

Entwicklung eines modularen Standard-Lastspektrums für CS-23 Flugzeuge

H. Schmidt

Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt e.V.
Institut für Aeroelastik, 37073 Göttingen

Zusammenfassung

Die im realen Flugbetrieb auftretenden dynamischen Belastungen, z. B. durch Böen und Manöver, führen auf die Dauer zu Ermüdungsschäden. Daher ist bereits im Vorentwurf eine Kenntnis der typischen Belastungen notwendig, auf deren Grundlage das Flugzeug dimensioniert wird. In enger Zusammenarbeit mit den Luftfahrtbehörden wird ein Betriebsfestigkeitsnachweis geführt, bei dem die Schadenstoleranz durch Test und versuchsgestützte Analyse nachgewiesen und Inspektionsintervalle festgelegt werden.

Zur Abschätzung der Beanspruchungen in der Entwicklungsphase greift man auf statistische Daten aus früheren umfangreichen Messungen an einer größeren Zahl von Flugzeugen zurück. Um aus diesen repräsentativen Belastungen bewährter Konstruktionen eine Aussage über die Lebensdauer bzw. Schadensentwicklung treffen zu können, werden die Böen- und Manöverlasten statistisch erfasst und in Belastungskollektiven zusammengestellt.

Bei den Herstellern kleiner Flugzeuge, die unter die Zulassungsvorschriften CS-23 fallen, ist es heute übliche Praxis, vereinfachte konservative Spektren zu benutzen. Diese Methode ist jedoch nicht sehr flexibel, wenn es um Änderungen der Flugzeugkonfiguration und/oder der Einsatzprofile geht. Daher ist auch für kleine Flugzeuge ein missionsorientierter Ansatz entsprechend Advisory Circular AC-23-13A empfehlenswert, um in Abhängigkeit vom Flugzeugmuster und der Konfiguration die individuellen Ermüdungslastkollektive zu bestimmen.

Seitens der FAA werden die Hersteller durch Bereitstellung von anleitendem Material für die Entwicklung von CS-23 Flugzeugen und Belastungsdaten unterstützt.

Auf Basis der behördlich festgelegten Bauvorschriften wird ein transparentes, modulares Programm zur Erzeugung von Standard-Lastspektren für CS-23 Flugzeuge entworfen. Durch Definition verschiedener Missionsprofile und Festlegung der Einsatzart wird anhand einfacher Eingabeparameter eine Belastungsmatrix aufgestellt, durch die das Gesamtspektrum durch stochastische Abfolge verschiedener Einheitsflüge und definierte Basislastfälle beschrieben wird. Dazu werden die Missionsprofile in Flugphasen und Segmente eingeteilt, anhand derer die Manöver- und Böenlasten bestimmt werden.

Das entwickelte systematische Verfahren zur Definition von Lasten für CS-23 Flugzeuge kann für entsprechende Ermüdungsanalysen und -tests verwendet werden. Durch die offene, modulare Struktur wird die Erzeugung der Lastspektren sowie entsprechender Lastsequenzen transparent und durchgängig prüfbar und kann als Referenzstandard für Ermüdungslasten an Neuentwicklungen und im Einsatz befindlichen Flugzeugmustern verwendet werden.

1. NOMENKLATUR

| | |
|--------------|--|
| b_H | Spannweite des Höhenleitwerks [m] |
| $c_{Y\beta}$ | Auftriebsgradient des Seitenleitwerks [rad^{-1}] |
| g | Erdbeschleunigung [m/s^2] |
| l_s | Mittlere geometrische Tiefe des Seitenleitwerks [m] |
| r_s | Abstand von Flugzeugschwerpunkt und Druckpunkt des Seitenleitwerks |
| r_z | Trägheitsradius des Flugzeugs um die z-Achse [m] |
| S_S | Seitenleitwerksfläche [m^2] |
| S_H | Höhenleitwerksfläche [m^2] |
| U_{de} | Böengeschwindigkeit [m/s] |
| V | Fluggeschwindigkeit EAS [m/s] |
| W | Abfluggewicht [N] |
| ρ_0 | Dichte [kg/m^3] |

2. ÜBERSICHT

Am DLR Institut für Aeroelastik wird mit Unterstützung der Schweizer Firma Pilatus Aircraft Ltd. ein systematisches Verfahren zur Definition von Lasten für CS-23 Flugzeuge entwickelt und für entsprechende Ermüdungsanalysen und -tests verwendet.

Die europäischen und U.S. amerikanischen luftfahrttechnischen Zulassungsbehörden unterstützen die Flugzeughersteller durch Bereitstellung von anleitendem Material für die Entwicklung und die Erzeugung großer Datenbasen mit Lasten und Einsatzspektren [1], [2].

Auf Basis dieser Bauvorschriften, sowie in Korrespondenz mit den Behörden wird ein Prozess eines Standard-Lastspektrums für CS-23 Flugzeuge der Kategorie „Commuter“ und „Normal“ (vgl. Bild 1) aufgebaut. Dabei werden die böendominierten Belastungen durch sog. Basislastfälle dargestellt und durch Definition verschiedener Missionen und Festlegung der Ein-

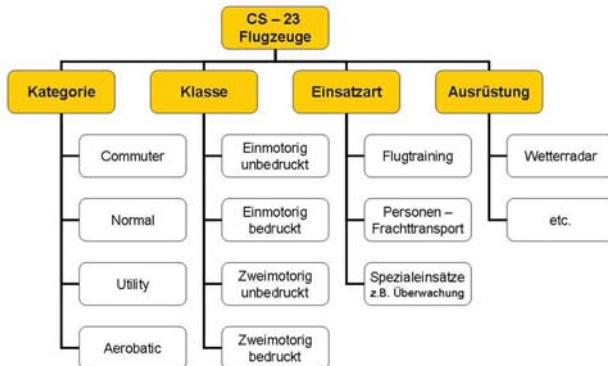


BILD 1: Kategorien der CS-23 Flugzeuge

satzart beschrieben. Damit soll eine Verbesserung bei der Ableitung von Ermüdungslastspektren für CS-23 Flugzeuge erreicht werden.

Die Kategorien „Aerobic“ und „Utility“ machen durch das breite Einsatzspektrum dieser Flugzeuge eine gesonderte Betrachtung der jeweiligen Missionsprofile notwendig und sind nicht Bestandteil dieser Arbeit.

3. STAND DER TECHNIK

Im Gegensatz zur Großflugzeugindustrie, in der spezielle Programme zur Ableitung von Ermüdungslastkollektiven und -lastfolgen für die einzelnen Flugzeugmuster und -konfigurationen basierend auf einem missionsorientierten Ansatz verwendet werden, ist es in der Kleinflugzeugindustrie heute übliche Praxis, projektspezifische und weniger aufwendige Verfahren zu benutzen, die auf stark vereinfachten, aber konservativen und allgemein anerkannten Spektren beruhen [3].

Diese Betrachtungsweise hat den entscheidenden Nachteil, daß das Flugzeugleben mit einer mittleren Flugdauer wiedergegeben wird. Dadurch lassen sich missionsspezifische Belastungen nur durch Faktorisierung des Einzelflugprofils berücksichtigen.

Daher ist es sinnvoll, zur Erstellung von Standardlastkollektiven kein Standardmissionsprofil vorzugeben, sondern dieses individuell an die Flugzeugkategorie sowie die jeweiligen Einsatzbedingungen anzupassen und zu variieren. Daher soll im vorgesehenen standardisierten Verfahren zur Ermittlung der Lastkollektive dem Umstand der unterschiedlichen Einsatzbedingungen Rechnung getragen werden.

Die Vorteile eines standardisierten Verfahrens sowie projektspezifischer Lastfolgen für kleine Flugzeuge im Allgemeinen sind:

1. Es wird eine klare Definition von Entwurfs-Ermüdungslastkollektiven für die typischen Flug-

zeugkategorien erreicht.

2. Die abgeleitete Lastfolge und/oder -kollektiv wird als eine Referenz für die tatsächlichen Lastfolgen und -kollektive neuer Muster verwendet.

4. PROGRAMMKONZEPT

Um eine Grundlage für den Ermüdungsnachweis von CS-23 Flugzeugen zu schaffen, werden die Belastungsabfolgen für einzelne Flugzeugmuster und -konfigurationen basierend auf einem missionsorientierten Ansatz bestimmt. Dazu ist eine umfangreiche Missionsanalyse erforderlich und es müssen nachvollziehbare und ambivalent einsetzbare Daten für die Lebensdauerberechnung zur Verfügung gestellt werden.

Das Berechnungsprogramm hat eine modulare Programmstruktur (Bild 2), um seitens der Flugzeughersteller eine Erweiterung zu erleichtern. Durch einfache Eingabeparameter werden unterschiedliche Missionsarten definiert, anhand derer sich ein Flugzeugleben beschreiben lässt.

Um die resultierende Belastungsabfolge für den Ermüdungsnachweis von CS-23 Flugzeugen zu bestimmen, werden die resultierenden Lastvielfache jeder Flugmission durch allgemein anerkannte Spektren in separaten Modulen bestimmt. Durch Kombination der Lastvielfache werden die Gesamtbelastungen, die das Flugzeug während seines Lebens erfährt, berechnet.

Die Schnittstelle zwischen den einzelnen Modulen wird durch Ein- und Ausgabedateien geschaffen. Dadurch ist eine offene und prüfbare Belastungsrechnung gewährleistet. Die resultierenden Belastungen der Basis-

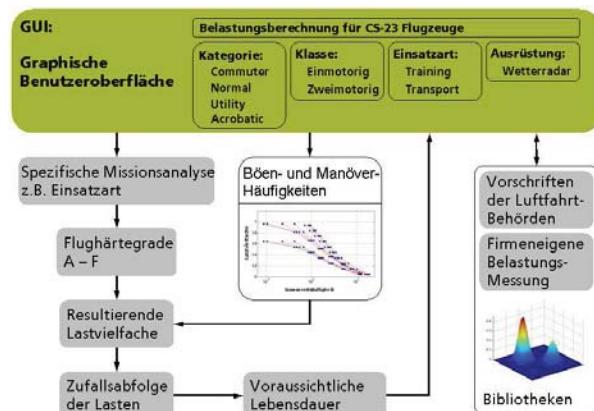


BILD 2: Programmstruktur zur Berechnung der Belastungen von CS-23 Flugzeugen

lastfälle werden anhand einer umfangreichen Datenbasis bestimmt. Die dazu erforderlichen Programmbibliotheken werden auf der Basis des AC-23-13A [1] und der ESDU - Datasheets [5] gebildet.

Die Basislasten werden zunächst in die drei Kategorien Fluglasten, Bodenlasten und dynamische Lasten unterteilt und separat behandelt. Das Gesamt-Belastungsspektrum wird anschließend aus den einzelnen Lastfällen zusammengesetzt.

Die Böen- und Manöverlasten werden entsprechend Advisory Circular AC-23-13A [1] und Engineering Science Data Unit [5] bestimmt. Für die resultierenden Leitwerkslasten liegen keine statistisch ausgewerteten Daten vor. Es wird auf die heute übliche Praxis zur Bestimmung der Leitwerkslasten zurückgegriffen.

Die deterministisch erfolgenden Bodenlasten werden entsprechend Engineering Science Data Unit [5], Advisory Circular AC-23-13A [1] und Military Specification [9] bestimmt. Alle weiteren dynamisch auftretenden Belastungen, wie beispielsweise der Kabinendifferenzdruck, werden aus den entsprechenden missionsspezifischen Einsatzprofilen der CS-23 Flugzeuge bestimmt und variieren je nach Flugzustand und Einsatzart.

5. MISSIONSANALYSE

Um das Flugzeugleben möglichst realistisch abilden zu können, werden die Belastungen des Einzelfluges durch eine detaillierte Missionsanalyse bestimmt. Dazu werden charakteristische Basisflüge unterschiedlicher Fluglänge und -höhe definiert, anhand derer die Belastungen im Flug bestimmt werden. Anschließend werden diese Basislastfälle durch Kombination zu einem repräsentativen Lastkollektiv verknüpft.

Auf diese Weise lässt sich das gesamte Flugleben durch einzelne Flugmissionen repräsentieren und die Belastungsspektren geben die tatsächliche Belastungsabfolge im Flug wieder. Voraussetzung dafür ist ein möglichst exaktes Missionsprofil, daß den Einsatz des Flugzeugs in Dauer und Art der Anwendung beschreibt. Die Grundlage zur Definition verschiedener Flugtypen

mit den Phasen

- Start,
- Steigen,
- Reiseflug,
- Sinken,
- Warteflug,
- Landeanflug und Landung,
- und Rollen am Boden

gebildet. Darin wird jede Flugphase in Segmente a 5000ft unterteilt und die effektive Flughöhe gemittelt. Dadurch wird beispielsweise die Flugphase „Steigen auf 10000ft“ innerhalb eines Flugtyps durch zwei Segmente dargestellt:

| | | |
|-------------|------------------|------------------------------|
| 1. Segment: | 0-5000ft | effektive Flughöhe 2500ft |
| 2. Segment: | 5000- 10000ft | effektive Flughöhe 7500ft |

Zur weiteren Differenzierung der Flugtypen wird zwischen Flügen oberhalb von 10000 ft, mit 5,5 min Warteflug und unterhalb 10000 ft, ohne Warteflug unterschieden. Zusätzlich werden die Manöverlasten nur im unteren Höhenbereich (< 5000 ft) berücksichtigt, da relevante Manöver im Allgemeinen in den Kategorien „Commuter“ und „Normal“ unmittelbar nach dem Start und kurz vor der Landung zu erwarten sind.

Aus den auf diese Weise definierten Segmenten eines Flugtypens, lassen sich für jedes Segment mit der Flughöhe und Fluggeschwindigkeit die auftretenden Belastungen als Basislastfälle eindeutig bestimmen und anschließend durch geeignete Kombination zu einem Gesamtkollektiv verbinden.

6. BASISLASTFÄLLE

6.1. Flug-Lastkollektive

6.1.1. Böenlasten

Die Belastungen werden sowohl entsprechend Engineering Science Data Unit [5], als auch entsprechend Advisory Circular AC-23-13A [1] bestimmt, um mögliche Abweichungen zu identifizieren und gegebenenfalls durch geeignete Modifikation anzupassen.

Die zugängliche Datenbasis für Böenbelastungen beruht auf zahlreichen Messungen im Flug, die anschließend statistisch ausgewertet worden sind. Daher sind

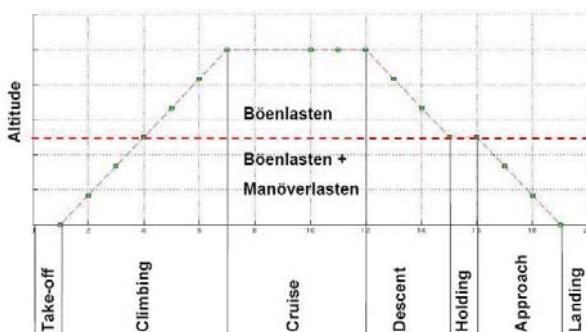


BILD 3: Missionsprofil

wird durch ein Standard-Missionsprofil (Bild 3) für CS-23 Flüge der Kategorie „Commuter“ und „Normal“

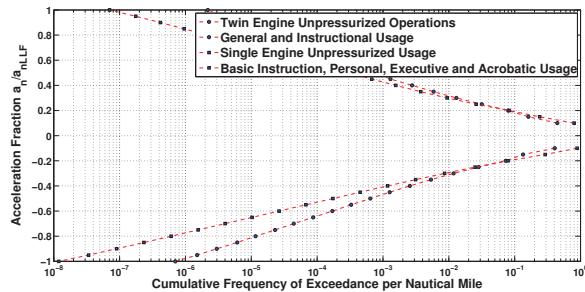


BILD 4: Böenkollektiv unterschiedlichen Verwendungszwecks [1]

in den resultierenden Belastungsspektrien die Flugmanöver integriert, da dieser nicht herausgefiltert werden kann und werden daher nur im unteren Höhenbereich zusätzlich berücksichtigt.

6.1.2. Manöverlasten

Für die Kategorien „Commuter“ und „Normal“ sind die in der Literatur angegebenen Datensätze ausreichend und dienen im weiteren Verlauf zunächst als Grundlage. Je nach Einsatzbereich und Kategorie wer-

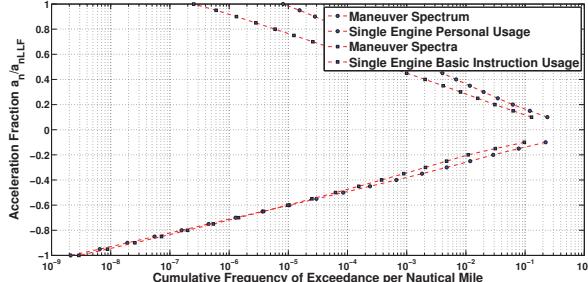


BILD 5: Manöverkollektiv unterschiedlichen Verwendungszwecks [1]

den jedoch Unterschiede (vgl.: Bild 5) zwischen den Belastungsspektrien deutlich. Für die Erstellung eines Gesamt-Manöverkollektivs ist es daher sinnvoll, genauere Untersuchungen bezüglich des tatsächlichen Verwendungszwecks eines Flugzeugs zu machen und einem breiten Einsatzspektrum in der Lebensdaueranalyse Rechnung zu tragen.

6.1.3. Kabinendifferenzdruck

Zur Berücksichtigung des Kabinendifferenzdrucks werden zwei unterschiedliche Verfahren angewendet. Zum einen wird der Kabinendifferenzdruck entsprechend der automatischen Druckregelung als Funktion der

Flughöhe bestimmt. Zum anderen wird von maximalem Kabinendifferenzdruck ausgegangen.

Erfahrungen seitens Hersteller besagen, daß generell vom maximalen Kabinendifferenzdruck ausgegangen werden sollte, da dies der gängigen Praxis entspricht.

Im Weiteren wird die aerodynamische Druckverteilung auf den Rumpf mit einer gemittelten Druckverteilung von 0,5 psi (34,4 mbar) berücksichtigt.

6.2. Boden-Lastkollektive

Unabhängig von den Flug-Lastkollektiven lassen sich aus den Kollektiven für

- Stehen am Boden,
- Bodenrollen,
- Abheben,
- Landestoß (spin up / spring back) und
- Bremsen

die auftretenden Bodenlasten bestimmen. Das allgemeine Vorgehen zur Ermittlung der Bodenlasten wird von Beyer [4] ausführlich untersucht. Von den oben aufgeführten Kollektiven besitzen lediglich die Einzellasten Bodenrollen, Landestoß und Bremsen Schädigungsrelevanz für das Gesamtkollektiv.

6.2.1. Taxilasten

Die auftretenden Belastungen infolge Rollens sind in AC23-13A [1] als Kollektiv für 1000 Flüge als vertikale Zusatzbeschleunigungen in positiver und negativer Richtung dargestellt. Neben dem AC-23-13A sind Taxilasten ebenfalls im MIL-A-8866C [9] Report veröffentlicht und sind in Bild 6 denen aus dem AC-23-13A sowie den ESDU Data Sheets [5] gegenübergestellt.

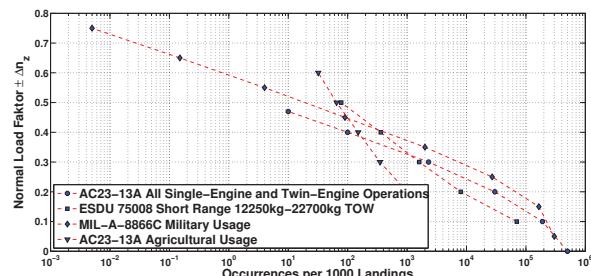


BILD 6: Taxi Kollektive

6.2.2. Landelasten

Die auftretenden Landelasten sind als Funktion der Sinkgeschwindigkeit aus den Parametern der Flugzeugkonfiguration zu bestimmen. Statistische Verteilungen der Sinkgeschwindigkeiten sind im AC-23-13A für verschiedene Kategorien, Klassen und Einsatzarten angegeben. Darin wird der Umstand berücksichtigt,

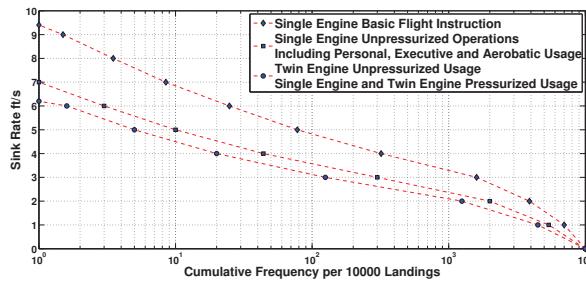


BILD 7: Gemittelte Sinkgeschwindigkeiten von CS 23 Flugzeugen [1]

tigt, daß im Übungsbetrieb deutlich höhere Landestöße auftreten, als es bei geübten Piloten der Fall ist. Auf die deutlich darüberliegenden Sinkgeschwindigkeiten im militärischen Bereich [9] soll an dieser Stelle nicht näher eingegangen werden, da sie für die zivile Luftfahrt keine Relevanz besitzen.

Zur Bestimmung der resultierenden Landelasten ist der Landestoß als Zwei-Punkt-Landung definiert. Aus den entsprechenden Sinkgeschwindigkeiten lassen sich mit den Kennwerten der Stoßdämpfer sowie dem maximalen Landegewicht die auftretenden Belastungen am Fahrwerk bestimmen. Weitere hier bisher nicht weiter betrachtete Sinkgeschwindigkeiten von Zivil- wie auch Militärflugzeugen sind dem Luftfahrt Technischen Handbuch (LTH) [6] zu entnehmen.

6.2.3. Bremsen

Im LTH [6] finden sich die Zusatzbelastungen am Fahrwerk infolge von Bremsvorgängen. Die Häufigkeitsverteilungen sind auf unterschiedliche Art und Weise dargestellt. Zum einen sind die je nach Flugzeugkategorie und -einsatz zusätzlichen Belastungen pro Flug am Fahrwerk dargestellt, zum anderen sind die Bremszeiten unterschiedlicher Flugzeuge wiedergegeben, anhand derer die auftretenden Belastungen am Fahrwerk bestimmt werden.

6.2.4. Leitwerkslasten

Die Belastungen am Seitenleitwerk werden durch die Seitenböengeschwindigkeiten bestimmt. Das Geschwindigkeitskollektiv der Seitenböe wird aus dem Böenkollektiv der Vertikalböe abgeleitet. Gemäß dem AC 100-01 [8] werden die Häufigkeiten der vertikalen Böengeschwindigkeiten für den Flugzeugschwerpunkt beim Höhen- und Seitenleitwerk um 15 % erhöht, um Steuerkorrekturen zu berücksichtigen. Seitenmanöver werden allerdings nicht berücksichtigt. Die betrachteten Böen sind isotrop und werden mit der Pratt-Formel zur Berechnung der Seitenleitwerkslasten verwendet:

$$(1) \quad L_S = \frac{\rho_0 K_{gt} U_{de} V c_{Y\beta} S_S}{2}$$

$$(2) \quad K_{gt} = \frac{0,88 \mu_{gt}}{5,3 + \mu_{gt}}$$

$$(3) \quad \mu_{gt} = \frac{2 W r_Z}{\rho l_s g c_{Y\beta} S_{Srs}}$$

Im Weiteren existieren keine relevanten Messdaten zur Ermittlung der Lastkollektive infolge Seitenmanöver. Um dennoch den Manöveranteil zu berücksichtigen, werden die Häufigkeiten der vertikalen Böengeschwindigkeiten oft mit einem Faktor multipliziert. Gemäß AC 100-01 [8] wird vorgeschlagen die Häufigkeiten der Böenlasten mit dem Faktor 2 zu multiplizieren, falls ein spezifisches Manöverspektrum für das Seitenleitwerk fehlt. Des Weiteren hat die Leitwerkskonfiguration Ein-

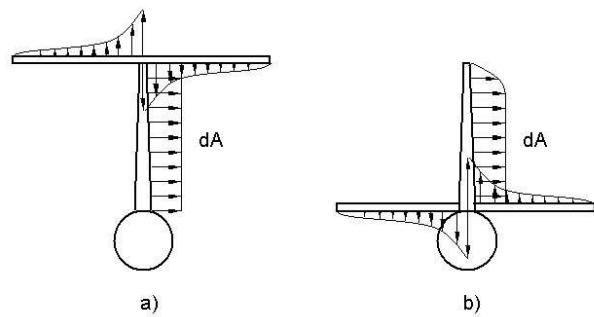


BILD 8: Einfluss der Seitenb e auf die Seitenleitwerksbelastungen

fluss auf die resultierenden Belastungen. Bei Hochlage des Leitwerks, bzw. T-Leitwerkskonfigurationen beeinflusst das induzierte Rollmoment die Belastungen des Seitenleitwerks und erhöht das Torsionsmoment im Rumpf.

Wenn die H ohenleitwerkslage unterhalb der Seitenleitwerksmitte liegt, reduziert das induzierte Rollmoment

am Höhenleitwerk das Biegemoment des Seitenleitwerks bzw. Torsionsmoment im Rumpf (Bild 8). Diese Reduktion wird im Allgemeinen nicht berücksichtigt, um optimistische Resultate zu vermeiden.

$$(4) \quad L_S = 0.3 S_h \frac{\rho_0}{2} V U_{de} b_H K_{gt}$$

7. LASTABFOLGE

Die resultierenden Fluglasten werden aus den Böenbelastungen und den Manöverbelastungen entsprechend der beschriebenen Vorgehensweise bestimmt. Die Böenbelastungen innerhalb der einzelnen Segmente werden zunächst auf Basis der Engineering Science Data Units [5] bestimmt. Die Vorgehensweise entspricht dem „Programm zur Erstellung von Belastungskollektiven aus Böen“ des Luftfahrttechnischen Handbuchs [6] für ein gegebenes Missionsprofil. Die Zusatzlastvielfachen infolge von Böen werden für jedes Flugsegment als Summe der auftretenden Belastungen innerhalb eines Flugsegments anhand der Flugdauer und -höhe bestimmt.

Die entsprechenden Bodenlasten und dynamischen Lasten wie beispielsweise der Kabinendifferenzdruck werden segmentweise bestimmt und eingeordnet, so daß für jedes Segment unterschiedliche Belastungshäufigkeiten der Zusatzbeschleunigungen am Flugzeugschwerpunkt erfolgen.

Um zusätzlich zwischen einzelnen Flügen innerhalb eines Flugtyps zu unterscheiden, werden ferner die resultierenden Zusatzbelastungen am Flugzeugschwerpunkt durch vier „Härtegrade“ beschrieben. Dies ermöglicht eine Unterscheidung und eine randombasierte realistische Verteilung einzelner Flüge, um die tatsächlichen Belastungen während des Flugzeuglebens realistisch wiederzugeben.

Beispielhaft werden für die Definition eines Blocks von 1000 Flügen 6 verschiedene Flugtypen unterschiedlicher Flughöhe und -dauer aufgestellt (vgl. Tabelle 1) und die Belastungen für jedes Flugsegment separat bestimmt. Die auf diese Weise erstellte Verteilung ein-

zelner Einheitsflüge beinhaltet beispielsweise für einen Flugblock von 1000 Flügen 117 Missionen der Flugtyps „4“. Die 117 Flüge werden prozentual auf vier Härtegrade verteilt, so daß schließlich 105 Einheitsflüge der Härte D, 11 Einheitsflüge der Härte C und 1 Einheitsflug der Härte B definiert werden. Dabei wird die Anzahl der Flüge unter der Bedingung konstanter Spalten- und Reihensummen bestimmt.

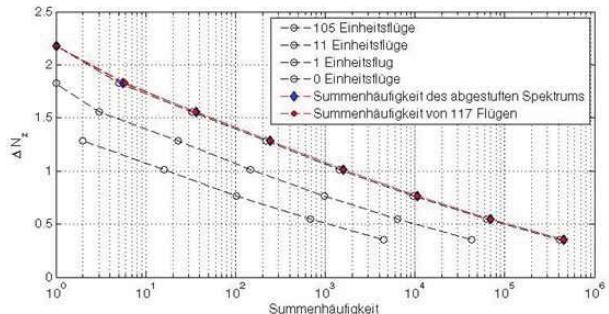


BILD 9: Belastungen unterschiedlicher Härte

Die Häufigkeit der resultierenden Zusatzbelastungen für jedes Segment folgt aus der Wahrscheinlichkeit des Auftretens für die Gesamtdauer des Flugblocks, damit tritt jede Belastung mindestens einmal pro Block auf. Die häufig auftretenden Belastungen werden zu gleichen Teilen auf die unterschiedlichen Flüge verteilt (Bild 9). Die härteren und somit selteneren Belastungen werden auf die wenigen Flüge verteilt. Für die Belastungen innerhalb des Flugtyps „4“ hat dies zur Folge, daß die Flughärtetest durch Erhöhung der im Flugblock simulierten Flüge „besetzt“ wird.

Die anschließende Kombination der Einzelkollektive zu einem Gesamtkollektiv wird zunächst innerhalb einzelner Flugsegmente vorgenommen, um unrealistische Lastkombinationen zu verhindern. Anschließend werden die auf diese Weise ermittelten Belastungen der Einheitsflüge in einem Randomprozess zu den Gesamtbelastungen innerhalb eines Flugblocks definierter Missions- und Flughäufigkeit zusammengefasst.

8. AUSBLICK

Die von den europäischen und U.S. amerikanischen Behörden akzeptierten Standardlastspektren wurden in einer Programmbibliothek als Datenbasis eingebunden. Auf diese Weise lassen sich die Basisbelastungen für jedes Flugsegment bestimmen und werden missionsspezifisch eingeordnet. Die in Zusammenarbeit mit dem Projektpartner Pilatus Aircraft Ltd. definierten Missionsprofile und Flugsegmente werden für einen Beispielprozess der Kategorie „Normal“ beispielhaft umgesetzt. Die bisherigen Daten werden entsprechend

| Flugtyp | Flugtypen | | Flüge pro Härtegrad | | | |
|-----------------|------------------|-------------------|---------------------|-------|---------|---------|
| | Anzahl pro Block | Flugdauer [h] | D 99 % | C 9 % | B 0,9 % | A 0,1 % |
| 1 | 205 | 0,40 | 184 | 19 | 2 | 0 |
| 2 | 359 | 0,55 | 323 | 32 | 3 | 1 |
| 3 | 291 | 0,75 | 262 | 26 | 3 | 0 |
| 4 | 117 | 1,00 | 105 | 11 | 1 | 0 |
| 5 | 25 | 1,25 | 23 | 2 | 0 | 0 |
| 6 | 3 | 1,50 | 3 | 0 | 0 | 0 |
| $\Sigma = 1000$ | | 105 Einheitsflüge | | | | |

TAB. 1: Missionsverteilung

Engineering Science Data Unit [5] und Advisory Circular AC-23-13A [1] zur Erzeugung der Basislasten verwendet.

Für die Generierung der Belastungsspektren ist ein Programmkonzept entwickelt worden, das in der zweiten Projektphase umgesetzt wird. Durch Definition verschiedener Missionsprofile und Festlegung der Einsatzart wird anhand einfacher Eingabeparameter eine Belastungsmatrix aufgestellt, durch die das Gesamtspektrum durch stochastische Abfolge verschiedener Einheitsflüge und definierte Basislastfälle beschrieben wird. Dazu werden die Missionsprofile in Flugphasen und Segmente eingeteilt, anhand deren die Manöver- und Böenlasten bestimmt werden. Dies ermöglicht eine transparente und systematische Definition von Lasten für die Ermüdungsanalyse von CS-23 Flugzeugen.

9. DANKSAGUNG

Viele Personen haben wesentlich zur Erstellung dieser Arbeit durch sachliche Hinweise und Beiträge innerhalb einer fachlichen Diskussion beigetragen. Insbesondere durch die tatkräftige Unterstützung seitens der Firma Pilatus Aircraft Ltd., dem Arbeitskreis Belastungsmechanik (ABM), des Luftfahrt-Bundesamtes und Mitarbeitern des DLR's konnte diese Arbeit realisiert werden.

Die diesem Bericht zugrunde liegenden Arbeiten wurden im Auftrag des Bundesministerium für Verkehr, Bau und Stadtentwicklung (BMVBS) unter der FE-Nr.: 50.0328/2007 durchgeführt. Die Verantwortung für den Inhalt liegt allein beim Autor.

Literatur

- [1] Federal Aviation Administration, Fatigue, fail - safe, and damage tolerance evaluation of metallic structure for normal, utility, acrobatic, and commuter category airplanes, Report No. AC-23-13A, 2005.
- [2] Federal Aviation Administration, Gerneral aviation aircraft — normal acceleration data analysis and collection project, DOT/FAA/CT-91/20, 1993.
- [3] European Aviation Safety Agency, Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic and Commuter Category Aeroplanes CS-23, ED Decision 2003/14/RM Final, 14.11.2003.
- [4] Beyer, H., Belastungsprogramm für den experimentellen Lebensdauernachweis an der PC-12, DGLR Jahrestagung, DGLR-JT95-117, S.675-682, 1995.
- [5] Average gust frequencies subsonic transport aircraft, Royal Aeronautical Society, Engineering Science Data Unit (ESDU), Item Number 69023, 1979.
- [6] LTH Luftfahrttechnisches Handbuch, Bd. Belastungsmechanik, Ausgabe A, BM 66 000-00 S. 1-24. BM 64 000-01 S.1 und BM 64 000-03 S.1-3.
- [7] Reyer, W.M., Probability basis of safe-life evaluations in small airplanes, 9th Joint FAA/DoD/NASA Aging Aircraft Conference, 2006.
- [8] Federal Aviation Administration, Fatigue evaluation of empennage, forward wing, and winglets/tip fins on part 23 airplanes, ACE-100-01, 1994.
- [9] Airplane strength and rigidity reliability requirements, repeated loads, fatigue and damage tolerance, Military Sepcification, U.S. Department of Defense, MIL - A - 8866C, 1987.