

MASSENABSCHÄTZUNG VON TRAGFLÜGELSTRUKTUREN IN DER FLUGZEUGVORAUSSLEGUNG MIT EINEM CAD/CAE-BASIERTEN MULTIDISZIPLINÄREN SIMULATIONSPROZESS

F. Hürlimann, P. Ermanni, G. Kress
ETH Zürich, Zentrum für Strukturtechnologien, 8092 Zürich, Schweiz

Zusammenfassung

Die vorliegende Forschungsarbeit beschreibt die Entwicklung und Anwendung eines multidisziplinären Prozesses zur Massenabschätzung von Tragflügelstrukturen während der Flugzeugvorauslegung. In einem CAD/CAE-basierten iterativen Prozess werden alle auf den Tragflügel wirkenden statischen Lasten berechnet, auf die Tragflügelstruktur aufgebracht und anschliessend nach Festigkeits- und Stabilitätskriterien dimensioniert. Die Methode der Lasteinleitung wird getrennt untersucht: Alle auftretenden Lasttypen wie aerodynamische Lasten, Trägheitslasten, Triebwerkslasten und Fahrwerkslasten werden wahlweise als in Spannweitenrichtung verschmierte Schnittlasten oder als lokal angreifende Knotenlasten modelliert. Ebenfalls berücksichtigt wird die statische, aeroelastische Auslenkung des Tragflügels durch Einsatz iterativer Fluid-Struktur-Kopplung. Diese Arbeit wird im Rahmen einer Forschungsk Kooperation zwischen der ETH Zürich und Airbus Deutschland durchgeführt.

1. EINLEITUNG

Die Möglichkeit zur Massenabschätzung von Flugzeugstrukturen während der Vorauslegungsphase ist von grosser Bedeutung: Die Leistungsfähigkeit eines Flugzeugs hängt direkt von seinem Leergewicht und damit von seinem Strukturgewicht ab. Gerade zu Beginn des Entwicklungsprozesses neuer Flugzeuge ist es notwendig, verschiedene Konfigurationen in Bezug auf das Strukturgewicht rasch und zuverlässig miteinander vergleichen zu können. Die hier vorgestellte Forschungsarbeit soll den Prozess zur Massenabschätzung von Tragflügelstrukturen mit modernen CAD/CAE-basierten Methoden nachbilden und damit einen Beitrag zur Verkürzung der Entwicklungszeit neuer Flugzeugtypen leisten.

2. ZIELSETZUNG

Multidisziplinäre Prozesse zur Massenabschätzung von Tragflügelstrukturen auf FEM-Basis werden seit Jahren mit Erfolg während der Flugzeugvorauslegung eingesetzt [1,2]. Dem Trend hin zur Verwendung lokaler Knotenlasten («Nodal loads») und moderner CAD/CAE-Methoden soll mit dem nachfolgend vorgestellten Ansatz Rechnung getragen werden. Ein weiterer Schwerpunkt der Arbeit liegt auf der Untersuchung verschiedener Lasteinleitungsmethoden. Stand der Technik in der Flugzeugvorauslegung ist die Einleitung von Flügellasten als in Spannweitenrichtung verschmierte Schnittlasten entlang einer Lasteinleitungslinie («SMT-Schnittlasten»). Alle Lasten werden bei diesem Verfahren auf eine bestimmte Anzahl Lasteinleitungspunkte kondensiert und über die Rippen in den Flügelkasten eingeleitet. Der Vorteil dieses Verfahrens liegt bei der einfachen Handhabung der Lasten. Der Nachteil ist, dass lokale Lasteinleitungseffekte mit herkömmlichen Schnittlasten gar nicht oder nur ungenügend abgebildet werden können.

Diese Arbeit setzt sich zum Ziel, alle Lasten alternativ als lokale Knotenlasten in die Flügelstruktur einzuleiten.

3. ANSATZ

Die Massenabschätzung wird mit einem multidisziplinären Prozess realisiert. Dieser wird in fünf Teilprozesse aufgeteilt:

1. Automatisierte Erzeugung der Geometrie- und FEM-Modelle des Tragflügels in der CAD/CAE-Software Dassault Systèmes CATIA V5. Die Modelle sind umfangreich parametrisiert und können eine grosse Vielfalt von Tragflügelkonfigurationen abbilden.
2. Berechnungen und Aufbringen der auf die Primärstruktur des Flügels wirkenden Lasten für definierte Lastfälle. Diese umfassen aerodynamische Lasten, Trägheitslasten der Primärstruktur, Triebwerkslasten, Treibstofflasten und Fahrwerkslasten. Die aerodynamischen Drucklasten werden mit einem auf der Potentialtheorie basierenden CFD-Verfahren ermittelt.
3. Berücksichtigung der statischen, aeroelastischen Auslenkung des Tragflügels durch Einsatz einer iterativen Fluid-Struktur-Kopplung.
4. Dimensionierung der Tragflügelstruktur mit einem iterativen Sizing-Verfahren auf FEM-Basis. Die Strukturberechnungen werden mit der FEM-Software MSC Nastran durchgeführt.
5. Postprocessing der konvergierten Lösung. Diese enthält die Massenverteilung der Primärstruktur des Tragflügels, die Resultate der Strukturberechnung (Spannungen, Dehnungen, Verschiebungen) sowie die Resultate der Strömungsberechnung (Auftriebsverteilung, aerodynamische Beiwerte).

4. FLÜGELMODELL

Das Geometriemodell des Tragflügels (BILD 1) wird in der CAD/CAE-Software CATIA V5 aufgebaut. Die Rechenmodelle für die Strukturberechnung (FEM) und Strömungsberechnung (CFD) können automatisch von diesem Modell abgeleitet werden. Änderungen der Form oder der Topologie des Flügels werden damit direkt auf alle Rechenmodelle übertragen. Alle notwendigen Parameter sind in einer externen Text-Datei gespeichert.

4.1 Geometriemodell (CAD)

Das Geometriemodell besteht aus der Master-Geometrie des Flügels und der Geometrie des Flügelkastens. Die Master-Geometrie des Flügels entspricht der äusseren Form des Flügels. Sie wird durch folgende Parameter definiert: Spannweite, Verlauf des V-Winkels, Profilverlauf, Verlauf der Profildicke der Profiltiefe und des Twists. Die aerodynamischen Profile ihrerseits werden vorgängig über Kontrollpunkte und Splines definiert und werden der CAD-Software über eine Datenbank zugänglich gemacht. Das Geometriemodell des Flügelkastens besteht aus Vorder-, Mittel-, Hinterholm, Rippen und der oberen und unteren Beplankung. Die für die Geometrieerzeugung notwendigen Parameter werden ebenfalls externen Textdateien entnommen. Änderungen am strukturellen Aufbau, wie z.B. ein geändertes Rippen-Layout, lassen sich somit ohne grossen Aufwand umsetzen. Für die Erstellung des FEM-Modells des Flügelkastens wird ebenfalls CATIA V5 verwendet. Das FEM-Strukturmodell wird direkt vom Geometriemodell abgeleitet.

5. FLÜGELLASTEN

Das in CATIA V5 erstellte FEM-Modell der Tragflügelstruktur bietet Schnittstellen für verschiedene Arten von Lasten: Nebst konventionellen Schnittlasten können aerodynamische Drucklasten, Triebwerkslasten, Treibstofflasten und Fahrwerkslasten aufgebracht werden. Alle Lasten werden von dem multidisziplinären Prozess automatisch generiert.

5.1 SMT-Schnittlasten

Schnittkraftverläufe in Spannweitenrichtung werden als SMT-Schnittlasten bezeichnet (Shear, Moment, Torque). Sie werden entlang einer vordefinierten Achse berechnet und werden für den Austausch von Lasten zwischen verschiedenen Prozessen verwendet.

5.2 Aerodynamische Lasten

Die aerodynamischen Lasten werden über ein CFD-Verfahren berechnet, welches auf der Potentialtheorie basiert [4]. Die für die Strömungsberechnung notwendigen Geometriedaten des Flugzeugs bzw. des Flugzeugflügels werden automatisch aus dem vorhandenen Geometriemodell in CATIA V5 abgeleitet. Das CFD-Verfahren liefert die statische Druckverteilung (BILD 3), welche auf den Tragflügel wirkt. Diese Druckverteilung wird wie folgt auf das Strukturmodell des Flügelkastens aufgebracht:

Direktes Aufbringen der aerodynamischen Lasten auf die obere und untere Beplankung des Flügelkastens als flächenverteilte, lokale Drucklasten («Pressure mapping»). Aerodynamische Lasten, welche auf die Sekundärstruktur wirken, werden als verschmierte Schnittlasten in den Flügelkasten eingeleitet. Analog zu den SMT-Schnittlasten werden diese Lasten in Umfangsrichtung der Rippen in die Primärstruktur eingeleitet.

5.3 Triebwerkslasten

Die Triebwerksanbindung wird im FEM-Modell als Fachwerk in Kombination mit virtuellen Kraftübertragungselementen modelliert und erlaubt damit eine realistische Einleitung der Triebwerkskräfte (Schub und Massenträgheitskräfte) in die Primärstruktur des Flügels. Lokale Lasteinleitungseffekte können damit berücksichtigt werden. Alternativ können die Triebwerkslasten auch als verschmierte Schnittlasten aufgebracht werden.

5.4 Fahrwerkslasten

Um eine möglichst realistische Einleitung der Fahrwerkslasten zu ermöglichen, werden das Fahrwerk und die Fahrwerksanbindung ebenfalls modelliert: Als Vorlage wurde eine «Double side stay configuration» ausgewählt. Das Fahrwerk wird als Fachwerk modelliert und über virtuelle Kraftübertragungselemente und eine Hilfsstruktur («False rear spar structure») an den Hinterholm des Flügels angebunden.

5.5 Treibstofflasten

Treibstofflasten wurden während der Vorauslegungsphase bis anhin als konzentrierte Massen modelliert. Die Verwendung moderner CAD/CAE-Methoden erlaubt die realitätsnahe Berechnung der Treibstoffverteilung im Flügel gemäss dem definierten Tank-Layout, dem Betankungszustand und der Fluglage bzw. dem Beschleunigungsvektor (BILD 2). Die Treibstofflasten werden analog zu den aerodynamischen Drucklasten als flächenverteilte, hydrostatische Drucklasten auf die Primärstruktur des Flügels bzw. Flügeltanks aufgebracht («Pressure mapping»). Damit wird eine präzise Beurteilung des Einflusses der Treibstofflasten auf die Dimensionierung der Tragflügelstruktur und deren Masse möglich. Durch die freie Wahl des Beschleunigungsvektors lassen sich auch ungewöhnliche Lastfälle (z.B. Crash-Lastfälle) simulieren, was einen Vorteil gegenüber den bisher verwendeten SMT-Schnittlasten darstellt. Ebenfalls liessen sich mit dem gleichen Verfahren die hydrostatischen Drucklasten, welche während der Druckbetankung auf die Primärstruktur wirken, berechnen. Dieser Lastfall wird gegenwärtig jedoch nicht betrachtet.

6. AEROELASTIK

Der Tragflügel erfährt durch die angreifenden Kräfte eine Auslenkung, welche wiederum Auswirkungen auf die Aerodynamik des Flügels hat. Die Effekte statischer Aeroelastik werden im hier vorgestellten Verfahren durch

eine Fluid-Struktur-Kopplung erfasst [5]: Dabei werden in einem iterativen Prozess jeweils die statischen Drucklasten aus der CFD-Berechnung auf das FEM-Strukturmodell aufgebracht, und die daraus resultierenden Knotenverschiebungen wiederum auf das CFD-Modell übertragen. Die konvergierte Lösung liefert die statische, aeroelastische Auslenkung des Tragflügels. Die Berücksichtigung der Aeroelastik ist optional. Die Auswirkungen der aeroelastischen Auslenkung auf die Aerodynamik und die Massenverteilung können damit getrennt untersucht werden.

7. DIMENSIONIERUNG

Für die Dimensionierung der Tragflügelstruktur wird ein lokales Sizing-Verfahren auf FEM-Basis herangezogen. Es wird angenommen, dass sich die FEM-Elementspannungen umgekehrt proportional zu den Elementdicken verhalten. Als Dimensionierungskriterien stehen Spannungs-, Dehnungs- und Beulkriterien zur Verfügung. In einem iterativen Verfahren werden die Elementdicken individuell angepasst, bis die Dickenverteilung konvergiert und alle Dimensionierungskriterien erfüllt sind (BILD 4). Die Massenverteilung der Tragflügelstruktur lässt sich direkt vom FEM-Modell der konvergierten Lösung ableiten.

AUSBLICK

Geplante Studien sollen detaillierten Aufschluss über die Vor- und Nachteile des hier vorgestellten multidisziplinären Prozess liefern. Besonderes Augenmerk liegt auf der Verwendung lokaler Lasten im Vergleich zu verschmierten Schnittlasten.

DANKSAGUNG

Die Autoren danken der Airbus Deutschland GmbH für die Unterstützung und Ihr Interesse an dieser Forschungsarbeit.

LITERATURVERZEICHNIS

- [1] A. Van der Velden, R. Kelm, D. Kokan, J. Mertens, «Application of MDO to Large Subsonic Transport Aircraft», AIAA 2000-0844
- [2] M. Dugas, «Ein Beitrag zur Auslegung von Faserverbundtragflügeln im Vorentwurf», Diss. Institut für Flugzeugbau der Universität Stuttgart, 2002
- [3] C. Ledermann, «Parametric associative CAE methods in preliminary aircraft design», Diss. ETH Zürich, 2006
- [4] O. Karas, V. Kovalev, «BLWF52 User's Guide», Moscow, 2002
- [5] F. Hürlimann, «Development and Application of an Aeroelastic Coupling Library», Diploma Thesis, ETH Zurich, 2005

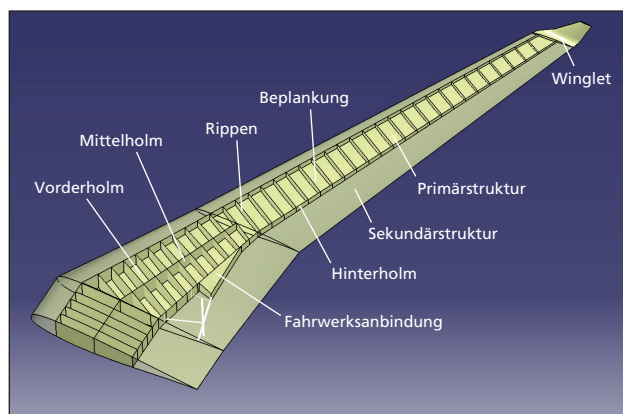


BILD 1: Geometriemodell Flügelkasten (DLR-F11 Konfiguration)

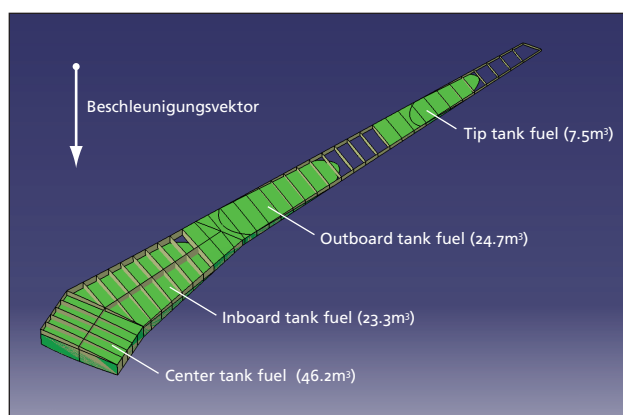


BILD 2: Berechnete Treibstoffverteilung

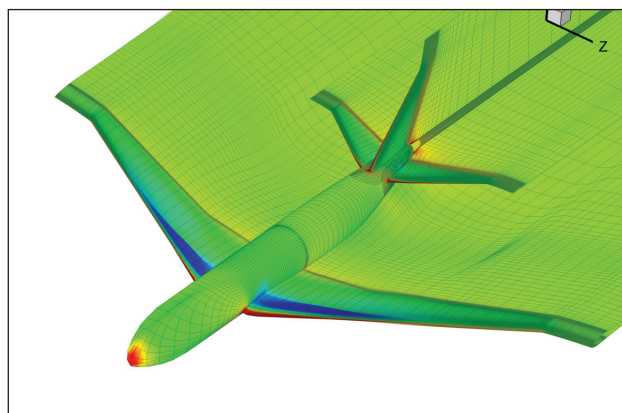


BILD 3: CFD-Modell (Druckverteilung)

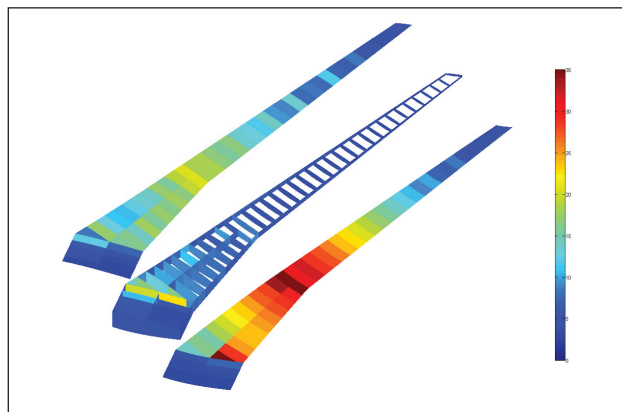


BILD 4: Dimensionierte Tragflügelstruktur (Hautdicken)