

FINITE-ELEMENTE-ANALYSE UND EXPERIMENTELLE UNTERSUCHUNG DER JUNKERS JU 52 FLÜGELSTRUKTUR

M. Seibel [†], M. Schubert [†], P. Struck ⁺⁺, H. Claasen ⁺⁺

[†]) Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg
Studiendepartment Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau
Berliner Tor 9
20099 Hamburg

⁺⁺) Deutsche Lufthansa Berlin-Stiftung
Weg beim Jäger 193
22335 Hamburg

1. EINLEITUNG

1.1. Motivation

Die Deutsche Lufthansa Berlin-Stiftung betreibt und wartet die historischen Flugzeuge der Deutschen Lufthansa AG, die vorwiegend als Werbe- und Sympathieträger eingesetzt werden. Das bedeutendste historische Flugzeug ist eine Junkers Ju 52, die in den Jahren 1985/86 vollständig restauriert und nach den heute geltenden Zulassungsvorschriften zertifiziert wurde.

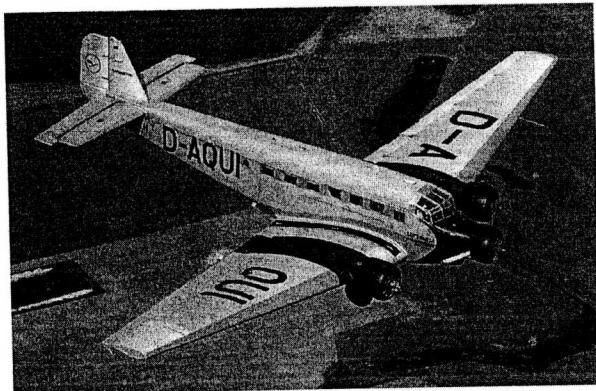


Bild 1: Junkers Ju 52

Das Ziel der Betreiber ist es, die Ju 52 für 100 Jahre lufttüchtig zu halten, d.h. den Flugbetrieb bis in das Jahr 2036 sicherzustellen. Der dauerhafte Erhalt der Lufttüchtigkeit erfordert die ständige Fortschreibung des Instandhaltungsprogramms angepasst an die Erkenntnisse aus der MSG 3 Methodik, insbesondere die Be trachtung von Fragestellungen hinsichtlich der Flugzeugzelle und ihrer primären Strukturkomponenten. Hierzu zählen z.B. das Ermüdungsverhalten, das Strukturver halten bei Schäden (Schadenstoleranzverhalten) und das notwendige Inspektions- und Wartungsprogramm (vgl. [1], [2], [3]).

Ein Vergleich des ursprünglichen Auslegungsziels der Ju 52, nämlich eine fünfjährige Nutzungsdauer mit ca. 1600 Flugstunden pro Jahr (2,5 h durchschnittliche Flugdauer) zu erreichen, mit dem heutigen Einsatzspektrum

zeigt kaum Gemeinsamkeiten. Erschwerend kommt hinzu, dass aus der Entwicklungszeit der Ju 52 keine komplette Dokumentation vorhanden ist. Festigkeitsnachweise, Zeichnungssätze oder Materialdaten, die für heutige Flugzeugentwicklungen obligatorisch sind, liegen entweder gar nicht oder nur in rudimentären Auszügen (z.B. in Form von Teilelisten oder Reparaturanweisungen) vor.

1.2. Zielsetzung

In dieser Arbeit (vgl. [1]) werden die Geometrie-, Material- und Gewichtsdaten der Ju 52 Flügelstruktur erarbeitet und in ein Finite-Elemente-Modell überführt. Auf Basis dieses Analysemodells werden statische Lastfälle berechnet. Die Validierung des Finite-Elemente-Modells erfolgt durch Vergleiche der Berechnungsergebnisse mit analytischen Methoden und Testergebnissen (Dehnungsmessungen an einem Flügelholm) aus Flugversuchen. Durch den Abgleich der Analyse- und Testergebnisse können die wichtigsten Strukturparameter identifiziert und das Bauteilverhalten bestimmt werden.

Mit Hilfe des validierten Finite-Elemente-Modells erfolgen weiterführende Berechnungen, die einen ausgewählten Strukturschaden (wurzelnaher Holmbruch) im Berechnungsmodell berücksichtigen. Die Auswirkungen des Schadens auf das Belastungs- und Verformungsverhalten der Flügelstruktur werden zur Bewertung der Schadenstoleranz herangezogen.

2. FLÜGELSTRUKTUR

Die Tragfläche besteht aus drei Teilen, dem Flügelmittelteil als integraler Bestandteil des Rumpfes und zwei abnehmbaren Flügelteilen. Dieser Aufbau resultiert aus der (militärischen) Anforderung, das Flugzeug in seinen Einzelteilen (Rumpf, Tragflächen und Leitwerken) mit der Eisenbahn transportieren zu können.

Für die Berechnung der Flügelstruktur wird der abnehmbare Flügelteil idealisiert, wobei der Motor und seine Aufhängung im Finite-Elemente-Modell berücksichtigt werden. Das Querruder bzw. die Landeklappe werden durch lastfallspezifische Einzellasten an ihren Lagerpunkten idealisiert.

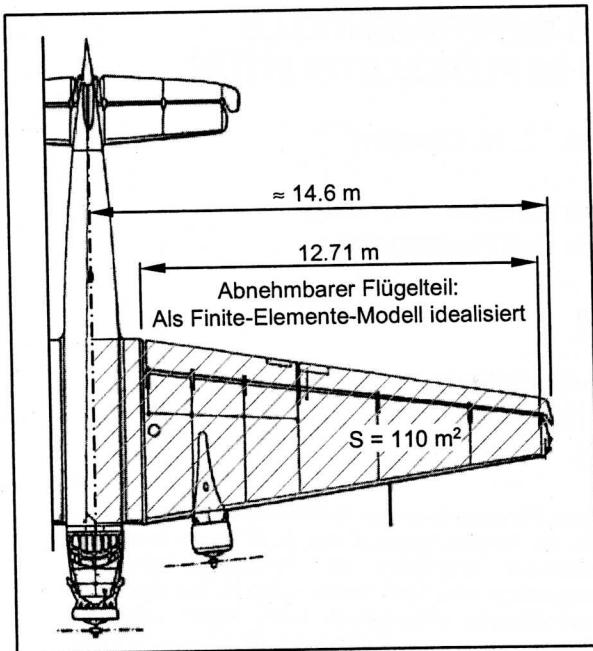


Bild 2: Tragfläche – Halbspannweite (Draufsicht)

2.1. Struktureller Aufbau des abnehmbaren Flügelteils

Die wichtigsten Strukturelemente des abnehmbaren Flügelteils sind vier Holme, deren acht Gurte aus Rohrquerschnitten bestehen, das Holmfachwerk (Profile) sowie die Querverbände (Profile) zur Erfüllung der Rippenfunktion. Die Haut besteht aus Wellblech.

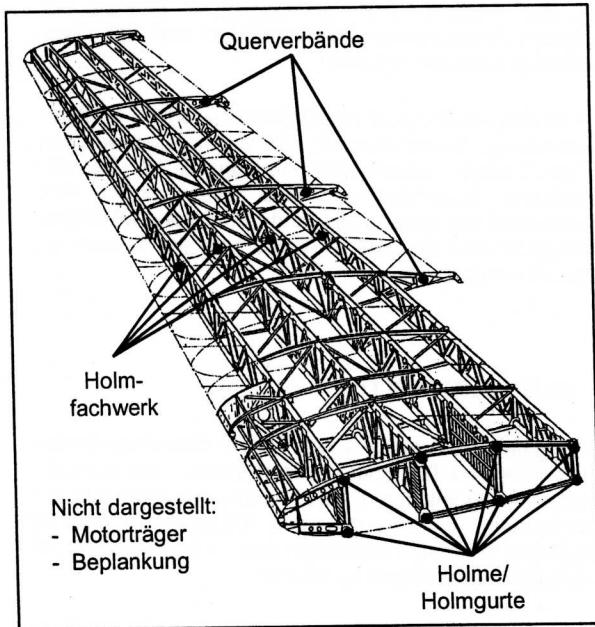


Bild 3: Strukturelemente des abnehmbaren Flügelteils

2.2. Finite-Elemente-Modell des abnehmbaren Flügelteils

Das Finite-Elemente-Modell bildet den strukturellen Aufbau der Tragfläche hauptsächlich durch Balken- (Holme, Holmfachwerk, Querverbände), Schalen- (Behäutung, Schubleiche) und Punktele mente (konzentrierte Massen und Rigid-Body-Elemente mit Nulllänge) ab. Die verwendeten Materialien sind typischerweise isotrop für die Standard-Aluminiumlegierungen der linienhaften Struktur elemente sowie 2D-orthotrop für die flächigen Wellblech bereiche. Nicht strukturelle Elemente der Tragfläche, beispielsweise die Kraftstofftanks, sind durch in den jeweiligen Schwerpunkten angebrachte Punktmassen idealisiert. Die Randbedingungen sind an den acht Gurten enden der Holme durch Festsetzen der drei translatorischen Freiheitsgrade eingebunden. Die Belastungen durch Massen bzw. Eigengewicht werden mittels Eigen trägheiten (inertia loads), die Belastungen durch Luft lasten mittels Einzellasten an den Querverbandstationen eingebracht.

Das Finite-Elemente-Modell besteht aus ca. 11000 Knoten und 15500 Elementen.

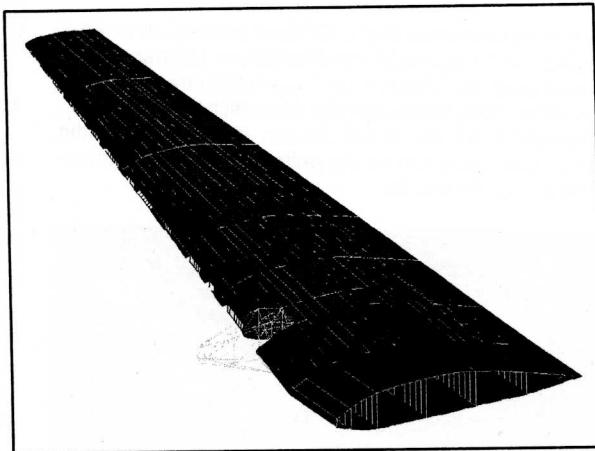


Bild 4: Finite-Elemente-Modell des abnehmbaren Flügelteils

Als Lastfälle dienen das „Stehen am Boden“ sowie der „Stationäre Geradeausflug“, um das strukturmechanische Verhalten der Tragfläche zu berechnen und damit ein grundlegendes Verständnis für das Strukturverhalten zu entwickeln.

Die berechnete Konfiguration entspricht der in [3] beschrieben, wobei sich die Berechnungsergebnisse auf die Flugversuche vom 23.10.2001 beziehen. Für diese Referenzkonfiguration sind folgende Daten bekannt:

- Massenbilanz,
- Flugzustände bzw. ausgeführte Flugmanöver,
- Korrespondierende Messdaten (vgl. Kap. 4).

Das Programmsystem MSC/Patran® bzw. MSC/Nastran® dient zur Erstellung des Finite-Element-Modells und zur Ausführung der Berechnungen.

3. BERECHNUNGSERGEBNISSE

Beide Lastfälle („Stehen am Boden“ und „Stationärer Geradeausflug“) verursachen vornehmlich eine Biegebeanspruchung der Tragfläche. Diese Biegebeanspruchung erzeugt in den acht Gurten der Tragfläche in erster Linie eine Zug- bzw. Druckbeanspruchung. Die Tragfähigkeit der Wellblechhaut kann dabei vernachlässigt werden. Deshalb sind in den nachfolgenden Ergebnisdarstellungen nur die Gurtbeanspruchungen wiedergegeben, die durchgängig die Nomenklatur aus Bild 5 benutzen.

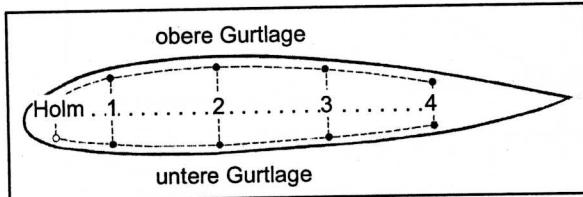


Bild 5: Tragflächenquerschnitt mit Holmbezeichnung (obere und untere Gurtlage)

3.1. Lastfall: Stehen am Boden

Der Lastfall „Stehen am Boden“ zeigt das erwartete Ergebnis einer Zugbeanspruchung der oberen Gurtlage und eine Druckbeanspruchung der unteren Gurtlage. Die Hölme 1-3 sind am höchsten beansprucht, wohingegen Holm 4 kaum an der Lastübertragung beteiligt ist. Deutlich erkennbar sind Sprünge in den Kraftverläufen, die an den Positionen der Querverbände und besonders ausgeprägt an den Anschlussstellen der Kraftstofftanks und des Motorträgers stattfinden. Das maximale Lastniveau liegt bei ca. +40 kN in der oberen Gurtlage bzw. -35 kN in der unteren Gurtlage.

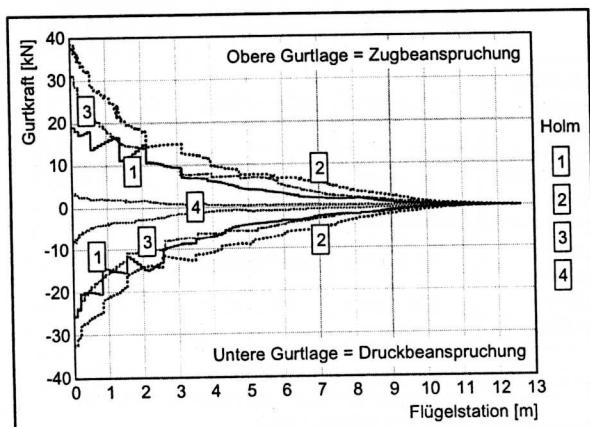


Bild 6: Gurtlängskräfte im Lastfall „Stehen am Boden“

3.2. Lastfall: Stationärer Geradeausflug

Der Lastfall „Stationärer Geradeausflug“ zeigt die einem Fluglastfall typische Druckbeanspruchung der oberen Gurtlage bzw. eine Zugbeanspruchung der unteren Gurtlage. Erkennbar sind auch hier die Sprünge in den Kraftverläufen, die an den Positionen der Querverbände und den Anschlussstellen der Kraftstofftanks und des Motorträgers

stattfinden.

Das maximale Lastniveau liegt bei ca. +70 kN in der unteren Gurtlage bzw. -80 kN in der oberen Gurtlage.

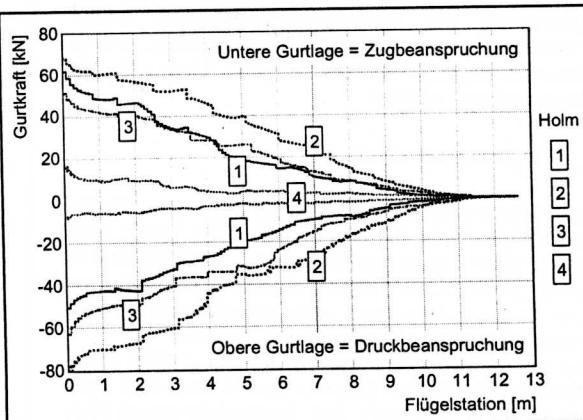


Bild 7: Gurtlängskräfte im Lastfall „Stationärer Geradeausflug“

3.3. Beanspruchung im Bereich des Flügelanschlusses

Die in Kap. 3.1 und Kap. 3.2 dargestellten Gurtkräfte lassen sich mit Hilfe der Gurtquerschnitte auf Normalspannungen der Holmgurte umrechnen. Die korrespondierenden Ergebnisse sind in Tab. 1 für die Flügelstation „550 mm hinter dem Flügelanschluss“ (vgl. Bild 10) aufgelistet. An dieser Stelle beträgt das Spannungsniveau etwa 50 MPa, bei einem Lastvielfachen von $n_z=1.0$.

| Holm | Gurtlage | Lastfall | |
|------|----------|-----------------|---------------------------|
| | | Stehen am Boden | Stationärer Geradeausflug |
| 1 | Oben | 16.8 MPa | -39.8 MPa |
| | Unten | -18.5 MPa | 48.3 MPa |
| 2 | Oben | 24.0 MPa | -53.9 MPa |
| | Unten | -19.5 MPa | 46.4 MPa |
| 3 | Oben | 20.6 MPa | -48.9 MPa |
| | Unten | -17.2 MPa | 40.9 MPa |
| 4 | Oben | 6.8 MPa | -17.0 MPa |
| | Unten | -13.3 MPa | 34.1 MPa |

Tab. 1: Längsspannungen in den Holmgurten, 550 mm hinter dem Flügelanschluss (vgl. Bild 10)

Um eine Aussage hinsichtlich der vorhandenen Strukturreserve im normalen Flugbetrieb zu erhalten, wird abschließend die Beanspruchung direkt am Flügelanschluss unter Berücksichtigung des sicheren Manöverlastvielfachen von $n_z=2.5$ betrachtet. Die vorhandene Spannung ergibt sich am unteren Gurt von Holm 1 zu $\sigma_{vorh} \approx 145$ MPa (vgl. Tab. 3). Mit einer zulässigen Spannung von (2024 Legierung) $R_{p0.2} = 250 \dots 300$ MPa folgt schließlich ein Reservefaktor von $RF \approx 2.0$.

4. VALIDIERUNG DES FINITE-ELEMENTE-MODELLS

Die Absicherung der Berechnungsergebnisse erfolgt mittels Validierung des Finite-Elemente-Modells, wobei sowohl analytische Überlegungen als auch Flugversuchsdaten herangezogen werden.

4.1. Flugversuchsdaten

Die Flugversuchsdaten zur Validierung des Finite-Elemente-Modells sind [3] entnommen. Die Ergebnisse der Messkampagne (durchgeführt am 23.10.2001) sind in Form einer konsistenten Datensammlung mit Informationen zur Massenbilanz, den geflogenen Manövern und den korrespondierenden Messdaten vorhanden.

Während der Flugversuche wurde an der in Bild 8 gekennzeichneten Stelle des unteren Gurtes von Holm 1 die Gurtlängsdehnung mit Hilfe von Dehnungsmessstreifen (inkl. Temperaturkompensation) gemessen. Eine genaue Kenntnis des dehnungsfreien Zustands des Gurtes kann aus den Flugversuchsdaten nicht bestimmt werden, weil der Nullabgleich nur zu Beginn der Flugversuche stattfand. Somit ist die Referenz der Dehnungsmessung, d.h. $\varepsilon_{Gurt}=0 \mu\text{m}/\text{m}$, der Zustand „Stehen am Boden“.

Messtechnisch erfasst ist folglich die gesamte Längsdehnung des unteren Gurtes von Holm 1, die sich zwischen dem Zustand „Stehen am Boden“ und dem Zustand „Stationärer Geradeausflug“ einstellt. Sie ist mit $\varepsilon_{Gurt}=882 \mu\text{m}/\text{m}$ im Messdatenblatt ausgewiesen.

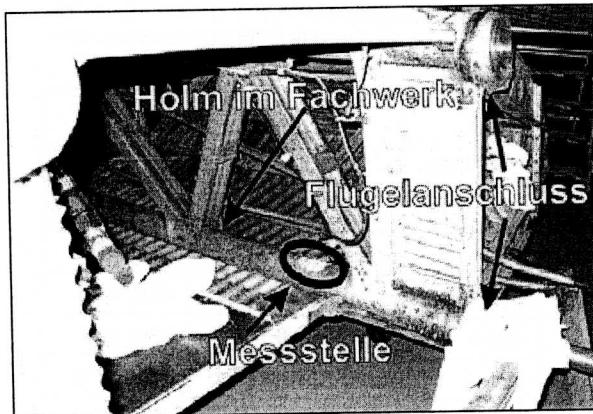


Bild 8: Messstelle am unteren Gurt von Holm 1 (vgl. [3]), 550 mm hinter dem Flügelanschluss

4.2. Analytische Betrachtung

Die einfachste Methode zur Absicherung der Berechnungsergebnisse ist die analytische Strukturanalyse. Hierzu wird die Tragfläche als Kragbalken betrachtet und eine traditionelle Schnittlastberechnung durchgeführt. Die äußeren Belastungen werden als Linienlasten (Auftrieb und Eigengewicht) bzw. als Einzelkräfte (Kraftstoff und Motor bzw. Motorträger) berücksichtigt. Die Auswertung erfolgt ebenfalls an der Station 550 mm hinter dem Flügelanschluss am unteren Gurt von Holm 1.

Unter Berücksichtigung der Querschnittsverhältnisse (schiefe Biegung) am Auswertepunkt ergibt sich die Gesamtspannung, d.h. Superposition der Beanspruchungen

($M_{b,ges}=196.6 \text{ kNm}$) auf Druck und Zug, zu $\sigma_{ges}=70.6 \text{ MPa}$ oder einer Gesamtdehnung $\varepsilon_{ges}=1028 \mu\text{m}/\text{m}$.

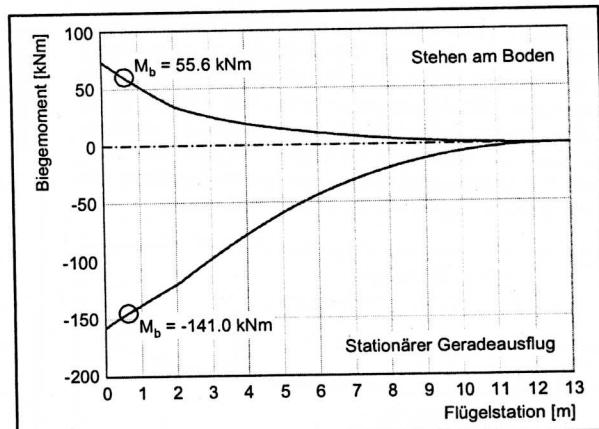


Bild 9: Biegemomentenverlauf entlang der Tragfläche mittels analytischer Betrachtung

4.3. Gegenüberstellung der Ergebnisse

Die Zusammenfassung der drei zu vergleichenden Ergebnisse ist in Tab. 2 wiedergegeben. Sie stellt die Längsspannungen und Längsdehnungen im unteren Gurt von Holm 1 für die beiden Lastfälle „Stehen am Boden“ und „Stationärer Geradeausflug“ dar. Als E-Modul ist ein Wert von $E=68700 \text{ MPa}$ zugrunde gelegt. Der Ort der Auswertung entspricht der in Bild 8 bzw. Bild 10 angegebenen Station der Tragfläche.

| Lastfall | Ergebnis aus | | |
|--------------------------------|--|---|---|
| | FE-Analyse | Flugversuch | Analytische Betrachtung |
| Stationärer Geradeausflug | 48.3 MPa | nicht erfasst | 50.7 MPa |
| Stehen am Boden | -18.5 MPa | nicht erfasst | -19.9 MPa |
| Superposition beider Lastfälle | 66.8 MPa 972 $\mu\text{m}/\text{m}$ | nicht erfasst 882 $\mu\text{m}/\text{m}$ | 70.6 MPa 1028 $\mu\text{m}/\text{m}$ |

Tab. 2: Längsspannungen (in MPa) und -dehnungen (in $\mu\text{m}/\text{m}$) am unteren Gurt von Holm 1; 550 mm hinter dem Flügelanschluss

Der Vergleich zeigt eine ausreichend genaue Übereinstimmung der Ergebnisse aus der Finite-Elemente-Analyse und den Flugversuchsdaten. Das Finite-Elemente-Modell wird daher als hinreichend validiert für weiterführende Berechnungen (vgl. Kap. 5) betrachtet. Die analytische Berechnung weicht erwartungsgemäß zur konservativen, höheren Seite ab, weil zwecks Vereinfachung bei der Trägheitsberechnung ausschließlich die Gurtquerschnitte der Holme berücksichtigt wurden.

5. SIMULATION EINES POTENZIELLEN FLÜGELSCHADENS

Die Simulation eines potenziellen Flügelschadens wird mit der Zielsetzung ausgeführt, dass Schadenstoleranzverhalten der Tragfläche zu beurteilen. Dabei soll nicht das Verhalten hinsichtlich der in der Zulassungsvorschrift definierten Philosophie „Damage Tolerance“ untersucht werden. Diese war zur Zeit der Ju 52 Entwicklung gänzlich unbekannt. Vielmehr geht es um die Beurteilung des Tragverhaltens nach Eintritt eines Schadens an einem der primären Strukturelemente der Tragfläche. Hierzu wird folgender Schaden angenommen:

- Bruch des unteren Gurtes von Holm 1
- Ort des Schadens:
ca. 550 mm hinter dem Flügelanschluss

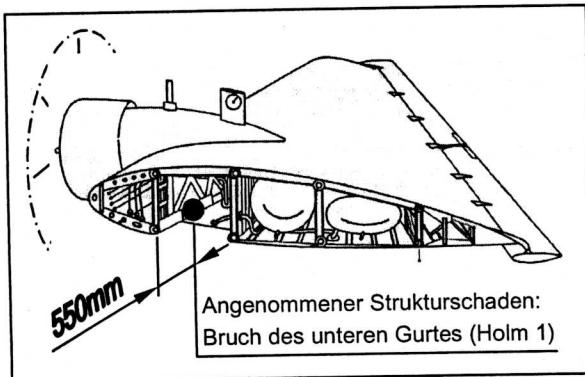


Bild 10: Definition eines potenziellen Flügelschadens

Der Bruch des unteren Gurtes von Holm 1 wird im Finite-Elemente-Modell durch Entfernen des betroffenen Balkenelementes umgesetzt. Analysiert wird der Lastfall „Stationärer Geradeausflug“ entsprechend der in Kap. 3 beschriebenen Vorgehensweise, mit anschließender Skalierung auf das sichere Manöverlastvielfache.

Analog zu den in Bild 7 dargestellten Gurtkraftverläufen für die intakte Flügelstruktur, zeigt Bild 11 die Gurtkraftverläufe für die geschädigte Struktur. Es lassen sich folgende strukturmechanisch relevante Aspekte erkennen:

- Die Störungen infolge der Schädigung wirken sich nur im ersten Drittel der abnehmbaren Tragfläche aus. Im weiteren Verlauf (in Richtung Flügelspitze) bleiben die Gurtkräfte nahezu unverändert.
- Die Gurte von Holm 1 werden im Schadensfall zwangsläufig entlastet. Sie können aufgrund der Schädigung die ursprüngliche Last nicht mehr tragen. Erwartungsgemäß fällt die Gurtkraft des unteren Gurtes an der angenommenen Bruchstelle auf Null zurück.
- Die Entlastung von Holm 1 wird hauptsächlich von Holm 2 kompensiert. Insbesondere der untere Gurt (Holm 2) erfährt eine deutliche Laststeigerung von ursprünglich 68 kN auf 97 kN. Das entspricht einer Zunahme von ca. 42 %.
- Die Gurte von Holm 3 und Holm 4 werden im Schadensfall moderat höher beansprucht.

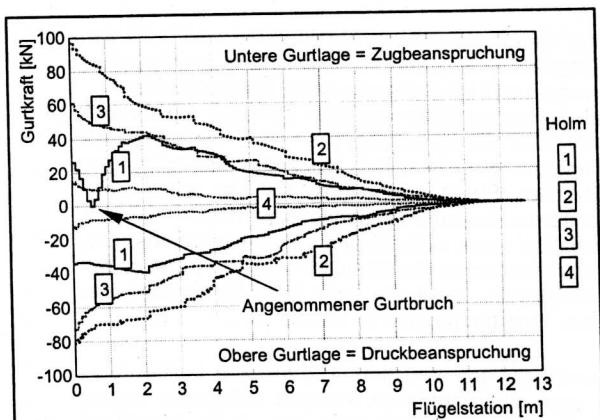


Bild 11: Gurtlängskräfte im Lastfall „Stationärer Geradeausflug“ mit simuliertem Bruch vom unteren Gurt von Holm 1

Die Gegenüberstellung der Gurtlängskräfte am Flügelanschluss für den Lastfall „Stationärer Geradeausflug“ in Tab. 3 zeigt, dass die maximale Beanspruchung von Holm 1 (ungeschädigte Struktur) zu Holm 2 (geschädigte Struktur) wechselt.

Die Berücksichtigung des (sicheren) Manöverlastvielfachen von $n_z=2.5$ liefert schließlich eine Aussage hinsichtlich der vorhandenen Strukturerlösre für diesen Schadensfall. Die vorhandene Spannung ergibt sich am unteren Gurt von Holm 2 zu $\sigma_{vorb}=185 \text{ MPa}$. Mit einer zulässigen Spannung von $R_{p0.2}=250 \dots 300 \text{ MPa}$ (2024 Legierung) folgt schließlich ein Reservefaktor von $RF \approx 1.5$.

| Holm | Gurtlage | Stationärer Geradeausflug | |
|------|----------|---------------------------|---------------------|
| | | Struktur intakt | Struktur geschädigt |
| 1 | Oben | -46.5 MPa | -36.7 MPa |
| | Unten | 57.3 MPa | 38.5 MPa |
| 2 | Oben | -59.7 MPa | -60.7 MPa |
| | Unten | 51.1 MPa | 72.7 MPa |
| 3 | Oben | -58.0 MPa | -67.4 MPa |
| | Unten | 47.8 MPa | 56.5 MPa |
| 4 | Oben | -25.2 MPa | -42.2 MPa |
| | Unten | 54.2 MPa | 46.9 MPa |

Tab. 3: Längsspannungen in den Holmgurten am Flügelanschluss für den Lastfall „Stationärer Geradeausflug“ ($n_z=1.0$)

6. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Mit der vorliegenden Arbeit wurde eine umfangreiche Datenbasis für die Ju 52, insbesondere für ihre Flügelstruktur, aufgebaut. Sie enthält Informationen hinsichtlich der Geometrie (Abmaße, Längen, Querschnitte, usw.), der Massen bzw. Massenbilanz und der verwendeten Materialien.

Aus dieser Datenbasis ist ein Finite-Elemente-Modell der Ju 52 Tragfläche entstanden, das mittels analytischer Betrachtungen und Flugversuchsdaten validiert wurde. Die Analyse ausgewählter Lastfälle („Stehen am Boden“ und „Stationärer Geradeausflug“) mit Hilfe des validierten Finite-Elemente-Modells liefert Aussagen bezüglich des grundsätzlichen Strukturverhaltens und der ausreichenden Strukturreserve am Flügelanschlusspunkt. Die Simulation eines potenziellen Strukturschadens, d.h. der Bruch des unteren Gurtes von Holm 1 im Bereich des Flügelanschlusses, zeigt die sehr gute Eigenschaft der Tragfläche, Strukturschäden zu tolerieren.

Auf Grundlage der erzielten Ergebnisse lassen sich weitere kurz- und langfristige Arbeiten definieren, um die Einsicht in das Strukturverhalten der Ju 52 Tragfläche weiter zu verbessern. Hierzu zählen

- die Analyse weiterer Lastfälle,
- die Analyse weiterer „potenzieller Schadensfälle“,
- Sensitivitätsanalysen (z.B. Art der Lasteinleitung) und
- die Simulation des dynamischen Verhaltens.

7. LITERATUR

- [1] M. Schubert
Finite-Elemente-Analyse und experimentelle Untersuchung der Junkers Ju 52 Flügelstruktur, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Diplomarbeit, 2005.
- [2] H. Störk
Analyse der Struktur der Junkers Ju 52 zum dauerhaften Erhalt der Lufttüchtigkeit, Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg, Diplomarbeit, 2003.
- [3] J. Thorbeck, S. Anders
Betriebsfestigkeitsbetrachtung am Hauptholm der Ju 52 D-AQUI, Technische Universität Berlin, Institut für Luft- und Raumfahrt, interner Institutsbericht, 2003.

8. DANKSAGUNG

Die Autoren danken der Deutschen Lufthansa Berlin-Stiftung für die weitreichende Unterstützung während der Anfertigung der Arbeit sowie Prof. Dr. Jürgen Thorbeck, Technische Universität Berlin, für die Bereitstellung der Messdaten aus den Ju 52 Flugversuchen.