Weiteres Vorgehen:

Bisher wurden die Wirbelschleppenbegegnungen lediglich reibungsfrei betrachtet. Bis zur Tagung wird ein für turbulente Simulationen geeignetes Netz erstellt. Weiterhin werden auch verbesserte Techniken für die Modellierung beweglicher Steuerflächen Anwendung finden, bei denen auch die Spalten in Spannweitenrichtung aufgelöst werden (siehe Bild 4). Die Querruder werden dabei strukturiert vernetzt

und in ein unstrukturiertes Netz des Flügels mittels Chimera-Technik integriert. Im Spalt werden zwischen den Gitterblöcken Gleitränder genutzt. Die Bewegung der Steuerflächen wird über Netzdeformation realisiert.

Literatur:

- [1] Struijs, R., Jonville, G., Darracq, D., Heinrich, R.: "Inviscid Computation of Effect of Wake Vortices on a Scale-Model Airplane", AIAA Journal, 40 (1), S. 100 – 109, 2003
- [2] Heinrich, Ralf und Reimer, Lars: "Comparison of different approaches for gust modeling in the CFD Code TAU". International Forum on Aeroelasticity & Structural Dynamics 2013, June 2013, Bristol, UK.
- [3] Fischenberg: „Bestimmung der Wirbelschleppencharakteristik aus Flugmessdaten“. In: Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2002, Jahrbuch 2002. Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, Stuttgart, 23.-26.9.2002. ISBN ISSN 0070-4083.
- [4] Heinrich, Ralf und Reimer, Lars und Michler, Andreas: "Multidisciplinary simulation of maneuvering aircraft interacting with atmospheric effects using the DLR TAU code". RTO AVT-189 Specialists' Meeting on Assessment of Stability and Control Prediction Methods for Air and Sea Vehicles, 12.-14. Oktober 2011, Portsmouth West, UK.

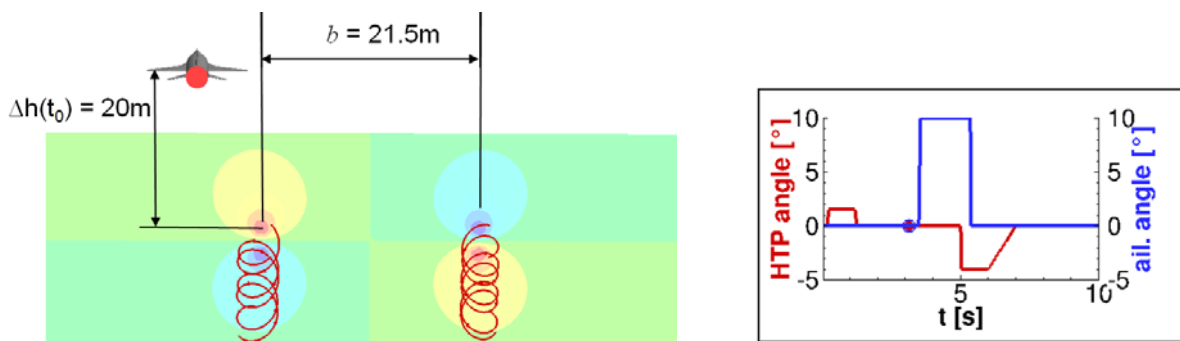


Bild 1 Links: Initiale Position der SDM-Konfiguration relativ zur Wirbelschleppe; Rechts: Historie der Winkel des Höhenruders (rot) und der Querruder (blau) relativ zu den Winkeln im getrimmten Zustand.

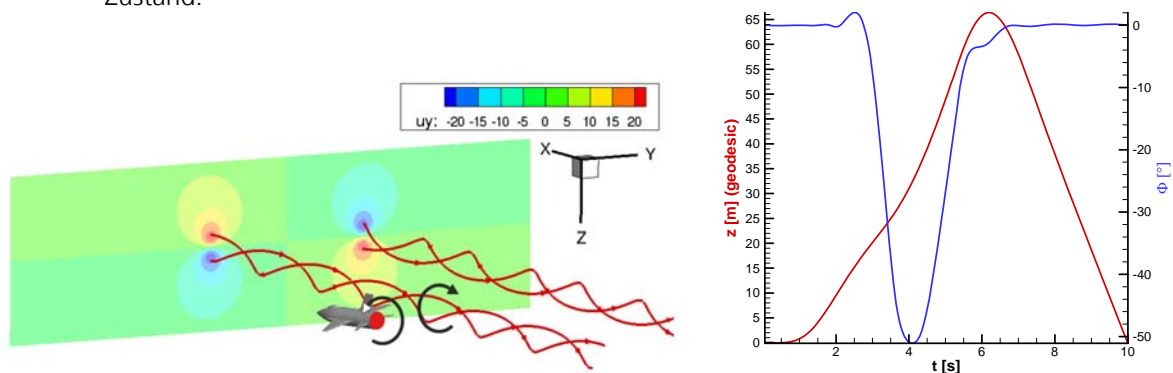


Bild 2 Links: Position der SDM-Konfiguration nach ca. 3 Sekunden. Rechts: Zeitliche Historie der Höhe (Achtung, z zeigt nach unten!) und des Rollwinkels Φ .

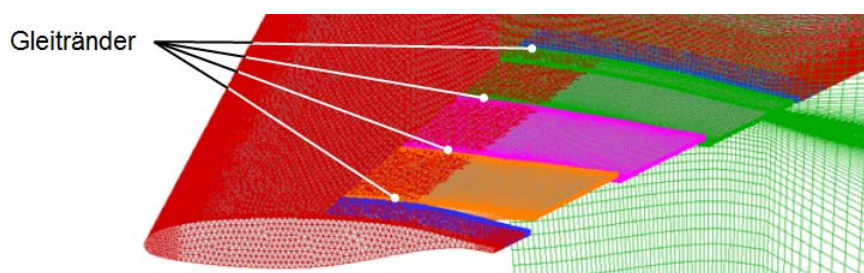


Bild 3 Modellierung beweglicher Steuerflächen mit Auflösung des spannwitigen Spaltes.