

STRUKTURANALYTISCHE UND EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNG SOWIE WEITERENTWICKLUNG EFFEKTIVER METHODEN ZUR CHARAKTERISIERUNG VON STRUKTUREIGENSCHAFTEN

O. Drescher, M. Seibel

Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Fakultät Technik und Informatik/Studiendepartment Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9, D-20099 Hamburg

NOMENKLATUR

a	Lastangriffspunkt am Balken
a_j	Ausgang eines Neurons
α_{ij}	Gewichtungsfaktoren nach <i>Skopinski</i>
β_{ij}	Einflusskoeffizienten nach <i>Skopinski</i>
E	Elastizitätsmodul
e_i	Eingänge eines Neurons
$f(x)$	Funktion von x
F_{Qn}	Querkraft
I	Flächenmoment 2. Ordnung
l	Balkenlänge
M_{Bn}	Biegemoment
M_{Tn}	Torsionsmoment
μ_{nj}	DMS-Brückenantwort
q	linienförmige Streckenlast
w_{nj}	Balkendurchbiegung
w_i	Gewichtungsfaktoren eines Neurons
$w(x)$	Funktion der Balkenbiegeline
x	x -Koordinate
(\cdot)	Vektoren
$[\cdot]$	Matrizen

ÜBERSICHT

Noch heute werden im Flugversuch globale Fluglasten an Flugzeugkomponenten wie Flügel, Leitwerke, Rumpf und verschiedenen anderen Bauteilen mittels Dehnungsmessungen ermittelt.

Hierbei besteht die Aufgabe eine geeignete Auswahl von Strukturdehnungen und deren Relation zu äußeren Lasten zu finden. Zur systematischen Lösung dieser Aufgabe wurde in den 1950er Jahren die *Skopinski*-Methode [6] entwickelt und seit dem in vielen Bereichen angewandt. Zwingend notwendig und der Fluglastenermittlung vorangesetzt ist eine strukturelle Charakterisierung der jeweiligen Flugzeugkomponente, bei der definierte Kalibrierlasten in das reale Bauteil eingeleitet werden. Parallel dazu werden an „belastungsrepräsentativen“ Positionen die Dehnungen gemessen. Das Ergebnis dieses Vorgehens ist die so genannte *Skopinski*- bzw. Charakterisierungsmatrix, welche während des Testfluges ein Zurückrechnen von gemessenen Dehnungen auf äußere Lasten zulässt.

Als nachteilig haben sich hierbei die relativ langen Standzeiten der Testflugmaschine während des Kalibriervorgangs erwiesen. Um dies im Idealfall zu umgehen oder

zumindest einen geeigneteren Instrumentierung sowie eine bessere Testplanung zu ermöglichen, besteht das Streben die Kalibrierung „virtuell“ mit Hilfe der Finiten Elemente Methode (FEM) und geeigneter Rechenmodelle durchzuführen. Die Simulation bietet hier eine Vielzahl an Variationsmöglichkeiten und somit die Möglichkeit zur Optimierung verschiedenster Parameter, wie zum Beispiel Position der DMS, Kraftapplizierung etc. .

Darüber hinaus ist das Kalibrieren u.a. von Rumpfstrukturen nach *Skopinski* problematisch. Hier wirken sich vor allem die erhöhte Anzahl der äußeren Belastungen (schiefe Biegung, Innendruck etc.) sowie die komplexe Geometrie negativ auf die Charakterisierung aus. Die virtuelle Kalibrierung mittels FEM hilft auch hier, geeignete DMS Positionen zu identifizieren, welche den Zusammenhang zwischen äußerer Belastung und zu messender Dehnung besser repräsentieren.

Neben der hier beschriebenen Einführung sowie den aufgeführten Anforderungen der Thematik stellt das Manuskript insbesondere die Untersuchung und Weiterentwicklung von effektiven Methoden zur Charakterisierung von Struktureigenschaften auf der Basis von FEM-Simulationstechnik dar.

1. NOTWENDIGKEIT ZUR STRUKTUR-CHARAKTERISIERUNG

Die Notwendigkeit zur Charakterisierung von Struktureigenschaften und dadurch die Erfassung von globalen Lasten bestimmter Flugzeugkomponenten wie Höhenleitwerke, Seitenleitwerke, Rumpfabschnitte und anderen auch kleineren Bauteilen liegt im Wesentlichen in den folgenden Punkten begründet.

Grundsätzlich ist es möglich, derartige Lasten zu den entsprechenden Flugzuständen mit Hilfe numerischer Simulationstechniken zu ermitteln. Die jedoch entstehende Frage der Validierung und Verifizierung der verwendeten Simulationsmodelle sowie die Prozess- bzw. Analysegeschwindigkeit erfordern nach wie vor eine indirekte Messung verschiedenster Strukturlasten während des eigentlichen Flugtestbetriebs.

Die hierdurch gewonnenen Informationen werden einerseits zur Kontrolle und zum Abgleich der in vorangegangenen Entwicklungsschritten verwendeten Lasten- bzw. Analysemodelle herangezogen. Andererseits bieten sie insbesondere dem Testpiloten die Möglichkeit während

der Durchführung bestimmter Flugmanöver eventuelle Überlastungen bestimmter Strukturkomponenten zur Anzeige zu bringen und erhöhen somit die Flugsicherheit der Flugtestmaschine.

Darüber hinaus können durch Langzeitaufzeichnung der gemessenen Daten komponentenspezifische oder flugzeugspezifische Lastkollektive erstellt werden, welche im Hinblick auf eine verbesserte Lebensdauerabschätzung der jeweiligen Strukturen von Nutzen sein können.

2. STRUKTURCHARAKTERISIERUNG AUS DEHNUNGSDATEN

2.1. „Klassische“ Skopinski-Methode

Die Methode von *Skopinski* [6] wurde im Laufe der 1950er Jahre von *Skopinski* und weiteren Mitarbeitern der *NACA* entwickelt. Basierend auf einem linearen Zusammenhang zwischen lokal, mittels Dehnungsmessstreifen (DMS), gemessenen Dehnungen und globalen, äußeren Lasten stellt sie auch heute noch bei Flugzeugherstellern wie zum Beispiel *AIRBUS* und *BOEING* ein bekanntes Verfahren zur Erfassung von globalen Komponentenlasten während des Testfluges bzw. des Flugbetriebes dar.

$$\mu_i = \alpha_{i1} F_Q + \alpha_{i2} M_B + \alpha_{i3} M_T \quad (2.1)$$

In Gleichung 2.1 ist diese lineare Beziehung formelmäßig am Beispiel einer flächigen Tragflügelstruktur verdeutlicht. Hiernach setzt sich die Antwort einer DMS-Brücke μ_i aus der gewichteten Summe der hierfür typischen Schnittgrößen Querkraft F_Q , Biegemoment M_B und Torsionsmoment M_T zusammen. Je nach Beanspruchung und Art bzw. Position der DMS-Brücke fließen die Schnittgrößen unterschiedlich stark oder schwach mittels der Gewichtung- bzw. Einflussfaktoren α_j in die jeweilige DMS-Brückenantwort ein.

Um einen eindeutigen Zusammenhang zwischen verschiedenen Brückenantworten und verschiedenen Lastfällen sicherzustellen und aus Gründen der Redundanz ist es zwingend erforderlich die jeweilige Strukturkomponente mit einer entsprechenden Anzahl an DMS-Brücken auszustatten. Hierbei wird an jeder Strukturkomponente eine Lastebene definiert die sowohl als Bezugsebene für die zumessenden Schnittgrößen als auch zur Positionierung der DMS-Brücken dient, siehe Abb. 2.1 und Abb. 2.2. Bei der Festlegung solcher Ebenen ist darauf Wert zu legen, dass eine möglichst hohe Sensibilität der DMS-Brücken auf die zu erfassenden Lasten erzielt wird; um eine „saubere“ Messung zu erhalten ist zusätzlich darauf zu achten, dass die Lastebenen frei von lokalen Störungen, d. h. Spannungsüberhöhungen sind.



Abb. 2.1. Lastebenen-Definition am Flugzeugheck, [3].

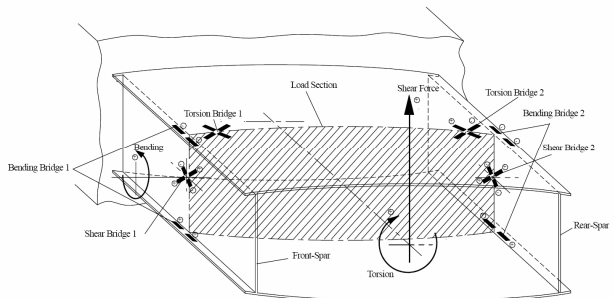


Abb. 2.2. Lastebene, Schnittgrößen und DMS-Brücken am Biege-Torsionskasten, [3].

Die bereits erwähnte Eindeutigkeit der Zusammenhänge sowie eine hohe DMS-Brückensensibilität sind nicht nur von der Wahl der Lastebene abhängig, sondern auch von der gezielten Positionierung sowie Zuordnung bestimmter DMS-Brücken zu bestimmten Schnittgrößen. Das heißt für einen Tragflügel (s. Abb. 2.2), dass zum Beispiel eine Biegemessbrücke am empfindlichsten auf Biegebeanspruchung reagieren sollte. Sie daher in der Lage sein, Biegespannungen gut zu messen und möglichst dort innerhalb der Lastebene platziert werde, wo die höchsten Biegespannungen zu erwarten sind, also an den Stegen bzw. Holmen. Gleiches gilt für Querkraft- sowie für Torsionsmessbrücken.

$$\begin{pmatrix} F_Q \\ M_B \\ M_T \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} \beta_{11} & \beta_{12} & \dots & \beta_{1j} \\ \beta_{21} & \beta_{22} & \dots & \beta_{2j} \\ \beta_{31} & \beta_{32} & \dots & \beta_{3j} \end{bmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \vdots \\ \mu_j \end{pmatrix} \quad (2.2)$$

$$\text{mit } [\beta] = [\alpha]^{-1} \quad (2.3)$$

Da nicht nur eine einzelne DMS-Brücke zum Einsatz kommt sondern eine Vielzahl von Brücken wird aus Gleichung 2.1 ein lineares Gleichungssystem. Dieses Gleichungssystem ist in umgestellter Form durch die Matrixgleichung 2.2 dargestellt. Um es lösen, d. h. um von den lokal gemessenen Dehnungen μ_i auf die globalen Lasten F_Q , M_B und M_T schließen zu können, muss die noch unbekannte Einflusskoeffizientenmatrix $[\beta]$ mittels Kalibrierung bzw. Strukturcharakterisierung ermittelt werden.

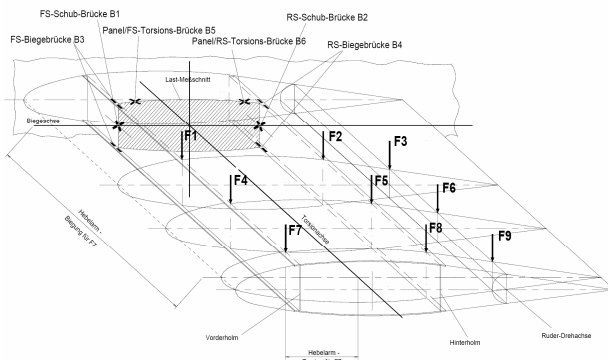


Abb. 2.3. Strukturcharakterisierung am Tragflügel, [3].

Die Kalibrierung bzw. Strukturcharakterisierung wird überwiegend am Boden an der realen Struktur durchgeführt. Hierfür muss die entsprechende Strukturkomponente bereits mit allen DMS-Brücken ausgerüstet sein. Es werden in Größe und Position quasi punktförmige Einzellasten in die Struktur eingeleitet, siehe Abb. 2.3. Dies geschieht der Reihe nach „Einzellast für Einzellast“, wobei jedes Mal die jeweiligen Antworten sämtlicher DMS-Brücken gemessen und aufgezeichnet werden. Mit Hilfe von Gleichung 2.2 gesprochen, erhält man hieraus einen bekannten Vektor aus Kalibrierverfahrenen sowie Kalibriermomenten und ist zusammen mit dem entsprechend aufgezeichneten Brückenantwortvektor in der Lage durch Umstellen des Gleichungssystems die unbekannten Einflusskoeffizienten zu errechnen. Die Wahl der Kalibrierverfahrenen nach Höhe, Position, Art und Anzahl ist nicht vernachlässigbar, weil sie einen wesentlichen Einfluss auf die Güte der Kalibrierung und damit direkt auf die Genauigkeit der Einflusskoeffizienten nimmt. Welche dadurch im späteren Verlauf des Testfluges die Genauigkeit bzw. Aussagekraft der festzustellenden Manöverlasten bestimmen. Als eine der wichtigsten Regeln sei hier das Verhindern von linearen Abhängigkeiten einzelner Gleichungen des Gleichungssystems, durch geschickte Wahl der Kalibrierverfahrenen zu nennen.



Abb. 2.4. Kalibrierung einer Seitenleitwerksstruktur, [3].

Die errechnete Einflusskoeffizientenmatrix kann nun während des Testfluges als quasi faktorielles Bindeglied

zwischen lokal gemessenen Dehnungen und globalen Lasten der jeweiligen Komponente verstanden werden und dient letztendlich zur Ermittlung letzterer Größen.

2.2. Nachteile der „klassischen“ Skopinski-Methode

Da der Kalibriervorgang nahezu ausschließlich an der realen Struktur, das heißt an der jeweiligen Testflugmaschine vorgenommen wird, stellen vor allem die dadurch entstehenden Bodenstandszeiten einen erheblichen Einschnitt in den Flugtestbetrieb und damit einen wesentlichen Nachteil der „klassischen“ Skopinski-Methode dar. Durch den zeitlich beschränkten Rahmen sowie aus technischen Gründen und nicht zuletzt auch aus Gründen der Sicherheit ist die Wahl in Art, Anzahl, Höhe und Position der Kalibrierverfahrenen sehr beschränkt. So werden größtenteils nur Einzellasten appliziert, welche höchstens 10% der zu erwartenden sicheren Lasten erreichen, und das auch nur an Stellen, die eine schadensfreie Lastenleitung erlauben (z.B. Holme bzw. Holm- und Rippenkreuzungen).

Darüber hinaus bringen die Dehnungsmessstreifen erhebliche Nachteile der Methode mit sich. So unterliegen sie einer nicht zu verachtenden Fehleranfälligkeit sowie einer mangelhaften Alterungsbeständigkeit, welche es von Beginn an erfordern eine Mehrzahl an zusätzlichen Messstreifen zu verkleben, wenn auch nur für einen kurz- bis mittelfristigen Einsatzzeitraum. Zusammen mit der aufwendigen Verkabelung und dem restlichen messtechnischen Zubehör ist der dadurch entstehende Gewichtszuwachs ein weiterer nennenswerter Nachteil.

Weiterhin, ist ein nicht zu ignorierender Mangel seitens der Methode die fehlende bzw. problematische Abbildung eventuell auftretender Nichtlinearitäten, welche durch ein nichtlineares Materialverhalten, durch Setzvorgänge oder gar durch vorhandenes Spiel zustande kommen können. Zu erwähnen sei hier auch die immer noch größtenteils auf Erfahrung basierende Positionierung der DMS-Messbrücken, welche wie im Kapitel 2.1 bereits beschrieben, einen erheblichen Einfluss auf das Gesamtergebnis hat, vor allem bei komplexen, geometrischen und/oder komplex belasteten Strukturkomponenten.

2.3. Reale und Virtuelle Versuchsträger an Tragfläche und Rumpf

Zum Verständnis und als Basis für nähere Untersuchungen sowie Weiterentwicklungen der Methode von Skopinski wurde ein realer Versuchsträger in Form einer konventionellen Tragflügelstruktur aufgebaut [4], siehe Abb. 2.5.



Abb. 2.5. Skopinski-Versuchsträger.

Die Komponente stellt eine Höhenleitwerksstruktur eines Flugzeuges der VLA Kategorie ohne Höhenruder, Ruderbeschläge und Randbögen mit einer Grundfläche von $2,25 \times 0,783 \text{ m}^2$ dar. Sie besteht aus zwei durchgängigen Holmen, welche im Einspannbereich mittels Holzeinlagen verstärkt sind, aus 6 Rippen sowie einem oberen und unteren Hautfeld. Alle Bauteile sind in glasfaserverstärkter Sandwichbauweise (Lagenaufbau: Haut $[0^\circ \ 90^\circ]_n$, Holme $[+45^\circ \ -45^\circ]_n$ mit Kernmaterial: *Coticell*) ausgeführt, siehe Abb. 2.6.

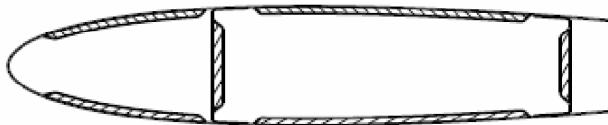


Abb. 2.6. Höhenleitwerksquerschnitt, [4].

Alle Bauteile des Höhenleitwerks sind über entsprechend dimensionierte Laschen miteinander verklebt, die Lagerung entspricht einer festen Einspannung an vier, sich in der Mitte befindenden, Punkten.

Entsprechend Abbildung 2.2 ist die linke und rechte Seite des Versuchsträgers mit je zwei Biege-, zwei Querkraft- und vier Torsionsmessbrücken ausgestattet. Eine Messdatenerfassung und -verarbeitung dient zur Umrechnung und Weiterverarbeitung der unterschiedlichen Signale.

Unter Berücksichtigung symmetrischer und asymmetrischer Lastfälle sowie der auftretenden Übertragungseffekte (gegenseitige Beeinflussung der linken und rechten Tragflügelseiten) ist es bei unterschiedlichster Belastung des Versuchsträgers möglich mit Hilfe der aus der Kalibrierung ermittelten Einflusskoeffizientenmatrix die drei globalen Schnittgrößen Querkraft, Biegemoment und Torsionsmoment mit geringen Abweichungen vom bekannten Sollwert zu „messen“.

Aus Kapitel 2.2 geht hervor, dass unter anderem der zeitlich begrenzte Rahmen sowie die in Art, Höhe und Anzahl begrenzten Kalibrierlasten wesentliche Nachteile der „klassischen“ Methode nach Skopinski sind. Hier bietet die Finite Elemente Methode eine passende Lösung an. In dieser „virtuellen Welt“ ist es lange vor dem eigentlichen

Testflug möglich ausgiebige Untersuchungen hinsichtlich der optimalen Positionierung der DMS-Brücken sowie der Kalibrierung mittels unterschiedlichster Kalibrierlasten an verschiedensten Positionen ohne den sonst so engen Zeitrahmen durchzuführen. So ist es zum Beispiel möglich mit Hilfe einer Messstellenoptimierung die besten Kalibrierergebnisse aus einer großen Anzahl von theoretischen DMS-Brückenpositionen sowie deren möglichen Kombinationen auszuwählen. Kalibrierlasten können ohne weiteres an realen Lasten angenähert werden, zum Beispiel durch die Verwendung von Strecken- und/oder Flächenlasten anstelle der üblichen Einzellasten. Um auch hier nähere Untersuchungen anstellen zu können ist neben dem realen Tragflächenversuchsträger ein Analysemodell unter Verwendung des FEM-Programms *MSC PARTAN/ NASTRAN* entstanden, siehe Abb. 2.7.

MSC Patran 12.0.041 25-Apr-06 23:20:36
Property Set Name Scalar Plot

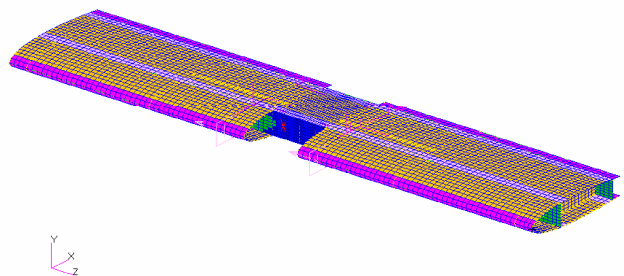


Abb. 2.7. FEM-Modell des Tragflügelversuchsträgers, [4].

In gleicher Weise, wie es bereits am realen Versuchsträger erfolgt ist, wird auch am virtuellen Modell eine Kalibrierung nach Skopinski mit anschließendem Vergleich der Ergebnisse aus realer und virtueller Messung vorgenommen.

Das Potential einer solchen virtuellen Kalibrierung tritt vor allem bei komplexen Geometrien unter ebenso komplexer Belastung zum Vorschein. Hier sei als Beispiel eine konventionelle Rumpfstruktur zu nennen. Oft versagt bei Rumpfen die Kalibrierung unter realen Bedingungen wegen meist technisch begrenzten Möglichkeiten der Lastapplizierung, der vollständigen bzw. sinngemäßen Abbildung komplexer Lastfälle, der Abbildung einer angemessenen Lasthöhe sowie der generellen Herstellung der im Flug vorherrschenden Randbedingungen (Lagerung!), [1].

3. STRUKTURCHARAKTERISIERUNG AUS VERFORMUNGSDATEN

Ein ursprünglich aus der Skopinski-Methode heraus entstandener und weiterentwickelter Ansatz ist die Strukturcharakterisierung mit Hilfe von Daten aus Verformungen anstelle der üblichen Dehnungen. Dieser Ansatz soll nun im Folgenden an zwei verschiedenen, denkbaren Methoden näher erläutert werden.

3.1. Modifizierte Skopinski-Methode

Die erste Möglichkeit der Strukturcharakterisierung mittels Verformungsdaten ergibt sich aus einer schlichten Modifizierung der Skopinski-Gleichungen 2.2. Anstelle von Dehnungen werden nun mit Hilfe gemessener Verformungen die nötigen Einflusskoeffizienten und somit auch die danach beim Betrieb auftretenden globalen Strukturlasten ermittelt.

Dieses Vorgehen lässt sich sehr anhand eines einseitig, fest eingespannten Balkens prinzipiell ableiten, siehe Abb. 3.1.

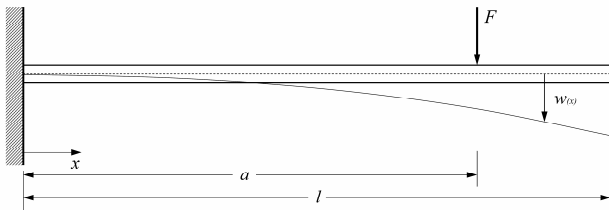


Abb. 3.1. Einseitig, fest eingespannter Balken.

Wie der Tragflügel besitzt auch der Balken die Schnittgrößen Querkraft, Biegemoment und Torsionsmoment, wobei letztere unter der Annahme einer geraden Biegung vorerst wegfällt. Somit entsteht im Vergleich zu Gleichung 2.2 ein nahezu identischer Lastvektor. Da die Durchbiegung des Balkens charakteristisch für den jeweiligen Belastungszustand ist, liegt der Ansatz zur Strukturcharakterisierung des Balkens die Biegelinie heranzuziehen nahe, anstelle der sonst üblichen Dehnungen. Hierfür werden an definierten Positionen entlang des Balkens die einzelnen Durchbiegungen gemessen oder beim „virtuellen Ansatz“ berechnet.

Es ergeben sich zwei Varianten, welche beide im Wesentlichen der hier angesprochenen Modifizierung der Skopinski-Gleichungen entsprechen.

3.1.1. Variante 1

Bei Variante 1 [5] wird die Dehnungsmatrix der herkömmlichen Kalibriergleichung 3.1 durch eine Verformungsmatrix ersetzt.

$$\begin{pmatrix} F_{Q1} \\ F_{Q2} \\ \vdots \\ F_{Qn} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} \mu_{11} & \mu_{12} & \dots & \mu_{1j} \\ \mu_{21} & \mu_{22} & \dots & \mu_{2j} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ \mu_{n1} & \mu_{n2} & \dots & \mu_{nj} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \\ \vdots \\ \beta_j \end{pmatrix} \quad (3.1)$$

Für den Kalibriervorgang bedeutet das, dass zu jeder Kalibriereinzellast F_{Qn} die verschiedenen Durchbiegungen an den vorher definierten Messpositionen entlang des Balkens erfasst und zusammen mit übrigen Kalibriervorgängen die Verformungsmatrix bilden. Hieraus ergibt sich die neue Kalibriergleichung 3.2. Das Errechnen der Einflusskoeffizienten kann nun in gewohnter Art und Weise erfolgen.

$$\begin{pmatrix} F_{Q1} \\ F_{Q2} \\ \vdots \\ F_{Qn} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} w_{11} & w_{12} & \dots & w_{1j} \\ w_{21} & w_{22} & \dots & w_{2j} \\ \vdots & \vdots & & \vdots \\ w_{n1} & w_{n2} & \dots & w_{nj} \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} \beta_1 \\ \beta_2 \\ \vdots \\ \beta_j \end{pmatrix} \quad (3.2)$$

Da die Biegelinie eines derartigen Balkens ohne größeren Aufwand auf analytischem Wege berechnet werden kann, lässt sich die Gültigkeit der modifizierten Skopinski-Gleichungen theoretisch leicht überprüfen. Hierbei errechnet man mit Hilfe von Gleichung 3.3 für eine Anzahl von verschiedenen Kalibriereinzellasten sowie für verschiedene Kalibriervorgänge die unterschiedlichen Balkendurchbiegungen und anschließend die Einflusskoeffizienten.

$$w(x) = \frac{F_Q l^3}{6EI} \cdot \left\{ 3\zeta^2 \alpha - \zeta^3 + (\zeta - \alpha)^3 \right\} \quad (3.3)$$

$$\text{mit } \zeta = \frac{x}{l}, \quad \alpha = \frac{a}{l}, \quad (3.3a)$$

$$\text{und } \langle \zeta - \alpha \rangle^3 = \begin{cases} (\zeta - \alpha)^3 & \text{für } \zeta > \alpha \\ 0 & \text{für } \zeta < \alpha \end{cases} \quad (3.3b)$$

Für einen simulierten Testfall werden nochmals die Durchbiegungen nach Gleichung 3.3 berechnet um anschließend mit Hilfe der zuvor ermittelten Einflusskoeffizienten auf die jeweiligen Schnittlasten zurück zu rechnen. Höhe und Position der Testlast werden nun mit denen der mittels Skopinski-Methode gefundenen Schnittlast verglichen. Dieser Vorgang wird für verschiedene Testlasten und verschiedene Lastangriffspunkte wiederholt. Abbildung 3.2 zeigt das Ergebnis dieser Untersuchung, allerdings wurde hier die Testquerkraft von 150N nicht in ihrer Höhe sondern nur hingehend ihres Angriffspunktes (Punkte auf den Kurven in Abb. 3.2) variiert. Die dabei entstandenen relativen Fehler von Lasthöhe sowie Lastangriffspunkt liegen nahezu bei null Prozent, nur im Bereich der Einspannung steigen sie auf Werte bis zu 2,5% an.

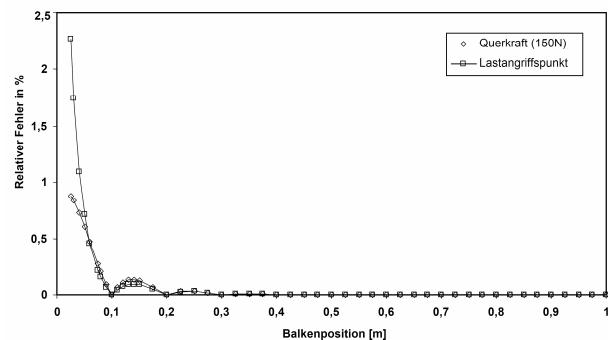


Abb. 3.2. Relativer Fehler bei mod. Skopinski-Methode, [5].

3.1.2. Variante 2

Die zweite Variante basiert auf dem Finden von geeigneten Verformungsfunktionen. Auch dieser Ansatz lässt

sich sehr gut Anhand des Balkenbeispiels (Abb. 3.1) erläutern.

Im Falle des Balkens sind die Lastverteilungen wie Streckenlast, Querkraftverlauf und Biegemomentenverlauf direkt mit der Verformung über die Biegedifferentialgleichung 3.4 analytisch miteinander verknüpft.

$$(w''')'' = \frac{q}{EI} \quad (3.4)$$

Kennt man also den Verlauf der Biegelinie, so ist man in der Lage, auch auf die globalen Lasten des Balkens zu schließen. Die Herausforderung liegt vielmehr im Finden einer geeigneten Funktion für die Biegelinie. So werden wie bei Variante 1 auch hier wieder an definierten Positionen entlang des Balkens Verformungen bzw. Durchbiegungen gemessen.

Im Allgemeinen gilt es eine passende Funktion durch die vorhandenen Punkte zu legen um diese entsprechen oft abzuleiten und somit an die Lasten zu gelangen. Auch hierbei entstehen Gleichungssysteme bestehend aus gewichteten Summanden deren Gewichtungsfaktoren zu errechnen sind. Diese Gleichungssysteme ähneln im Charakter sehr stark denen der *Skopinski*-Gleichungen, sie liegen also somit nur in modifizierter Form vor.

Da das Ableiten eine Funktion „aufrauen“ kann, d.h. kleinste Krümmungswechsel in der Biegelinie unrealistische Verläufe von Biegemoment und Querkraft erzeugen, sind zum Beispiel einfache Polynomfunktionen ungeeignet da sie ohnehin mit steigender Ordnung zum „Überschwingen“ neigen. Anders hingegen verhält es sich mit *Bezier*-Splines, die sich sogar mit verschiedenen Randbedingungen (Lagerung!) „einbauen“ lassen und selbst der schwierige Fall einer Einzellast darstellbar ist.

Ein großes Problem sind jedoch Messfehler, welche unvermeidbar beim Messen der Durchbiegung auftreten. Nur sehr schwer und mit entsprechend hoher Anzahl an Messstellen lässt sich diesem Problem nur annähernd beikommen.

3.2. Neuronale Netze

Eine ganz andere Möglichkeit zur Strukturcharakterisierung mittels Verformungsdaten stellt die Verwendung von so genannten Neuronalen Netzen dar. An dieser Stelle sei zum besseren Verständnis der Aufbau sowie die Arbeitsweise eines Neuronalen Netzes kurz erklärt.

Aufbau und Arbeitsweise entsprechen sehr stark dem eines menschlichen Gehirns, so werden auch hier die kleinsten Bausteine eines derartigen Netzes als Neuronen bezeichnet. Abbildung 3.3 stellt solch ein Neuron in seiner technischen Anwendungsform dar.

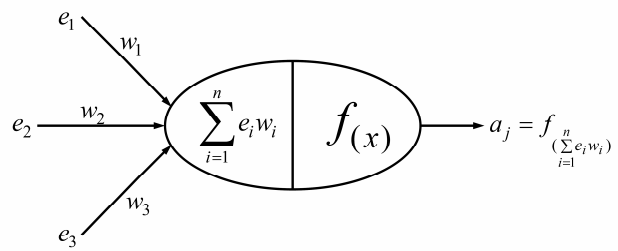


Abb. 3.3. Technisches Neuronenmodell.

Ein Neuron besteht in der Regel aus mehreren Eingängen e_i einem Verarbeitungsteil dem eigentlichen Neuron, den man biologisch betrachtet als Nervenzelle bezeichnen kann, sowie aus einem oder mehreren Ausgängen a_j .

Die Aufgabe des Neurons besteht darin die Eingangssignale bzw. Eingangswerte unterschiedlich stark oder schwach über die jeweiligen Eingänge mittels der Gewichtungsfaktoren w_i zu gewichten, auf zu addieren und in Form einer entsprechenden Übertragungsfunktion $f(x)$ über die Ausgänge auszugeben. Die Übertragungsfunktion ist meist eine Schwellenwertsfunktion, mathematisch betrachtet gibt das Neuron nur dann eine Antwort weiter wenn dessen Linearkombination aus den gewichteten Eingängen den Schwellenwert überschreiten.

Wie der Name schon sagt, besteht ein Neuronales Netz nicht nur aus einem einzelnen sondern aus einem ganzen Netzwerk auf unterschiedlichster Art und Weise miteinander verknüpfter Neuronen, wobei die Knoten eines solchen Netzes durch die Neuronen gebildet werden.

Hat man nun solch ein Netzwerk einem konkreten Problem zugeordnet, so muss dieses Netz erst einmal entsprechend trainiert werden. Hierbei versteht man nichts anderes als das schlichte Ermitteln der einzelnen Gewichtungsfaktoren durch Vorgabe eines Trainingsdatensatzes und dessen zugehörigen korrekten Antworten. In einem iterativen Prozess werden nun die vom Netz produzierten Ist-Antworten mit den entsprechenden Soll-Antworten verglichen. Mittels des daraus resultierenden Fehlers wird die Variation der Gewichtungsfaktoren solange gesteuert bis ein definierter Fehlergrenzwert unterschritten wird und damit die Trainingsphase abgeschlossen ist. Das Netz ist nun in der Lage das ihm antrainierte Problem mit geringen Abweichungen abzubilden.

Auch hier wird anfangs ganz gezielt auf das einfache Beispiel des schon unter Kapitel 3.1 angesprochenen einseitig, fest eingespannten Balkens zurückgegriffen. Der Balken steht hier unter der Belastung zweier Einzellasten (siehe Abb. 3.4) welche in ihre Position fest und nur in ihrer Höhe variierbar sind. Die Aufgabe des Neuronalen Netzes besteht darin, für eine vorgegebene Durchbiegung die zwei zugehörigen Einzellasten zu finden.

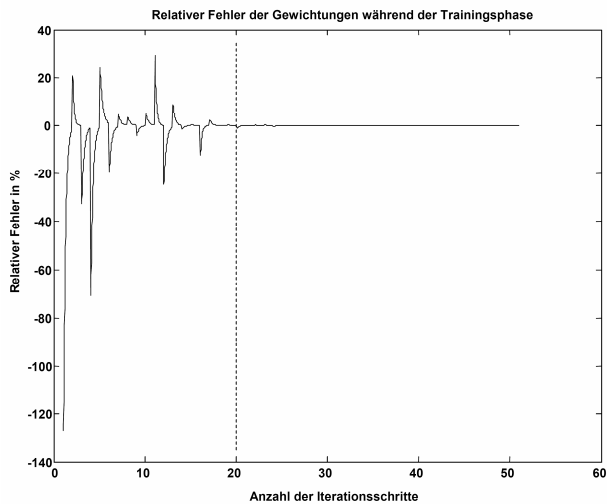


Abb. 3.4. Relativer Fehler während der Trainingsphase, [2].

Abbildung 3.4 zeigt neben dem mechanischen Ersatzbild auch den Verlauf des relativen Fehlers zwischen Ist- und Sollwert während der Trainingsphase. Bereits nach 20 Iterationsschritten konvergiert das Netzwerk gegen einen sehr geringen Fehler, das Netzwerk ist nun in der Lage das ihm antrainierte Balkenproblem abzubilden.

Die eigentliche Herausforderung bei der Abbildung eines physikalischen Problems durch ein Neuronales Netzwerk liegt vor allem in der Wahl des richtigen Netzwerktyps bzw. in der Gestaltung der Neuronen und deren Verbindungen zueinander, in der Wahl der entsprechenden Übertragungsfunktionen und in der Wahl einer geeigneten Trainingsmethode sowie der entsprechenden Trainingsdatensätze. Hieraus ergibt sich eine fast unendlich große Möglichkeit die einzelnen Netzwerkparameter zu kombinieren um das jeweilige Problem abzubilden.

Die genannten Herausforderungen bzw. Schwierigkeiten verdeutlichen vor allem die Nachteile solcher Neuronaler Netze. So geht jeglicher physikalischer Zusammenhang des Grundproblems verloren und es ist eine erhebliche Anzahl an korrekten sowie vollständigen Trainingsdaten erforderlich. Auch hier stellt sich die Frage nach der Validierung und Verifikation des jeweiligen Netz-Modells.



Abb. 3.5. Balkenversuchsträger.

Um die unter Kapitel 3 beschriebenen Ansätze sowie deren Möglichkeiten ebenfalls experimentell zu untersuchen und zu „untermauern“ wurde ein realer Versuchsträger (s. Abb. 3.5) eines einseitig, fest eingespannten Balkens benutzt.

4. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Dargestellt wurden Ergebnisse zu bereits durchgeführten Arbeiten sowie Fragestellungen bzw. Problemstellungen noch offen stehender Themenschwerpunkte zur strukturanalytischen und experimentellen Untersuchung sowie Weiterentwicklung effektiver Methoden zur Charakterisierung von Struktureigenschaften. Diese Schwerpunkte lassen sich nochmals zusammenfassen:

- Erweiterung der „klassischen“ *Skopinski*-Methode unter Zuhilfenahme der Finite Element Methode hinsichtlich komplexerer Geometrien (z.B. Rumpf), der Anpassung der Lasttypen, Lasthöhen und der Lastfälle während der Kalibrierung (z.B. durch verteilte Lasten anstelle der üblichen Einzellasten), der optimalen Positionierung sowie Kombination der Dehnmessstellen.
- Anwendung von neuen methodischen Ansätzen zur Strukturcharakterisierung auf Basis von Verformungsdaten, zum Beispiel mittels modifizierter *Skopinski*-Gleichungen und/oder mittels Neuronaler Netzwerke.
- Untersuchung hinsichtlich der Anwendung neuer Messtechnologien zur Strukturcharakterisierung mittels Dehnungs- und Verformungsdaten.
- Ermittlung jeweiliger Lastkollektive, komponentenspezifisch und/oder flugzeugspezifisch, wie deren Anwendung für die Lebensdauerabschätzung der jeweiligen Struktur.

LITERATURVERZEICHNIS

- [1] Heigerer, Christoph: *Virtual strain gage calibration of a typical transport category aircraft fuselage section by means of MSC PATRAN/NASTRAN*. Master Thesis, Faculty TI/Department of Aeronautical and Automotive Engineering, University of Applied Sciences Hamburg, 2007.

- [2] Hönick, Matthias: *Grundlagen der Neuronalen Netze verdeutlicht am Beispiel des Biegebalkens*. Studienarbeit, Fakultät TI/Studiendepartments Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, 2006.

- [3] Hülsmann, Erich: *Flight test installations for loads*. AIRBUS Report, Bremen, 2003.

- [4] Mena, Rafael: *Strukturanalytische und experimentelle Untersuchungen der Skopinski Methode am Beispiel einer GFK-Höhenleitwerksstruktur*. Diplomarbeit, Fakultät TI/Studiendepartments Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, 2006.

- [5] Raibeck, Laura: *Analytical and experimental analysis of Skopinski's method on the basis of deformations*. Internship project, Faculty TI /Department of Aeronautical and Automotive Engineering, University of Applied Sciences Hamburg, 2006.

- [6] Skopinski, T.H.; Aiken Jr., William S.; Huston, Wilber B.: *Calibration of strain-gage installations in aircraft structures for the measurement of flight loads*. NACA Report 1178, 1953.