ETH zürich

ETH Library

Mass Estimation of Transport Aircraft Wingbox Structures with a CAD/CAE-Based Multidisciplinary Process

Doctoral Thesis

Author(s):
Hürlimann, Florian

Publication date:
2010

Permanent link:
https://doi.org/https://doi.org/10.3929/ethz-a-006361295

Rights / license:
In Copyright - Non-Commercial Use Permitted

This page was generated automatically upon download from the ETH Zurich Research Collection.
For more information, please consult the Terms of use.

Diss. ETH Nº 19458

Mass Estimation of Transport Aircraft Wingbox Structures with a CAD/CAE-Based Multidisciplinary Process

A dissertation submitted to the

ETH Zurich

for the degree of

Doctor of Sciences

presented by

Florian Hürlimann

Dipl. Masch.-Ing. ETH

Born April 30, 1979

Citizen of Walchwil, ZG

accepted on the recommendation of

Prof. Dr. P. Ermanni, examiner

Prof. Dr. P. Horst, co-examiner

Dr. R. Kelm, co-examiner

2010

ISBN 978-3-909386-46-8

Abstract

Mass Estimation of Transport Aircraft Wingbox Structures with a CAD/CAE-Based Multidisciplinary Process

Part I: CAE/CAE-based mass estimation process

The first part of the thesis describes a CAD/CAE-based multidisciplinary process for the mass estimation of transport aircraft wingbox structures. The underlying method is physics-based and emulates the structural design process that takes place during the preliminary design phase. A structural sizing algorithm featuring a novel FEM-based buckling criteria is used for the dimensioning of the wingbox structure. Effects of static aeroelasticity are simulated with an iterative fluid-structure coupling method. Following a recent trend in aircraft pre-design, the multidisciplinary process relies on the integrated CAD/CAE software CATIA V5 for the generation of the parametric-associative geometrical and structural models. Besides multi-model generation capabilities, the CAD/CAE software features custom interfaces for the generation and application of wing loads such as aerodynamic or fuel loads. Special emphasis was put on the implementation of local load introduction methods: Fuel loads, for instance, are represented by surface-distributed hydrostatic pressure loads determined by the actual fuel distribution and the acceleration vector acting on the aircraft. The finished process was used to perform a mass estimation of the wingbox of a generic long range aircraft derived from the DLR-F11 configuration.

Part II: Investigation of local load introduction methods

Accurate mass estimation of aircraft structures plays an important role during the preliminary design phase. A widespread method for mass estimation is based on the combination of computational structural analysis and a structural sizing algorithm. Based on the results of the structural analysis, the sizing algorithm adjusts the local properties of the aircraft structure (e.g. the local sheet thickness) according to a number of predefined sizing criteria. In case of

the often used fully stressed design criterion, a direct relationship between the local stress levels and local sheet thickness is assumed. As the stress distribution is driven by the loads acting on the structure, it is clear that realistic load modeling and load introduction are crucial for accurate mass estimation. This publication presents a comparison of two different load introduction methods used for the mass estimation of transport aircraft wingbox structures. The first method uses low-fidelity SMT (shear, moment, torsion) loads introduced into the wingbox structure at the wing rib stations. The second method features high-fidelity nodal loads that allow for the realistic modeling of all wing load types: Aerodynamic and fuel loads are represented as surface distributed pressure loads, engine and landing gear loads are modeled as local loads introduced through dedicated load interfaces. The wingbox of a generic long range aircraft based on the DLR-F11 configuration serves as a test model for the qualitative and quantitative comparison between the two load introduction methods. The switch from SMT to nodal loads results in a small but significant increase of 4% in wingbox mass. Subsequent analyses shows that this increase is mainly caused by the use of nodal loads modeling for fuel loads, landing gear loads and engine loads. Surprisingly, the use of nodal aerodynamic loads instead of SMT loads does not have a significant impact on the structural mass of the wingbox. This suggests that aerodynamic loads, which are the predominant driver for the wingbox mass, is accurately represented by SMT loads.

Part III: FEM-based buckling criterion for structural sizing

Structural sizing methods are often used for the preliminary design of lightweight structures. In an iterative process, the structure is sized according to different sizing criteria based either on analytical or numerical methods. This typically includes stress, strain and buckling criteria. This publication presents a new buckling criterion for shell structures based on the Finite Element Method (FEM) buckling analysis. Compared to existing methods using analytical buckling criteria, the new method is not limited to specific buckling field geometries (e.g. aspect ratio, taper ratio, curvature) and buckling field boundary conditions. The resulting increase in buckling analysis fidelity contributes to the accuracy and the robustness of the structural sizing process.

Zusammenfassung

Massenabschätzung von Tragflügelstrukturen mit einem CAD/CAE-basierten multidisziplinären Simulationsprozess

Teil I: CAD/CAE-basierter Simulationsprozess zur Massenabschätzung

Der erste Teil dieser Dissertation beschreibt einen CAD/CAE-basierten multidisziplinären Simulationsprozess zur Massenabschätzung von Tragflügelstrukturen. Der Prozess bildet einen Teil der während der Flugzeugvorauslegung durchgeführten Schritte nach und verwendet physikalisch begründete Rechenverfahren für die Ermittlung der aerodynamischen Lasten (CFD) und für die strukturmechanische Analyse (FEM). Ein iteratives Dimensionierungsverfahren, welches die FEM-Methode miteinbezieht, wird für die Strukturauslegung des Tragflügels verwendet. Effekte der statischen Aeroelastik werden mittels eines iterativ gestaffelten Kopplungsverfahrens (Fluid-Struktur-Kopplung) abgebildet. Aufgrund des steigenden Interesses an CAD-basierten Methoden in der Flugzeugvorauslegung, wird für die Erzeugung der parametrisch-assoziativen Geometrie- und Strukturmodelle die CAD/CAE Software CATIA V5 verwendet. Besonderes Augenmerk wurde auf die Implementierung physikalisch korrekter Lasteinleitungsmethoden gelegt: Treibstofflasten werden, abhängig vom Betankungs- und Flugzustand, als flächenverteilte hydrostatische Drucklasten direkt auf die Innenseite der Flügeltanks aufgebracht. Der erste Teil schliesst mit der Massenabschätzung eines auf der DLR-F11 Konfiguration basierenden Langstreckenflugzeuges.

Teil II: Untersuchungen zur Lasteinleitung von Flügellasten

Die Möglichkeit zur präzisen und zuverlässigen Massenabschätzung ist von grosser Wichtigkeit während der Flugzeugvorauslegungsphase. Integraler Bestandteil der in Teil I beschriebenen Methode ist ein Verfahren zur Strukturauslegung. Eine weitverbreitete Methode basiert auf der iterativen Kombination

der FEM-basierten Strukturanalyse und eines lokalen Dimensionierungsverfahrens (engl. *Sizer*). Basierend auf den Ergebnissen der Strukturanalyse, und unter Einbezug einer Reihe von Dimensionierungskriterien, werden vom Sizer die lokalen Eigenschaften der Flügelstruktur (z.B. die Hautdicke) angepasst. Im Falle des häufig verwendeten Spannungskriteriums wird dabei ein direkter Zusammenhang zwischen den lokalen Materialspannungen und der Materialdicke angenommen. Da die Spannungsverteilung in der Struktur von den angreifenden Lasten mitbestimmt wird, kommt der korrekten Modellierung der Lasteinleitung grosse Bedeutung zu. Im zweiten Teil dieser Arbeit wird ein Vergleich zweier Lasteinleitungsmethoden für Flügellasten durchgeführt: Die erste Methode verwendet niedrig aufgelöste SMT-Lasten (Querkraft, Biegung, Torsion), welche über die Flügelrippen verschmiert in die Flügelstruktur eingeleitet werden. Die zweite Methode verwendet hoch aufgelöste Knotenlasten (engl. *Nodal loads*), welche eine realistische Abbildung aller Flügellasten erlaubt: Aerodynamische Lasten und Treibstofflasten werden als flächenverteilte Drucklasten aufgebracht, Triebwerks- und Fahrwerkslasten werden als lokale Lasten über geeignete Schnittstellen (z.B. Fahrwerksanbindung) in den Flügelkasten eingeleitet.

Im Rahmen einer Vergleichsstudie werden beide Lasteinleitungsmethoden qualitativ und quantitativ miteinander verglichen. Der Wechsel von SMT-Lasten zu Knotenlasten resultiert in einem kleinen, aber signifikanten Anstieg der Strukturmasse des Tragflügels von 4 %. Weiterführende Analysen zeigen, dass dieser Anstieg primär durch die Verwendung von Knotenlasten für Treibstofflasten, Fahrwerkslasten und Triebwerkslasten zu Stande kommt. Überraschenderweise hat die Verwendung von Knotenlasten anstelle von SMT-Lasten für die Modellierung der aerodynamischen Lasten keinen signifikanten Einfluss auf das Strukturgewicht des Tragflügels. Dies lässt den Schluss zu, dass aerodynamische Lasten, welche als einer der wichtigsten Treiber der Strukturmasse gelten, ausreichend genau durch SMT-Lasten repräsentiert werden.

Teil III: Ein FEM-basiertes Beulkriterium für die Strukturauslegung

Typische Dimensionierungskriterien, wie sie von Sizern in der Flugzeugvorauslegung verwendet werden, umfassen Spannungs-, Dehnungs- und Beulkriterien. Im dritten Teil der Dissertation wird ein neues, FEM-basiertes Beulkriterium für Flächentragwerke vorgestellt. Im Vergleich zu herkömmlichen, auf analytischen Ansätzen basierenden Beulkriterien, ist das FEM-basierte Beulkriterium

nicht auf vordefinierte Beulfeldgeometrien (z.B. in Bezug auf das Seitenverhältnis oder die Krümmung) oder Randbedingungen (Einspannung) limitiert. Im Rahmen einer Vergleichsstudie wird die Ergebnisqualität und die Leistungsfähigkeit des FEM-Beulkriteriums untersucht und bewertet.