



Astrid Klinzmann (Autor)

Optimierung von nicht konventionellen Strukturen als Flugzeugrumpfversteifung



<https://cuvillier.de/de/shop/publications/283>

Copyright:

Cuvillier Verlag, Inhaberin Annette Jentsch-Cuvillier, Nonnenstieg 8, 37075 Göttingen, Germany

Telefon: +49 (0)551 54724-0, E-Mail: info@cuvillier.de, Website: <https://cuvillier.de>

1 Einleitung

1.1 Motivation

Ein primäres Ziel von Fluggesellschaften ist die Senkung der direkten Betriebskosten, die in hohem Maße von den Treibstoffkosten abhängig sind. Diese werden wiederum vom Gewicht des Flugzeugs und der Nutzlast beeinflusst. Ein Hauptziel eines wettbewerbsfähigen Flugzeugs ist daher eine Gewichtsreduktion, um dadurch entweder Betriebskosten zu sparen oder bei gleich bleibenden Kosten die Nutzlast steigern zu können.

Die Flugzeugrumpfstruktur hat einen großen Anteil am Gewicht des Gesamtflugzeugs und technologische Verbesserungen wirken sich direkt aus. Eine Optimierung der Struktur kann auf zweierlei Weisen durchgeführt werden: zum einen durch den Einsatz neuer Materialien, z. B. Faserverbundwerkstoffe, hybride Werkstoffe (Glare[®]) oder verbesserte und weiterentwickelte Aluminiumlegierungen, oder zum anderen durch eine Topologie-Optimierung der konventionell rechtwinkligen Tragstruktur.

In der Natur wird beispielsweise beim Pflanzen- und Knochenwachstum die optimale Ausnutzung von Materialien demonstriert. Dieses Vorbild gilt es bei der Optimierung zu nutzen. Neuere und für den Flugzeugbau modifizierte Herstellungsmethoden, z. B. Laserstrahlschweißen oder Hochgeschwindigkeitsfräsen, ermöglichen bei metallischen Werkstoffen nahezu freie Topologien, so dass ein integrales Versteifungslayout des Flugzeugrumpfes optimal an den Kraftfluss infolge der verschiedenen Belastungen angepasst werden kann. Ein Ansatzpunkt bei metallischen Rumpfstrukturen ist durch die Suche nach effizienteren Leichtbaukonzepten die Entwicklung von neuen Versteifungslayouts, die die typisch rechtwinklige Stringer-Spant-Versteifung ersetzen. Die Haut eines neuartigen Versteifungslayouts ist genau wie ein Hautfeld mit einer rechtwinkligen Versteifungsanordnung verschiedensten Beanspruchungen unter Druck-, Zug- und Schublasten oder Kombinationen der verschiedenen Belastungen ausgesetzt. Um verschiedene Strukturversteifungskonzepte beurteilen zu können, müssen eine Reihe von Kriterien untersucht werden, die die wesentlichen Auslegungsbereiche wie das Gewicht, Festigkeit, Stabilitätsverhalten und Schadenstoleranz (Damage Tolerance) berücksichtigen.

Abbildung 1.1 zeigt die infolge einer Biegebelastung entstehende typische Verteilung der Schubspannungen in der Haut eines Flugzeugrumpfes. In den seitlichen Rumpfbereichen treten große Felder mit betragsmäßig sehr hohen Schubspannungen auf. Diese führen in den Hautfeldern zur Ausbildung von Hauptdruckspannungen unter ca. 45°. Dementsprechend wäre hier eine an den Belastungsverlauf angepasste Versteifungsanordnung sehr wirkungsvoll, wenn sie beispielsweise quer über dem Hautfeld angeordnet wird. Ein solches alternatives Versteifungslayout mit einer vollständigen Substitution der Längs- oder Umfangsversteifung ist Gegenstand der Untersuchungen dieser Arbeit.

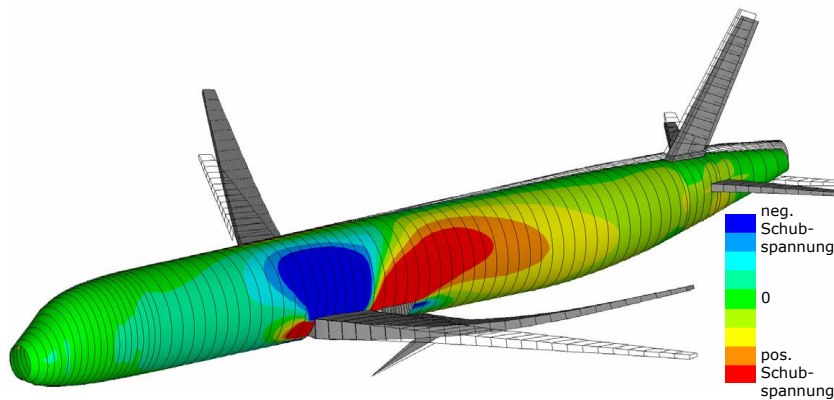


Abbildung 1.1: Schubspannungsverteilung in einem Flugzeugrumpf

1.2 Zielvorstellung

In der vorliegenden Arbeit soll das Potenzial einer Flugzeugrumpfstruktur mit schräg angeordneten Versteifungen untersucht werden. Die umlaufenden Spante einer rechtwinklig versteiften Struktur dienen bei einem innendruckbeaufschlagten Rumpf im Wesentlichen dem Lastabtrag der Umfangslasten. Sie bilden als differenzielles Bauteil einen zweiten redundanten Lastpfad, wenn beispielsweise die Außenhaut gerissen ist und dadurch keine Lasten mehr übertragen kann. Aus diesen Gründen bleiben sie auch im neuen Versteifungslayout als Versteifungselemente erhalten. Lediglich die in Längsrichtung orientierten Stringer werden in den Bereichen der Flugzeugrumpfstruktur, wo es infolge der Belastung sinnvoll erscheint, durch Schrägversteifungen ersetzt. Das primäre Interesse gilt einer Gewichtseinsparung durch die Art der Versteifungsanordnung.

Bedingt durch die nicht variable Breite der Fenster wird der Abstand der Spante festgelegt und während der Untersuchungen nicht verändert. Dadurch haben die Schrägversteifungen einen Orientierungswinkel, der lediglich über den Stringerabstand variiert. Kleinformatigere Anordnungen der Versteifungen mit gleichseitigen Dreieckshautfeldern sind nicht Gegenstand der Betrachtungen.

Der Vergleich der Konzepte zur Strukturversteifung wird anhand eines umfangreichen Flugzeuggesamtmodells mit Hilfe des bestehenden WIDEMER-Tools durchgeführt. Dies ist während der vom Luftfahrtforschungsprogramm geförderten Projekte „Widemer“ (Wissensbasiertes Design metallischer Rumpfstrukturen) und „Merge“ (Metallrumpf neuer Generation) entstanden und weiterentwickelt worden. Das bestehende Tool musste zunächst für die Anforderungen der Optimierung lauffähig gemacht werden, bevor Modifikationen und die Integration schräg versteifter Rumpfstrukturen vorgenommen werden konnten.

Das WIDEMER-Tool nutzt zur Dimensionierung eine linear statische Analyse innerhalb des Finite Elemente Programms ANSYS®. Das zugrundeliegende gesamte Flugzeug wird inklusive Flügel, Leitwerken, Fußbodenstrukturen und weiterer wesentlicher Bauteile modelliert und so entsteht ein sehr umfangreiches Modell. Da eine Vielzahl von Lastfällen und Versagenskriterien untersucht werden muss, werden aus Gründen der Rechenzeiterparnis vereinfachte Verfahren für die Dimensionierung der Haut und Versteifungselemente des

Flugzeugrumpfes verwendet. Auf eine Implementierung von komplexen Optimierungsstrategien, z. B. Evolutionären Algorithmen, wird verzichtet und auf die vorhandene Strategie der Vorgabe von maximal zulässigen Designwerten bezüglich verschiedener Auslegungskriterien zurückgegriffen.

Zur Verbesserung der Optimierung des gesamten Flugzeugrumpfes sollen Ergebnisse von Teilschalenuntersuchungen in die Dimensionierung einfließen. Diese Teilstrukturen, die einen Ausschnitt aus der Gesamtstruktur repräsentieren, können im Hinblick auf die benötigte Berechnungszeit detaillierter modelliert werden als die Struktur eines gesamten Flugzeugs. Im Rahmen dieser Arbeit werden zunächst die Vor- und Nachteile einer schräg versteiften Struktur gegenüber der konventionell rechtwinkligen Versteifungsanordnung hinsichtlich des Stabilitäts- und Damage Tolerance-Verhaltens untersucht. Das Strukturverhalten wird in Abhängigkeit der maßgeblichen Parameter über sogenannte Response Surfaces approximiert, damit zum Zeitpunkt der Optimierung der Gesamtstruktur darauf zurückgegriffen werden kann und die Berechnung jeder einzelnen Parameterkombination entfällt.

1.3 Stand der Technik

Platten- oder Schalenstrukturen werden im Bereich der Luft- und Raumfahrtstrukturen fast ausschließlich in Längsrichtung durch Stringer und senkrecht dazu verlaufenden Spannten oder Rippen versteift. Dieses Konzept besitzt ein hohes Verhältnis der Steifigkeit zum Gewicht und ist daher sehr effizient. Des Weiteren können Ausschnitte für Fenster und Türen leicht in dieses Design integriert werden. Zudem ist eine Nutzung der Versteifungen als Befestigung für Sekundärbauteile möglich.

Das alternative in Abbildung 1.2 dargestellte Isogrid-Konzept besteht aus dreieckig angeordneten Rippen. Dieses Konzept ist auch ohne die angeschlossene Haut eine in sich stabile Konfiguration. Neben den Eigenschaften einer rechtwinkligen Versteifung können bei der Isogrid-Versteifung die Knotenpunkte zur Verteilung von konzentrierten Lasten benutzt werden.

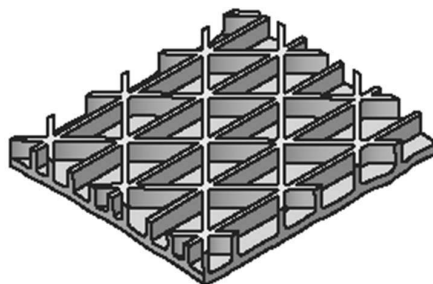


Abbildung 1.2: Schematische Darstellung einer schräg versteiften Isogrid-Struktur

Im Gegensatz zu rechtwinklig versteiften Strukturen existieren für schräg versteifte Strukturen weniger Referenzen in der Literatur. Im Folgenden werden die grundlegenden wissenschaftlichen Arbeiten dargestellt, die das Stabilitäts- und Damage Tolerance Verhalten von

schräg versteiften Platten- und Schalenstrukturen näher untersuchen und die Anwendung für Flugzeugstrukturen aufzeigen.

1.3.1 Stabilitätsverhalten von schräg versteiften Strukturen

Als Übergangsstruktur zwischen Rechteck- und Dreiecksplatten untersuchen Burchard [17], Ebel [22] und Kromm [51] das Stabilitätsverhalten von Platten mit einer Schrägversteifung. Dabei finden Quadrat- und Rechteckplatten Anwendung, bei denen entweder die Steifigkeit der Versteifungen berücksichtigt wird oder unendlich steife Versteifungen zur Ausbildung einer Knotenlinie in der Beulfläche der Platte führen.

Der reine Drucklastfall bei rechtwinkligen Platten zeigt, dass mit der Anordnung von Versteifungen in Richtung der Druckbelastung eine Erhöhung der Stabilitätsgrenze erzielt werden kann. Ein ähnliches Verhalten zeigen Platten mit einer schräg zu den Rändern verlaufenden Versteifung unter einer Schubbelastung. Im Gegensatz zu Versteifungen in Richtung der Plattenränder nehmen die schräg liegenden Versteifungen einen Teil der Schubbelastung auf. Nach Kromm [51] und Wiedemann [91] entlastet die Diagonalsteife über eine Beteiligung an der Aufnahme der Druck- und Schubbelastung das Hautfeld wodurch eine bis zu ca. 3,5-fache Erhöhung der Belastung erfolgen kann. Bei einer Schubbelastung ist die Spannungsrichtung von entscheidender Bedeutung. Bezüglich des Stabilitätsverhaltens ist die Diagonalsteife am effektivsten in schubbelasteten Hautfeldern, in denen sie eine Druckbelastung erfährt und somit als Drucksteife wirkt. Abbildung 1.3 gibt einen Überblick der entstehenden Beulverformungen infolge der unterschiedlichen Belastungen.

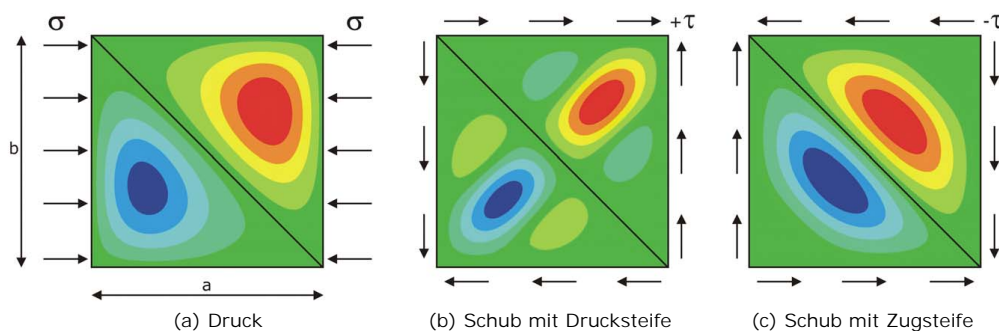


Abbildung 1.3: Beulfiguren diagonal versteifter Platten unter Druck- oder Schubbelastung, nach Burchard [17]

Die ersten Untersuchungen zum Stabilitätsverhalten gleichseitiger Dreiecksplatten sind von Woinowsky-Krieger [93] durchgeführt worden. Sie betrachten den bei versteiften Flugzeugstrukturen weniger interessanten Fall der allseitigen Druckbelastung. Heesch [32] hat u. a. den Fall einer Druckbelastung parallel zur Hypotenuse der Dreiecksplatte untersucht. Dies würde bei einer schräg versteiften Flugzeugstruktur einer Struktur mit Stringern in Längsrichtung und die Spante ersetzenden Schrägversteifungen entsprechen. Weitere Ergebnisse zum lokalen Beulverhalten und der linearen Stabilitätsanalyse von verschiedenen Dreiecksgeometrien und Belastungsarten sind in der Literatur u. a. bei Cox und Klein

[20], Wang und Liew [90] und Wittrick [92] zu finden. Pflüger [69] gibt einen guten Überblick hierzu. Tan und Bettess [87] stellen einen umfassenden Vergleich von Rechteck- und Dreiecksplatten dar.

Das Stabilitätsverhalten beinhaltet neben dem lokalen Beulen, dem reinen Beulen der Hautfelder, auch das Nachbeulverhalten. Azhari et al. [9] berechnen dies nach einem numerischen Verfahren basierend auf dem Prinzip der virtuellen Arbeit. Weitere Untersuchungen des Nachbeulverhaltens von dreieckig versteiften Isogrid-Strukturen infolge Druckbelastung finden sich u. a. bei Baker und Ambur [10], Kim [48] und Muheim und Johnson [58]. Die wesentlichen Unterschiede liegen in der Richtung der Belastung, zum einen in Richtung der geraden Versteifungen und zum anderen senkrecht dazu. Dreieckig versteifte Isogrid-Strukturen, die in Richtung der geraden Versteifungen belastet werden, haben dabei bis zum Gesamtversagen eine 2 bis 3-fache Beulüberschreitung. Bei zylindrischen Schalenstrukturen mit Umfangs- und Isogrid-Versteifungen mit einer Belastung senkrecht zur Umfangsversteifung ergibt die Berechnung des Nachbeulverhaltens von Kim [48] eine ca. 4-fache Beulüberschreitung. Bei dieser Belastungsart beeinflussen die Isogrid-Versteifungen wesentlich die Biegesteifigkeit der Schale.

Baker und Ambur [10] berechnen und testen zusätzlich zur reinen Druckbelastung parallel zu den geraden Versteifungen einen reinen Schublastfall und einen aus Druck und Schub kombinierten Lastfall. In Abhängigkeit der zugrundeliegenden Geometrie- und Materialparameter hat die Struktur unter reiner Druckbelastung eine ca. 7-fache Beulüberschreitung bis zum globalen Versagen. Bei reiner Schubbelastung ist der Nachbeulbereich ebenso wie beim kombinierten Lastfall sehr viel kleiner, die Beulüberschreitung beträgt hier lediglich Faktor 1,2 - 1,6. Diese Faktoren lassen sich jedoch über die Wahl der Parameter beeinflussen. Im Fall einer kombinierten Belastung tritt das globale Versagen kurz nach dem Instabilwerden der schrägen Versteifungen auf. Die Ergebnisse der verschiedenen Belastungsfälle werden bei Baker und Ambur [10] und im Rahmen dieser Arbeit in Schub-Druck-Interaktionskurven gegenübergestellt.

1.3.2 Damage Tolerance Verhalten von schräg versteiften Strukturen

Die Besonderheit von Rissen in schräg versteiften Strukturen liegt in der Orientierung der Versteifung zum Riss. Bei rechtwinklig versteiften Strukturen wächst ein auf Zug belasteter Riss im Normalfall senkrecht auf die Versteifung zu und wird von dieser abgelenkt. Adden et al. [1] simulieren mit Hilfe von Materiellen Kräften einen Riss, der infolge einer Versteifung abgelenkt wird. Analytische Lösungsmethoden existieren bei Tada et al. [86] meist nur für Risskonfigurationen in rechtwinkligen Versteifungsanordnungen.

Integrale Versteifungen haben generell den Nachteil, dass ein Riss die Versteifung mit durchtrennt und nicht wie bei differenziellen Versteifungen darunter entlang läuft und von ihr zusammengehalten wird. Gegenüber einer unversteiften Struktur verlangsamt sich jedoch das Risswachstum, siehe dazu u. a. Adeel [2] und Poe [70].

Bei einem Riss in einer schräg versteiften zugbelasteten Struktur kann man davon ausgehen, dass sich infolge der schrägen Versteifung der globale Spannungszustand dahingehend ändert, dass Schubspannungen zusätzlich zu den Zugspannungen auftreten. Diese Schubspannungen führen dann nach Richard et al. [73], die mehrere Theorien zusammenstellen,

während des Risswachstums zu einer Ablenkung des Risses. Kébreau [45] untersucht in seiner Arbeit mit Hilfe der Finite Elemente Methode Risskonfigurationen in schräg versteiften Strukturen und erhält durch die Versteifung abgelenkte Risse.

1.3.3 Anwendungsbeispiele schräg versteifter Strukturen im Flugzeugbau

Die ersten Anwendungen von schräg versteiften Strukturen finden sich im Luft- und Raumfahrtbereich bei Raketen. Das Isogrid Design Handbuch [4] stellt am Beispiel einer Raketenstruktur die hohe Effizienz einer Dreiecksstruktur dar. Diese Struktur besteht aus gleichseitigen Dreiecken. Slysh [82] untersucht in seiner Arbeit zylindrische und konische Isogrid-Strukturen, die bei einem Druckschott oder als Verkleidung bei Raketen Anwendung finden.

Jaunky et al. [42] ordnen innerhalb eines rechteckigen Hautfelds einer Flugzeugstruktur optimal ausgerichtete Dreiecke zur Versteifung an. Kim [47] untersucht für den Flugzeugbau Isogrid-Zylinder aus Faserverbundwerkstoffen mit dem Ziel, das Tragvermögen der Struktur zu erhöhen und gleichzeitig das Strukturgewicht zu reduzieren. Von ihm durchgeführte Tests haben gezeigt, dass einzelne versagte Rippen nicht zum Versagen der Gesamtstruktur führen und die Isogrid-Struktur somit zu einer für den Leichtbau interessanten Struktur machen.

Von Munroe et al. [59] und Pettit et al. [68] sind umfassende Analysen zur Reduktion der Herstellungskosten durchgeführt worden. Diese sehen Isogrid-Strukturen im Flugzeugbau als metallische Integralstrukturen vor und stellen ein Anwendungsbeispiel im Bereich der Fensterbänder dar (vgl. Abbildung 7.3a).

1.4 Vorgehensweise

In Kapitel 2 werden die für den umfassenden Vergleich der Versteifungskonzepte und der Dimensionierung einer Flugzeugrumpfstruktur notwendigen Grundlagen bereitgestellt. Die im Rahmen dieser Arbeit durchgeführten Untersuchungen basieren auf der Finite Elemente Methode. Diese wird zunächst grundlegend erläutert bevor auf nichtlineare Finite Elemente eingegangen wird. Im Anschluss werden die Gegebenheiten zur Berücksichtigung der typischen Versagenskriterien eines Verkehrsflugzeugs, Stabilität und Damage Tolerance, erläutert.

Die Basis für die Dimensionierung der gesamten Flugzeugrumpfstruktur bilden Teilstrukturergbnisse, die im Vorfeld berechnet werden. Zur Analyse des Stabilitäts- und Damage Tolerance Verhaltens werden Teilschalenstrukturen verwendet, die in Kapitel 3 hinsichtlich ihrer Geometrie, Vernetzung, Randbedingungen und Belastung beschrieben werden.

Die Dimensionierung des Flugzeugrumpfes wird mit Hilfe des übernommenen, lauffähig gemachten und modifizierten WIDEMER-Tools durchgeführt. Die Modifizierungen dieses Tools werden in Kapitel 4 und in Anhang A näher erläutert. Die Dimensionierung des Flugzeugrumpfes beschränkt sich auf die Haut und Versteifungselemente der ungestörten regelmäßigen Bereiche. Die wesentlichen Veränderungen liegen in der Berücksichtigung von

schräg versteiften Strukturen, die Nutzung von Response Surfaces für die Dimensionierung und der Dimensionierung der Spantelemente.

Die erläuterten Finite Elemente Teilschalenstrukturen werden in Kapitel 5 bezüglich ihres Stabilitätsverhaltens untersucht. Dies beinhaltet zum einen das über eine lineare Stabilitätsanalyse darstellbare lokale Beulverhalten, bei dem nur die Haut zwischen den Versteifungselementen ausbeult. Zum anderen muss das globale Beulverhalten, das einem Versagen der gesamten Struktur entspricht, mit Hilfe von nichtlinearen Stabilitätsanalysen untersucht werden. Anschließend erfolgt die Approximation der Teilschalenstrukturergbnisse mit Hilfe von geeigneten Response Surfaces für die Dimensionierung bezüglich des Stabilitätskriteriums.

Ein weiterer Aspekt ist das Stabilitätsverhalten des Spantprofils, auf den sich eine Änderung des Versteifungskonzepts auswirkt.

Das zweite wesentliche Dimensionierungskriterium für Flugzeugrumpfstrukturen ist das Damage Tolerance Verhalten. Diese Philosophie erlaubt ein Fortschreiten von Bauteilschädigungen, die bis zur nächsten planmäßigen Inspektion allerdings nicht sicherheitskritisch werden dürfen und während dieser Inspektion erkannt werden müssen. Kapitel 6 beschreibt das Wachstumsverhalten von Rissen und die Eigenschaften stark geschädigter Teilschalenstrukturen der beiden Versteifungskonzepte und stellt zulässige Werte für die Dimensionierung zusammen.

Am Beispiel eines generischen Modells des Airbus A320 wird in Kapitel 7 die Anwendung von schräg versteiften Strukturen in einem Flugzeugrumpf dargestellt. Eine Parameterstudie dient der Ermittlung von Sensitivitäten der Strukturantwort und der damit verbundenen Dimensionierungsergebnisse.

Abschließend werden in Kapitel 8 die wichtigsten Erkenntnisse und Ergebnisse der vorliegenden Arbeit zusammengefasst. Es folgt eine Bewertung und ein Ausblick auf zukünftige Entwicklungen.