

# BÖENLASTANALYSE DER VORWÄRTS GEPFEILTEN ALLEGRA-KONFIGURATION

V.H. Handojo, T. Klimmek  
Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt (DLR), Institut für Aeroelastik  
Bunsenstr. 10, 37073 Göttingen, Deutschland

## Übersicht

Die Lastanalyse ist ein wesentlicher Abschnitt im Flugzeugentwurfsprozess, da diese zur Strukturdimensionierung verwendet werden und u.a. die Strukturmasse beeinflussen. Dabei gehören u.a. die Böenlasten, die beim realen Flugzeugentwurf nach der Zulassungsvorschrift berücksichtigt werden müssen. Für die Zulassung müssen diese für den gesamten Flugbereich in Kombination mit verschiedensten Massenkonfigurationen und Böenparametern untersucht werden. Somit kommt es zu einer hohen Anzahl an durchzuführenden Simulationen. Aus diesem Grund werden beim Flugzeugvorentwurf vergleichsweise schnelle Verfahren zur Ermittlung der Böenlasten bevorzugt. Zu diesen zählen unter anderem die dynamische, potentialtheoretische Doublet-Lattice-Methode (DLM) und die quasistatische Methode mit der Pratt-Formel. In dieser Studie wird ein Vergleich der resultierenden Böenlasten beider Verfahren anhand der ALLEGRA-Konfiguration durchgeführt, wobei die ALLEGRA-Konfiguration einen nach vorn gepfeilten Flügel besitzt. Das Ziel besteht darin, Tendenzen der Lastendifferenz zwischen den beiden Methoden zu untersuchen.

## 1. EINLEITUNG

Der Entwurf eines Flugzeugs erstreckt sich auf viele Teilbereiche und stellt einen komplexen, iterativen Prozess dar. In diesem spielt unter anderem die Lastanalyse eine entscheidende Rolle, da die Lasten für die Strukturdimensionierung verwendet werden und damit auch das Strukturgewicht beeinflussen. Zu den zu untersuchenden Lasten gehören Manöver-, Böen-, Boden- und Sonderlasten. Bei der vorliegenden Untersuchung liegt der Fokus auf den Böenlasten.

Böenlasten werden bereits seit den Anfängen der Luftfahrt untersucht, so wurde die Theorie des Flugs durch eine Böe im ersten NACA-Bericht von 1915 dargelegt [1]. Über die Jahre wurden verschiedene Methoden der Böenlastabschätzung zwecks des Entwurfs und der Zulassung entwickelt [2] [3]. Diese sind unter quasistatische und dynamische Methoden zu klassifizieren.

Zu den quasistatischen Ansätzen zählen u.a. die Methode von Rhode und Lundquist [4], bei der die Annahme einer scharfkantigen Böe getroffen wird, und die Methode von Pratt [5], bei der angenommen wird, dass die Böe die 1-cos-Form hat. Im Hinblick auf die quasistatischen Verfahren beschränkt sich diese Arbeit auf die **Pratt-Methode**, denn diese gilt aktuell als ein Kriterium in der Zulassungsvorschrift für kleinere Flugzeuge (CS23 Stand 2012) [6].

In der früheren Zulassungsvorschrift für große Flugzeuge (JAR25 Stand 1989) [7] war ebenfalls die Pratt-Methode vorgegeben, jedoch gilt ab 1994, dass Böenlasten mittels dynamischer Simulation zu ermitteln sind (JAR 25 Stand 1994) [8]. Die Vorgabe einer dynamischen Böensimulation gilt ebenso in der aktuellen Zulassungsvorschrift (CS25 Stand 2015) [9].

Zur Durchführung von dynamischen Böensimulationen stehen Verfahren wie u.a. die potentialtheoretische, subsonische **Doublet-Lattice-Methode** (DLM) [10] [11] [12] und die numerische Strömungsmechanik (Computational Fluid Dynamics, CFD) [13] [14] [15] zur Verfügung. Für die

Zulassung müssen Böenlasten jedoch in der gesamten Flugbereichsgrenze in Kombination mit verschiedensten Massenkonfigurationen und Böenparametern untersucht werden. Somit kommt es zu einer hohen Anzahl an durchzuführenden Simulationen. Für diesen Zweck wird die DLM aufgrund ihrer Schnelligkeit als eine geeignete Methode bewertet, daher beschränkt sich diese Arbeit im Bereich der dynamischen Simulation auf die DLM.

Bisher wurde ein Vergleich der Lasten aus der quasistatischen und der dynamischen Methode von Ricciardi mit dem sogenannten Flying-Wing-HALE-Modell und dem Joined-Wing-Modell durchgeführt [16]. Darüber hinaus wurden Böenlasten bei einer Überschallflugzeugkonfiguration von Yang und Obayashi [17] und bei einem Segelflugzeug von Chudý [18] untersucht.

In dieser Arbeit wird eine Böenlastanalyse mit der vorwärts gepfeilten ALLEGRA-Konfiguration mit der Pratt-Methode und der DLM durchgeführt. Das Ziel besteht darin, Tendenzen der Lastendifferenz zwischen den beiden Methoden bei einem Flugzeug mit vorwärts gepfeiltem Flügel zu untersuchen. Diese Arbeit konzentriert sich auf diskrete Böen; kontinuierliche Turbulenz (Continuous Turbulence) wird nicht behandelt.

## 2. METHODEN

### 2.1. Pratt-Methode

In dieser Methode wird ein äquivalentes Lastvielfaches, das ein Flugzeug bei einem Flug durch eine 1-cos-Böe erreichen würde, abgeschätzt. Bei der Erstellung der Bewegungsgleichung, die als Basis für die Pratt-Formel dient, werden folgende Annahmen getroffen [5]:

- Das Flugzeug ist starr.
- Die Fluggeschwindigkeit ist konstant.
- Das Flugzeug befindet sich im stationären Geradeausflug, bevor es in die Böe einfliegt.

- Das Flugzeug kann Hubbewegungen, jedoch keine Nickbewegungen ausführen.
- Der Auftriebsanstieg des Rumpfes und des Leitwerks ist vernachlässigbar klein im Vergleich zu dem des Flügels.
- Die Böengeschwindigkeit ist über die gesamte Spannweite konstant und deren Richtung ist stets parallel zur Vertikalachse des Flugzeugs.

Daraus ergibt sich unter Vernachlässigung der bewegungsinduzierten Luftkräfte folgende Bewegungsgleichung:

$$(1) \quad m\ddot{z} + qSc_{A\alpha} \frac{\dot{z}}{v} = qSc_{A\alpha} \frac{u_g(t)}{v}$$

mit der Masse  $m$ , der vertikalen Koordinate  $z$ , dem Staudruck  $q$ , der Flügelfläche  $S$ , dem Auftriebsanstieg  $c_{A\alpha}$ , der Fluggeschwindigkeit  $v$  und der Böengeschwindigkeit  $u_g$ .

Zur Berücksichtigung bewegungsinduzierter Luftkräfte werden die Küssner- und die Wagner-Funktion herangezogen [3] [16]. Zudem wird angenommen, dass der Böengradient bzw. die halbe Böenlänge gleich der 12,5-fachen mittleren Flügeltiefe beträgt. Um die Bewegungsgleichung (1) zu generalisieren, wird das dimensionslose Massenverhältnis  $\mu_g$  eingeführt:

$$(2) \quad \mu_g = \frac{2W}{\rho g S \bar{c} c_{A\alpha}}$$

mit dem Flugzeuggewicht  $W$ , der Luftdichte  $\rho$ , der Gravitationsbeschleunigung  $g$  und der mittleren Flügeltiefe  $\bar{c}$ . Nach Umformung von (2) ergibt sich folgender approximierter Abminderungsfaktor  $k_g$  gegenüber dem Lastvielfachen bei scharfkantigen Böen ohne bewegungsinduzierte Luftkräfte [5]:

$$(3) \quad k_g = \frac{0,88 \mu_g}{5,3 + \mu_g}$$

Eingesetzt in die generalisierte Form der Gleichung (1) und umgeformt nach dem Lastvielfachen ergibt sich folgende Pratt-Formel, die aktuell ebenfalls in der Zulassungsvorschrift CS23 verwendet wird [6]:

$$(4) \quad n_{Pratt} = 1 \pm \frac{k_g \rho_0 u_g v_{EAS} c_{A\alpha}}{2(W/S)}$$

Dabei gelten folgende Parameterbezeichnungen:

- Böenabminderungsfaktor  $k_g$
- Luftdichte auf Meereshöhe  $\rho_0$  [kg/m<sup>3</sup>]
- Böengeschwindigkeit  $u_g$  [m/s EAS]
- Äquivalente Fluggeschwindigkeit  $v_{EAS}$  [m/s]
- Auftriebsanstieg des Flügels  $c_{A\alpha}$  [1/rad]
- Flächenbelastung des Flügels  $W/S$  [N/m<sup>2</sup>]

Nähere Untersuchung und Bewertung des Abminderungsfaktors  $k_g$  in der Pratt-Formel wurde von Ricciardi durchgeführt [16].

## 2.2. Doublet-Lattice-Methode

Die auf der Potentialtheorie basierende Doublet-Lattice-Methode (DLM) gehört zu den schnellen Verfahren zur Ermittlung bewegungsinduzierter Luftkräfte für subsonische Strömung. Dabei werden die Auftriebsflächen des Flugzeugs als ebene Platten angenommen und in kleine, trapezförmige Auftriebselemente unterteilt, deren Seitenkanten parallel zur freien Anströmung verlaufen [11].

Um die Druckdifferenz  $\Delta c_p$  zwischen der Flügelober- und -unterseite zu modellieren, wird an jedem Auftriebselement ein Potentialwirbel konstanter Verteilung an der 25%-Linie angenommen. Im stationären Flugzustand entspricht dies einem Hufeisenwirbel, dessen gebundener Teil durch die 25%-Linie des Auftriebselements verläuft. Die Auswertung des Abwinds  $w$ , der durch die Wirbel von auftriebserzeugenden Elementen entsteht, erfolgt am jeweiligen Kollokationspunkt, der bei  $\frac{3}{4}$  der Elementtiefe auf der Halbspannweite platziert ist [11].

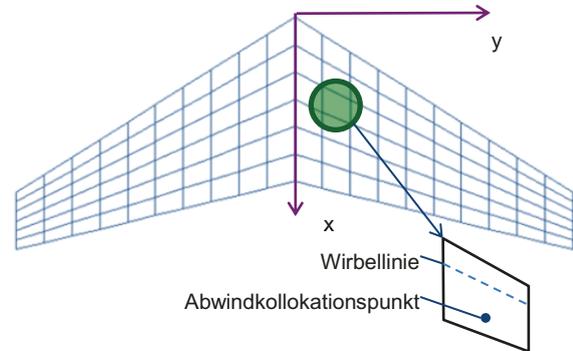


BILD 1. Diskretisierung einer Auftriebsfläche in der Doublet-Lattice-Methode, dargestellt am Höhenleitwerk der ALLEGRA-Konfiguration

Da der Abwind  $w$  ebenfalls von Wirbeln benachbarter Auftriebselemente beeinflusst wird, eignet sich die Darstellung der Wirbeleinflüsse in Form einer Matrix AIC (Aerodynamic Influence Coefficient), die von der Machzahl  $Ma$  und der reduzierten Frequenz  $k$  abhängig ist. Die Matrix ist wie folgt definiert:

$$(5) \quad \{w\} = [AIC(Ma, k)] \{\Delta c_p\}$$

Der Abwindvektor  $\{w\}$  ist an die Bedingung gebunden, dass die Strömung an den Kollokationspunkten tangential zur oszillierenden Auftriebsfläche verlaufen muss.

Da die instationären aerodynamischen Lasten ausschließlich bei harmonischen Bewegungen ermittelbar sind, sind diese nur im Frequenzbereich bekannt. Zur Generierung der Zeitantworten werden diese in den Zeitbereich mittels inverser Fouriertransformation umgewandelt [11].

Da die DLM nur im subsonischen Bereich gilt, wurden Korrekturverfahren auf CFD-Basis zur Berücksichtigung transsonischer Effekte entwickelt [19] [20] [21].

## 3. SIMULATIONSMODELLE UND -PARAMETER

Das in dieser Arbeit verwendete Referenzflugzeug ist die ALLEGRA-Konfiguration, die aus dem DLR-Projekt LamAiR (Laminar Aircraft Research) stammt, im DLR-Projekt iGREEN aeroelastisch untersucht wurde [22] und im DLR-Projekt ALLEGRA (AeroElastic stability and Loads prediction for Enhanced GReen Aircraft) weiterentwickelt wird.

Die ALLEGRA-Konfiguration stellt ein Mittelstreckenflugzeug für 150 Passagiere mit einer Reisemachzahl von 0,78 in der Größenordnung des A320 dar, mit einem vorwärts gepfeilten Flügel, Hecktriebwerken und einem T-Leitwerk. Die Flugzeuggeometrie ist in BILD 2 dargestellt. Die Modelle, die im Folgenden vorgestellt werden, stammen aus dem MONA-Prozess (ModGen Nastran) [23].

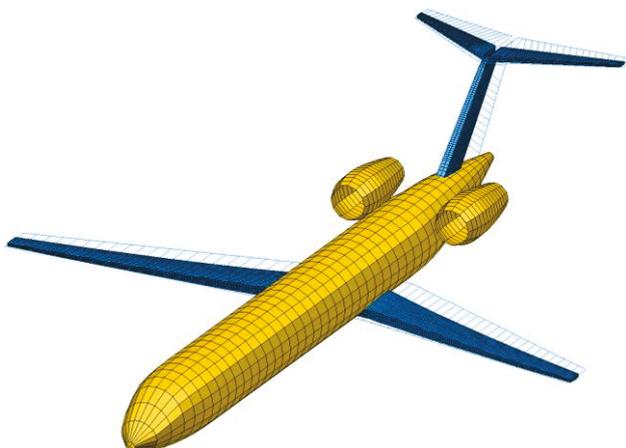


BILD 2. Nastran-FE-Modell der ALLEGRA-S-Konfiguration

### 3.1. Struktur- und Massenmodell

Für die Böenanalyse wurde das ALLEGRA-S FE-Modell der ALLEGRA-Konfiguration für verschiedene Massenkongfigurationen aufgebaut. Die Struktur am Flügel und am Leitwerk setzt sich aus Schalenelementen zusammen, während der Rumpf aus Balkenelementen besteht. Dimensioniert wurde die Struktur nach Manöver- und Böenlasten, wobei die Böenlasten mithilfe der quasistatischen Methode nach Abschnitt 2.1 ermittelt wurden.

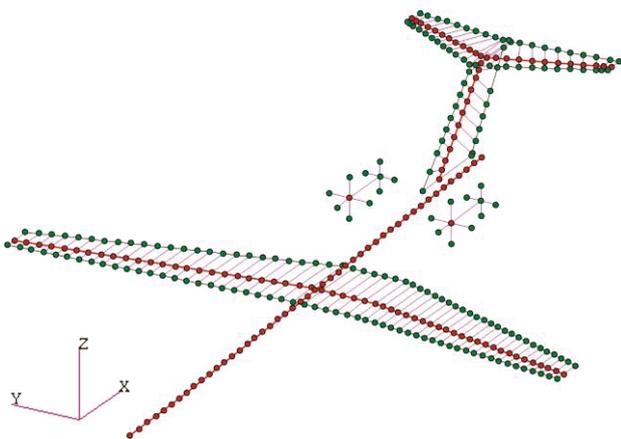


BILD 3. Kondensiertes FE-Modell der ALLEGRA-S-Konfiguration

Da für die vorgesehene Lastanalyse nur die globalen Steifigkeits- und Masseneigenschaften wesentlich sind und um möglichst recheneffiziente Simulationsmodelle einzusetzen, werden beim kondensierten ALLEGRA-S-FE-Modell die Steifigkeiten und die Massen auf Knoten der sogenannten Lastreferenzachse (LRA, rote Knoten in BILD 3) kondensiert. Darüber hinaus besitzt das kondensierte Modell abhängige Knoten (grüne Knoten in BILD 3) an den Vorder- und Hinterkanten des Flügels, des Leitwerks und an den Triebwerken. Diese werden über Starrkörperelemente mit den LRA-Knoten verbunden, mit Ausnahme an den Triebwerken; diese sind elastisch an den Rumpf gebunden.

### 3.2. Aerodynamikmodell

Das Aerodynamikmodell ist das Panelmodell für die DLM, das in MSC.Nastran für die Böenanalyse (SOL146) sowie die Trimm- und Pratt-Analyse (SOL144) verwendet wird. Es werden nur der Flügel und das Leitwerk modelliert, wie in BILD 4 mit 1128 Auftriebselementen dargestellt. Da die DLM ein subsonisches Verfahren zur Ermittlung bewegungsinduzierter Luftkräfte ist, werden transsonische Effekte nicht berücksichtigt.

In dieser Arbeit wird ausschließlich die „clean“-Konfiguration untersucht, das heißt, im aerodynamischen Modell sind die Landeklappen nicht ausgeschlagen. Die Steuerflächen werden ebenfalls in ihrer neutralen Position befestigt – außer dem Höhenleitwerk bei den Trimm- und Pratt-Analysen. Bei der Berechnung der Lasten wird die DLM in ihrer unkorrigierten Form verwendet.

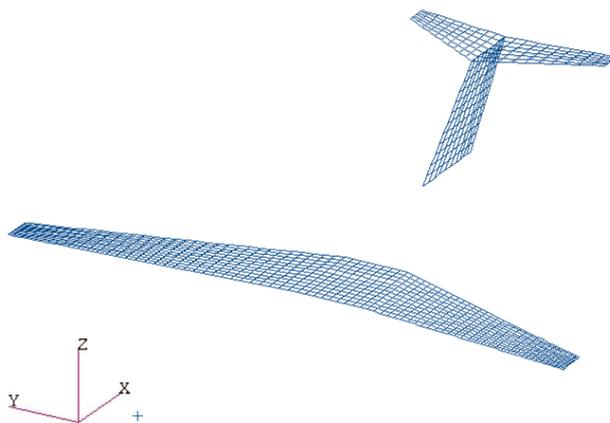


BILD 4. DLM-Modell der ALLEGRA-S-Konfiguration

### 3.3. Parameterraum der Simulation

Der Parameterraum der Simulation orientiert sich an den Berichten von Schmidt und Klimmek [24] [25]. Um den Flugbereich repräsentativ abzudecken, wird die Böenlastanalyse mit sechs Massenkongfigurationen und auf zwölf verschiedenen Flughöhen mit jeweils drei Flugeschwindigkeiten  $v_B$ ,  $v_C$ ,  $v_D$  durchgeführt. Dabei ist  $v_B$  die Höchstgeschwindigkeit bei starken Böen,  $v_C$  die Bemessungsreisegeschwindigkeit und  $v_D$  die Bahnneigungsfluggeschwindigkeit. Dabei sind nach CS23 und CS25 die Böengeschwindigkeiten von der Flughöhe und der Flugeschwindigkeit abhängig.

Bei den dynamischen Simulationen nach CS25 werden in jedem Flugzustand sieben Böengradienten berücksichtigt [25]. Bei der Pratt-Analyse (nach CS23) wird hingegen angenommen, dass der Böengradient der 12,5-fachen mittleren Flügeltiefe beträgt [6]. In dieser Arbeit werden vertikale Böen betrachtet, das heißt, der Böengeschwindigkeitsvektor ist parallel zur z-Achse des Flugzeugs. Insgesamt werden also 3024 dynamische Böensimulationen und 432 quasistatische Pratt-Rechnungen durchgeführt. Eine kurze Übersicht über den Parameterraum wird in TAB 1 dargestellt.

Die 36 untersuchten Flugzustände sind in BILD 5 veranschaulicht. Die Abhängigkeit der Böenamplitude von dem Böengradienten nach CS25 ist in BILD 6 dargestellt; die Grafik gilt für die ALLEGRA-Konfiguration auf Meereshöhe.

TAB 1. Übersicht über die Simulationsparameter

Parameter	Anzahl	Bemerkung
Massenkonfigurationen	6	43,7 t (OEM) 63,0 t (MZFM) 73,4 t (MTOM) jeweils vordere und hintere Schwerpunktlage
Flughöhen	12	Zwischen 0 m und 12500 m
Fluggeschwindigkeiten	3	$v_B, v_C, v_D$
Böengradienten	CS25: 7 CS23: 1	Zwischen 9 m und 107 m 12,5-fache mittlere Flügeltiefe
Böenrichtungen	2	Vertikal von unten und von oben

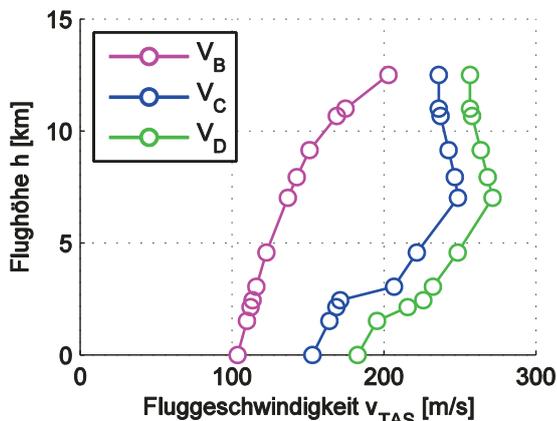


BILD 5. Untersuchte Flugzustände innerhalb des Flugbereichs

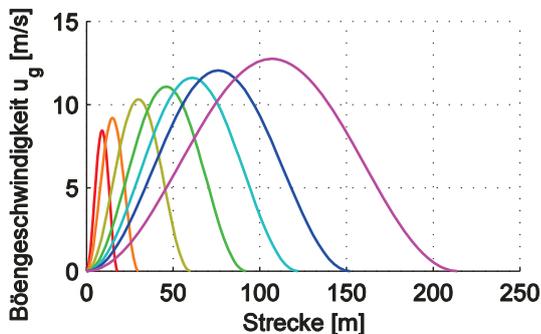


BILD 6. Untersuchte Böengradienten

#### 4. VORGEHEN DER BÖENLASTANALYSE

In dieser Arbeit werden Böenlasten am Flügel, am Rumpf und am Höhenleitwerk untersucht.

##### 4.1. Ermittlung der quasistatischen Böenlasten

Die Ermittlung der quasistatischen Lasten wird mit der Trimmanalyse von MSC.Nastran (SOL144) durchgeführt. Diese basiert ebenfalls auf der DLM, jedoch werden hierbei ausschließlich stationäre Terme – reduzierte Frequenz gleich Null – in Betracht gezogen [11]. Ohne Einwirkung äußerer Kräfte liegt der Trimmanalyse folgende Gleichung zugrunde:

$$(6) \quad ([K]-q[A])\{\bar{z}\}+[M]\{\ddot{\bar{z}}\}=\{0\}$$

mit der generalisierten Koordinate der Flugzeugauslenkung  $\{\bar{z}\}$ , der Steifigkeitsmatrix der Struktur  $[K]$ , dem Staudruck  $q$ , der Steifigkeitsmatrix der Aerodynamik  $[A]$  und der Massenmatrix  $[M]$ . In der Koordinate  $\{\bar{z}\}$  sind elastische Moden, Starrkörperbewegungen und Steuerflächenausschläge enthalten.

In der Trimmanalyse der Längsbewegung werden folgende Parameter berücksichtigt:

- Anstellwinkel  $\alpha$
- Nickgeschwindigkeit  $\dot{\theta}$
- Lastvielfaches  $n_z$
- Nickbeschleunigung  $\ddot{\theta}$
- Höhenleitwerksausschlag  $\eta_{HTP}$

Im ersten Schritt der quasistatischen Methode wird für jede Massenkonfiguration zunächst eine 1g-Trimmanalyse in jedem Flugzustand nach BILD 7 durchgeführt. Aus den Trimmergebnissen wird jeweils die Auslenkung des Höhenleitwerks  $\eta_{HTP}$  extrahiert.

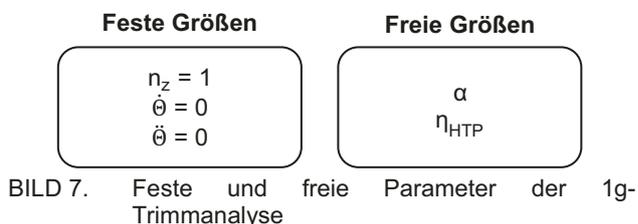


BILD 7. Feste und freie Parameter der 1g-Trimmanalyse

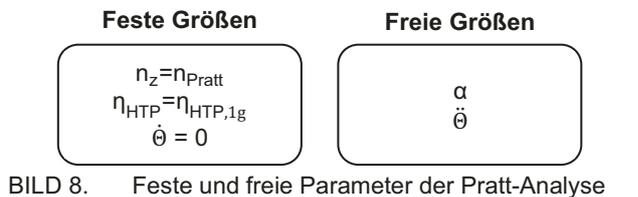


BILD 8. Feste und freie Parameter der Pratt-Analyse

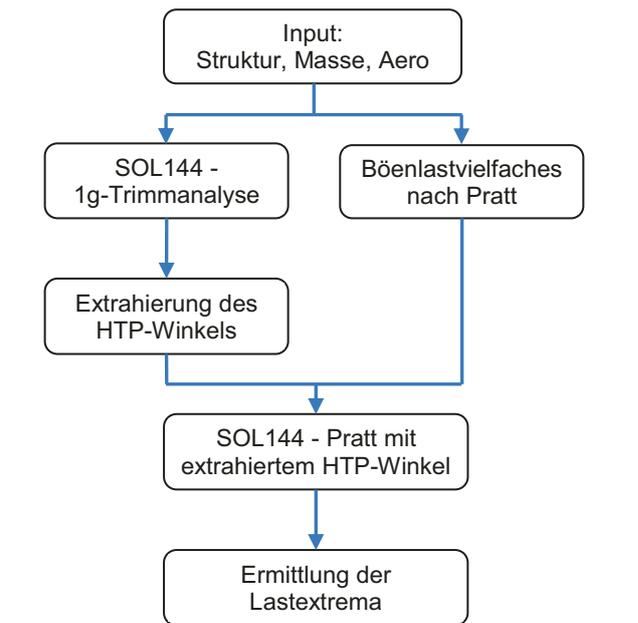


BILD 9. Prozess der quasistatischen Böenlastanalyse

Mit Hilfe der Pratt-Formel wird für jede Massenkonfiguration in jedem Flugzustand ein äquivalentes Böenlastvielfaches  $n_{Pratt}$  ermittelt. Mit den berechneten Lastvielfachen wird jeweils für den entsprechenden Lastfall eine quasistatische Trimmanalyse mit SOL144 durchgeführt, und zwar wird hierbei die Auslenkung des Höhenleitwerks bei dem Wert des 1g-Trimzustands fest definiert. Das heißt, in der Pratt-Analyse wird der Anstellwinkel des Flugzeugs so angepasst, dass das Lastvielfache mit dem Vorgegebenen übereinstimmt. Die Nickbeschleunigung des Flugzeugs  $\ddot{\theta}$  wird zugelassen (vgl. BILD 8) und ist damit ein freier Parameter. Die daraus resultierenden Lasten werden in dieser Arbeit als quasistatische Lasten bezeichnet. Das beschriebene Vorgehen ist in BILD 9 grafisch dargestellt.

#### 4.2. Ermittlung der dynamischen Böenlasten

Die Berechnung der dynamischen Böenlasten erfolgt mit SOL146 von MSC.Nastran (DLM). Die hierbei resultierenden Ergebnisse stellen jedoch noch nicht die Gesamlasten am Flugzeug dar, da die Lasten des stationären Geradeausflugs in SOL146 nicht berücksichtigt werden. Um die Gesamlasten am Flugzeug zu erhalten, werden Trimmrechnungen für den stationären 1g-Flugzustand mit SOL144 durchgeführt, deren Ergebnisse anschließend mit den extrahierten Lasten aus SOL146 superponiert werden. Bei der Extraktion der Lasten aus der Böenanalyse findet eine erste Aussortierung der Lasten statt. Eine Veranschaulichung des Vorgehens ist in BILD 10 zu finden.

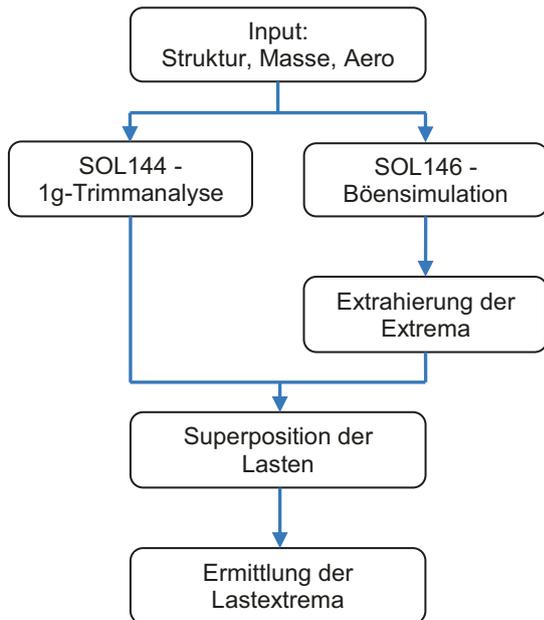


BILD 10. Prozess der dynamischen Böenlastanalyse

#### Kontrollpunkte und Extrahierung der Lastextrema

Für die Simulation mit SOL146 werden Kontrollpunkte (Monitoring Points) für Schnittlasten definiert. Die Schnittlastenkontrollpunkte dienen dazu, die Zeitpunkte mit den maximalen bzw. minimalen Lasten während eines Böendurchflugs zu ermitteln. In dieser Untersuchung werden insgesamt 20 Kontrollpunkte am Flugzeugmodell platziert, wie in BILD 11 dargestellt. Zu jedem Zeitschritt, in dem an einem der Kontrollpunkte ein globales Maximum oder Minimum der **Querkraft**  $F_z$ , des **Biegemoments**  $M_x$  oder der **Torsion**  $M_y$  im lokalen Koordinatensystem auftritt, werden alle Knotenlasten extrahiert.

Diese Extrahierung wird in BILD 12 anhand des Kontrollpunktes am Flügel-Rumpf-Übergang veranschaulicht. Es werden drei Zeitschriebe des Biegemoments aufgetragen; rot steht für eine kurze Böe (9 m), grün für eine mittlere (46 m) und blau für eine lange Böe (107 m). Für jede dieser drei Kurven werden die Zeitpunkte bestimmt, zu denen ein Maximum oder ein Minimum des Biegemoments  $M_x$  auftritt. In diesem Fall resultieren also sechs Zeitpunkte, für die die Lasten extrahiert werden. Analog wird dieses Verfahren an allen 20 Kontrollpunkten bei jedem Böendurchflug angewendet, und zwar auf das Biegemoment  $M_x$ , die Querkraft  $F_z$  und die Torsion  $M_y$ .

Für die Ermittlung der Zeitpunkte, zu denen Lastextrema auftreten, werden die Schnittlasten in den LRA-Koordinatensystemen betrachtet. Allerdings werden Knotenlasten aller sechs Freiheitsgrade auch immer im globalen Koordinatensystem zur Verfügung gestellt, um die weitere Verarbeitung der Lasten zu vereinfachen. Lasten, die mit dieser Methode ermittelt werden, werden in dieser Arbeit als dynamische Lasten bezeichnet.

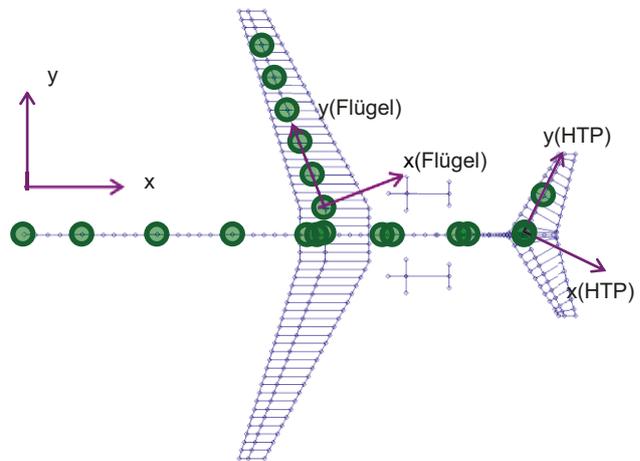


BILD 11. Kontrollpunkte am kondensierten FE-Modell

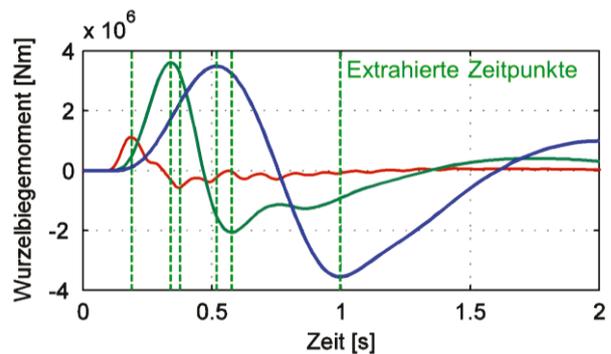


BILD 12. Extrahierung der Zeitpunkte

#### 4.3. Vergleich: dynamische Simulation mit Vorgaben aus CS23

Bei den beiden im Kapitel 2 geschilderten Verfahren ist zu beachten, dass die Vorgaben der Böengeschwindigkeiten bei den Zulassungsvorschriften CS23 und CS25 unterschiedlich sind. Die Vorgabe für die Pratt-Methode ist in CS 23.333(c) definiert, während die Böengeschwindigkeiten der dynamischen Simulation in CS 25.341(a) vorgegeben sind. Eine Gegenüberstellung der Referenzböengeschwindigkeiten aus CS23 und CS25 ist in BILD 13 dargestellt [6] [9].

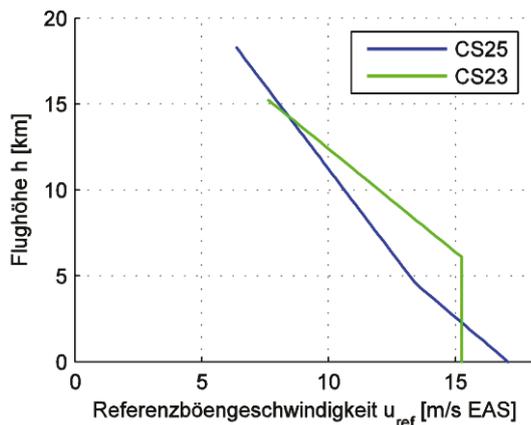


BILD 13. Vergleich der Referenzböengeschwindigkeiten für den Reiseflug

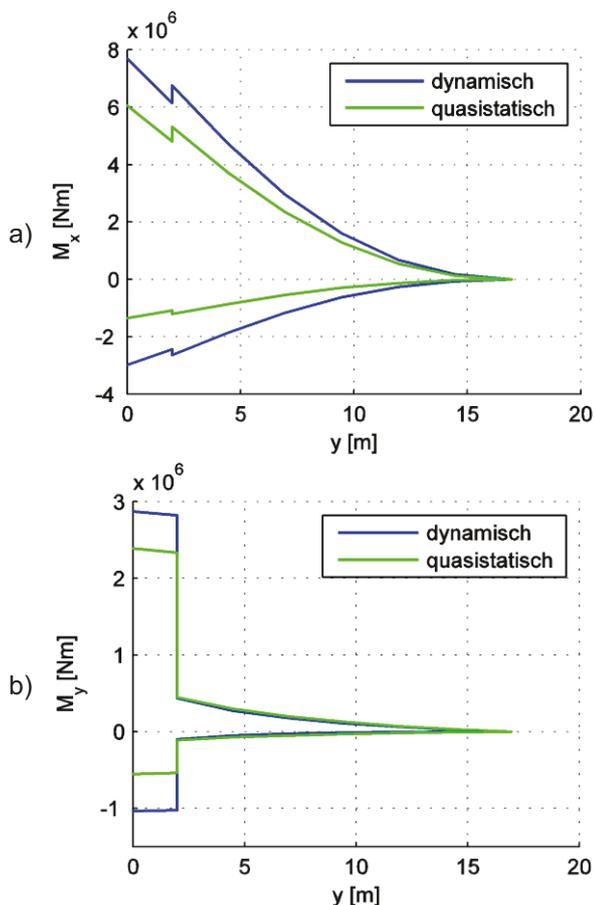


BILD 14. Vergleich der Lasten mit Böengeschwindigkeiten aus CS23 im lokalen Koordinatensystem; Massenfall MTOM mit vorderer Schwerpunktlage

Um sich einen weiteren Überblick über die Unterschiede zwischen den beiden Methoden zu verschaffen, werden dynamische Simulationen mit Böengeschwindigkeiten aus CS23 – ohne jegliche Abminderungsfaktoren – durchgeführt. Die resultierenden Schnittlasten am Flügel werden anschließend mit denen aus der Pratt-Methode verglichen.

Für den Vergleich wird die Massenkonfiguration MTOM mit vorderer Schwerpunktlage herangezogen, da bei dieser die größten positiven Lasten erwartet werden. Hierbei werden Böensimulationen in allen 36 Flugzuständen simu-

liert, und der Böengradient wird auf das 12,5-fache der mittleren Flügeltiefe gesetzt.

Die Ergebnisse der Schnittlasthüllkurven sind in BILD 14 zu finden. Die Schnittlasten sind jeweils auf das lokale Koordinatensystem (vgl. BILD 11) bezogen, so dass beim Verlauf des Biegemoments  $M_x$  und des Torsionsmoments  $M_y$  eine Unstetigkeit an der Stelle  $y = 2\text{m}$  (Flügel-Rumpf-Übergang) durch den Wechsel des Koordinatensystems auftritt.

In BILD 14 wird ersichtlich, dass die Hüllkurven der Lasten aus der dynamischen Simulation mit Böengeschwindigkeiten aus CS23 größer sind als die aus der quasistatischen Methode. Beim Biegemoment  $M_x$  sind die dynamischen Lasten rund 30% größer als die Quasistatischen. Bei der Torsion zeigt sich jedoch, dass die dynamischen Lasten um etwa 10% von den quasistatischen Lasten übertroffen werden, mit Ausnahme an der Flügelwurzel.

Da die Böengeschwindigkeiten aus der CS25 kleiner sind als die aus der CS23, ist bei einer dynamischen Simulation mit Böengeschwindigkeiten nach CS25 unter Berücksichtigung des Abminderungsfaktors  $F_G$  zu erwarten, dass die Lasten kleiner sind und somit die Differenz zu den quasistatischen Lasten kleiner ist.

## 5. ERGEBNISSE DER SIMULATIONEN

In diesem Kapitel werden die Hüllkurven der Schnittlasten der 432 Lastfälle der quasistatischen Pratt-Methode mit den 3024 Lastfällen der dynamischen Böensimulationen sowohl in 1D- als auch in 2D-Diagrammen verglichen. In 2D-Diagrammen werden ausschließlich Flügellasten behandelt. In den 1D-Diagrammen werden jeweils die Querkraft  $F_z$ , das Biegemoment  $M_x$  und die Torsion  $M_y$  über die Koordinate  $y$  aufgetragen. In den 2D-Diagrammen wird das Torsionsmoment  $M_y$  an ausgewählten Spannweitenpositionen über die zugehörige Querkraft  $F_z$  dargestellt. Die Lasten in den Diagrammen sind auf die jeweiligen lokalen LRA-Koordinatensysteme bezogen. Die Ergebnisse der Böenlastanalyse sind in dem Bericht [26] umfassend dokumentiert.

### 5.1. Vergleich in 1D-Diagrammen

#### 5.1.1. Flügel

In BILD 15 ist ein Vergleich der Querkraft  $F_z$ , des Biegemoments  $M_x$  und der Torsion  $M_y$  aus der Pratt-Methode und den Böensimulationen zu sehen. Bei allen drei Schnittlastkomponenten zeigt sich, dass die Hüllkurven der dynamischen und der quasistatischen Lasten fast aufeinander liegen. Bei  $F_z$  wird erkennbar, dass die dynamischen Lasten im äußeren Bereich des Flügels größer sind, während im Bereich der Flügelwurzel die quasistatischen Lasten höhere Werte ergeben. Bei  $M_x$  übertreffen die positiven dynamischen Lasten im Bereich der Flügelwurzel die quasistatischen Lasten um ca. 1%. Bei  $M_y$  hingegen ist die relative Differenz größer: bei den positiven Lasten beträgt diese maximal 9%, bei den negativen Lasten maximal 32%.

Zur genaueren Untersuchung der resultierenden Lasten und der dimensionierenden Lastfälle wird das Biegemoment  $M_x$  betrachtet, denn dies hat in der Dimensionierung den größten Einfluss auf das Strukturgewicht, besonders im Bereich der Flügelwurzel [27].

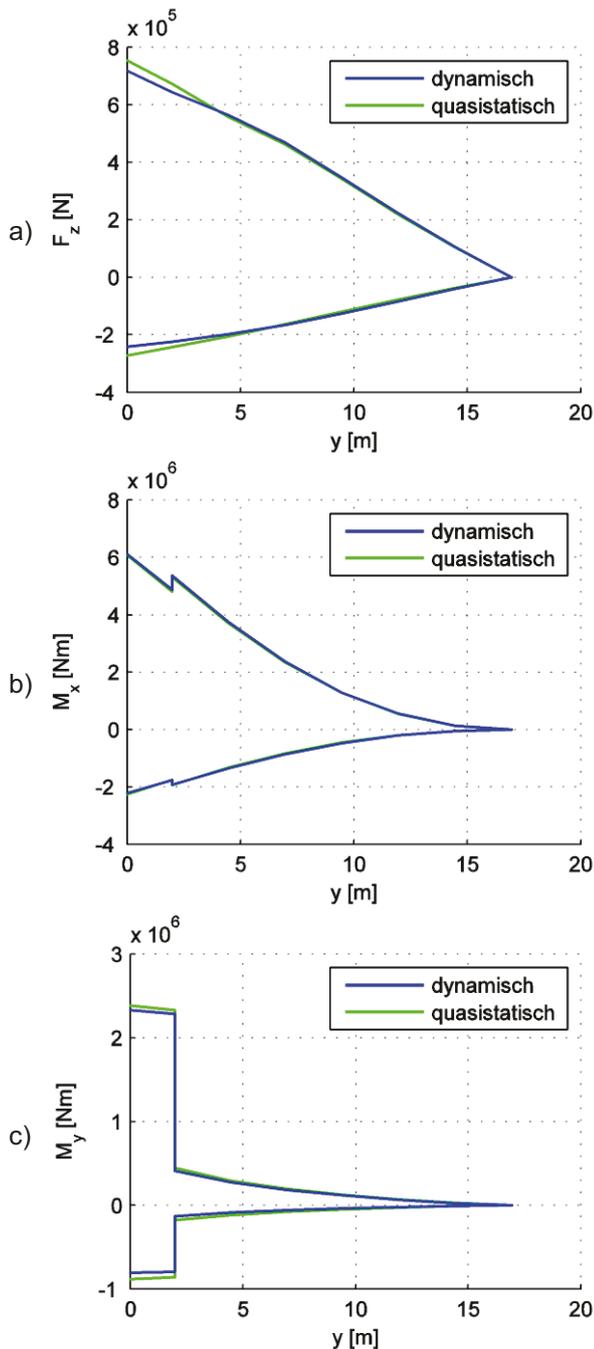


BILD 15. Vergleich der Schnittlasten aus der quasistatischen und dynamischen Simulation im lokalen Koordinatensystem

Bei beiden Methoden stellt sich heraus, dass das maximale positive  $M_x$  bei der maximalen Startmasse (MTOM) erreicht wird. Das maximale negative  $M_x$  tritt in beiden Methoden hingegen bei der Leermasse (OEM) auf.

Im Hinblick auf die Flugzustände geht hervor, dass die Extrema von  $M_x$  überwiegend bei der Bemessungsreisegeschwindigkeit  $v_C$  von 249 m/s TAS auf 7010 m Höhe erreicht werden. In BILD 5 entspricht dieser Flugzustand dem Eckpunkt, an dem  $Ma(v_C) = Ma_C$  gilt. In diesem erfährt das Flugzeug – im Vergleich zu anderen Flughöhen bei  $v_C$  – die Kombination aus dem größten Staudruck und der höchsten Machzahl. Ersterer verursacht größere aerodynamische Kräfte bei gleichbleibenden Beiwerten und letztere vergrößert den Auftriebsanstieg aufgrund der

Kompressibilitätseffekte. Dass die größten Lasten nicht bei der Bahnneigungsfluggeschwindigkeit  $v_D$  bzw.  $Ma_D$  erreicht werden, liegt daran, dass die Böenamplitude für diese Fluggeschwindigkeit halbiert wird, sowohl nach CS23 als auch nach CS25.

Bei den Böensimulationen lässt sich feststellen, dass die Extrema von  $M_x$  überwiegend bei einem Böengradient von 61 m auftreten. Dieser entspricht einer Länge der 15-fachen mittleren Flügeltiefe. Zum Vergleich: In der Pratt-Formel wird angenommen, dass der Böengradient der 12,5-fachen mittleren Flügeltiefe entspricht.

Zudem ist im Allgemeinen zu beobachten, dass das maximale positive  $M_x$  in den Böensimulationen durch positive Böen (Böen von unten) induziert wird und das maximale negative  $M_x$  durch die negativen Böen (Böe von oben). Im Bereich der Flügelspitze tritt jedoch bei den Böensimulationen eine Ausnahme auf: das maximale positive  $M_x$  wird durch negative Böen verursacht. Veranschaulicht wird dies anhand eines Beispiels in BILD 16. Dargestellt werden Biegemomentenverläufe über die Zeit eines Kontrollpunktes im äußeren Bereich des Flügels, jeweils bei einer negativen und einer positiven 107-m-Böe. Dabei übertrifft das grün markierte Maximum, das bei der negativen Böe auftritt, das orange markierte Maximum aus der positiven Böe. Das heißt, bei Böensimulationen kann es vorkommen, dass größte positive Lasten bei einer negativen Böe und größte negative Lasten bei einer positiven Böe erreicht werden, was bei der quasistatischen Pratt-Methode ausgeschlossen ist.

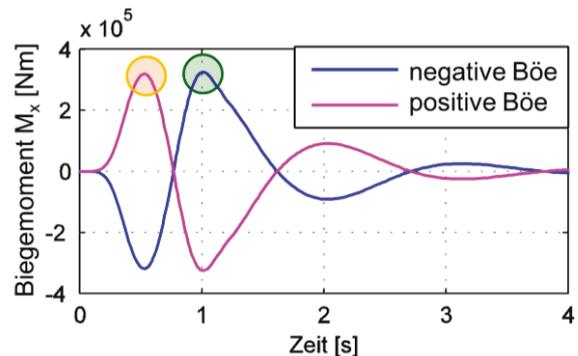


BILD 16. Zeitverläufe des Biegemoments  $M_x$  an einem Kontrollpunkt im äußeren Bereich des Flügels

TAB 2. Übersicht über die dominierenden Lastfälle im Flügelbiegemoment

		Innen	Außen
Maximal	Pratt	MTOM $v_C$ auf 7010 m Positive Böe	MTOM $v_C$ auf 7010 m Positive Böe
	Böe	MTOM $v_C$ auf 7010 m Positive Böe H = 61 m	MTOM $v_C$ auf 3048 m Negative Böe H = 107 m
Minimal	Pratt	OEM $v_C$ auf 7010 m Negative Böe	OEM $v_C$ auf 7010 m Negative Böe
	Böe	OEM $v_C$ auf 7010 m Negative Böe H = 61 m	OEM $v_C$ auf 7010 m Negative Böe H = 61 m

In TAB 2 werden die Lastfälle, bei denen die Extrema des Biegemoments  $M_x$  überwiegend auftreten, zusammengefasst. Dabei wird zwischen dem Bereich der Flügelwurzel (innen) und der Flügelspitze (außen) unterschieden. In der Zeile ‚Maximal‘ werden Lastfälle aufgetragen, bei denen tendenziell die größten positiven Lasten resultieren, und in der Zeile ‚Minimal‘ die größten negativen Lasten.

### 5.1.2. Rumpf

In BILD 17 sind Hüllkurven der Querkraft  $F_z$  und des Biegemoments  $M_y$  für den Rumpf aufgetragen. Bei der Querkraft  $F_z$  wird ersichtlich, dass im Bereich des Flügel-Rumpf-Übergangs an  $x = 21$  m die dynamischen Lasten kleiner sind als die quasistatischen Lasten. An der Rumpfnase und am Rumpfende ist dies umgekehrt. Beim Biegemoment  $M_y$  hingegen sind die dynamischen Lasten, besonders im hinteren Bereich des Rumpfes, größer als die quasistatischen Lasten. Da die Lastspitzen aus der dynamischen Methode überwiegend bei kurzen Böen (9 und 15 m) auftreten, lässt sich schlussfolgern, dass die Berücksichtigung der verschiedenen Böengradienten in den Böensimulationen höhere Lastspitzen am Rumpf hervorruft.

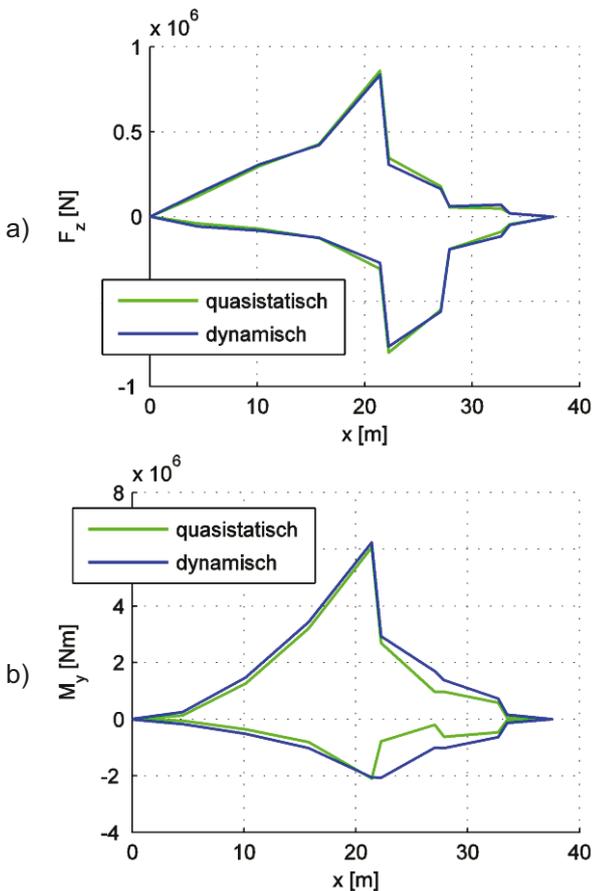


BILD 17. Vergleich der Schnittlasten am Rumpf

Im Vergleich zum Flügel sind die dimensionierenden Lastfälle am Rumpf vielfältiger; bei beiden Methoden sind alle Massenfälle in den Extrema vertreten. In der dynamischen Methode sind sechs von sieben Böengradienten in den Extrema enthalten. Zudem zeigt sich hierbei die Tendenz, dass die größten dynamischen Lasten überwiegend bei der Bemessungsreisegeschwindigkeit  $v_C$  auf 0 m, 3048 m und 7010 m auftreten. Bei den quasistatischen Lasten ist der Flugzustand  $v_C$  auf 7010 m dominant.

### 5.1.3. Höhenleitwerk

In BILD 18 sind Hüllkurven der Querkraft  $F_z$ , des Biegemoments  $M_x$  und der Torsion  $M_y$  am Höhenleitwerk dargestellt. Aus den Grafiken ist abzuleiten, dass die quasistatischen Lasten höhere Werte im Bereich der Wurzel ergeben. Außerdem zeigt sich im äußeren Bereich des Höhenleitwerks die Tendenz, dass die dynamischen Lasten im Vergleich zu den quasistatischen Lasten größer sind.

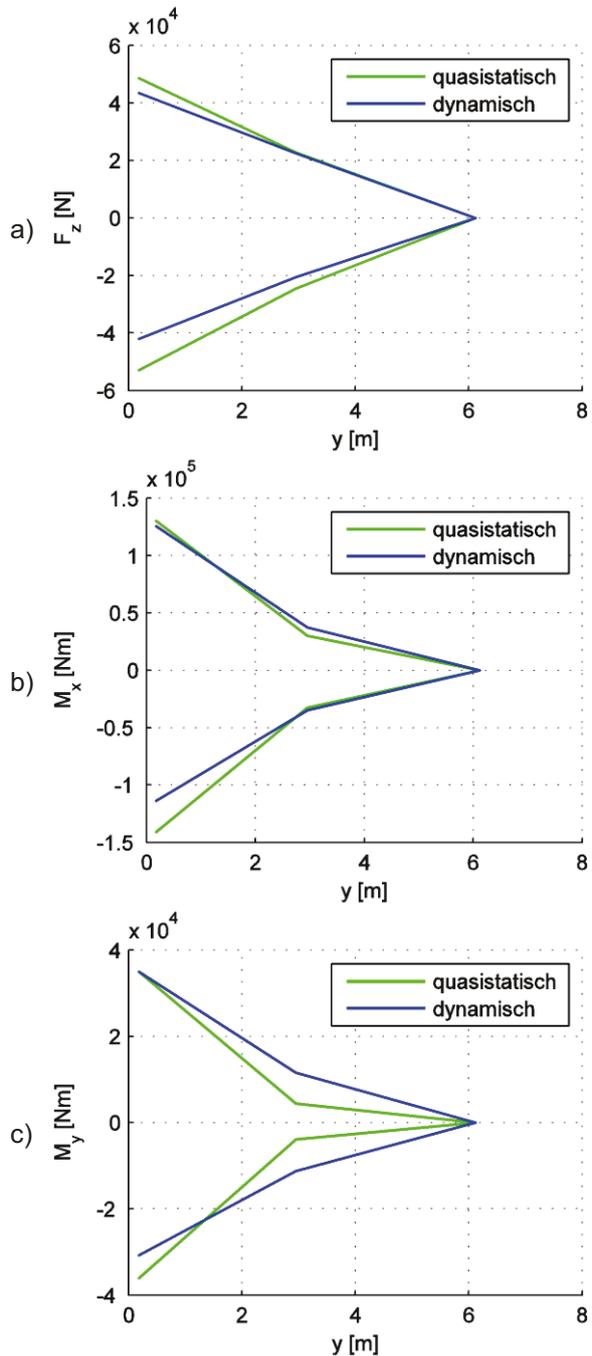


BILD 18. Vergleich der Schnittlasten am Höhenleitwerk

Am Höhenleitwerk treten sowohl die positiven als auch die negativen Lasten bei beiden Methoden bei der maximalen Startmasse (MTOM) auf. Im Hinblick auf die dimensionierenden Flugzustände zeigen sich zwischen den beiden Methoden Unterschiede: bei der quasistatischen Methode werden die Extrema der Lasten bei  $v_B$  auf 9144 m und

10668 m erreicht, und bei der dynamischen Methode sind die Flugzustände  $v_C$  auf 3048 m und 7010 m dominant. Dieses Phänomen ist wie folgt zu erklären:

Die Vorgabe der Böengeschwindigkeit bei  $v_B$  ist nach CS 23.333(c) um etwa 30% größer als bei  $v_C$ . Das heißt, trotz des geringeren Staudrucks bei  $v_B$  können in der quasistatischen Analyse höhere Lasten resultieren. Nach CS 25.341(a) hingegen ist die Böengeschwindigkeit bei  $v_B$  und  $v_C$  konstant, weshalb die größten dynamischen Lasten überwiegend bei  $v_C$  auftreten.

### 5.2. Vergleich in 2D-Diagrammen

Für den Vergleich der Lasten in 2D-Diagrammen werden zwei Positionen am Flügel untersucht, nämlich  $y = 2$  m und  $y = 12$  m, wobei  $y = 2$  m den Flügel-Rumpf-Übergang darstellt. Die Positionen der beiden Stellen sind in BILD 19 veranschaulicht. In BILD 20 sind die Hüllkurven der Torsion  $M_y$  über der Querkraft  $F_z$  an den erwähnten Positionen dargestellt. Es ist erkennbar, dass die Hüllkurven trotz vergleichbarer maximaler Werte für die Lasten eine größere Fläche umschließen als die der quasistatischen Lasten. Dies ist vor allem durch die Berücksichtigung der Flugzeugdynamik in der Böensimulation zu begründen.

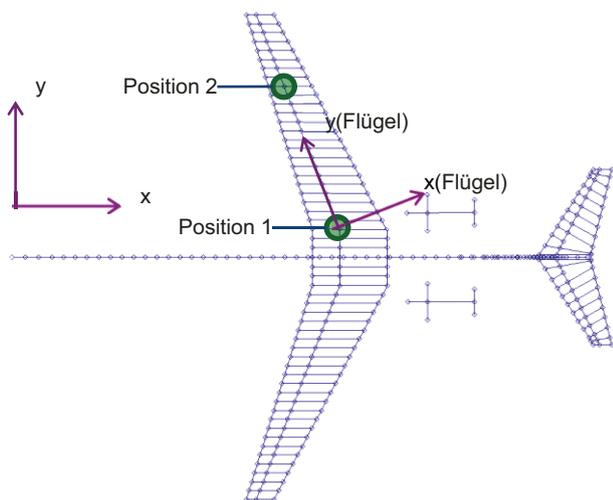


BILD 19. Kontrollpunkte am Flügel, deren Lasten in 2D-Diagrammen dargestellt werden

Jeder Eckpunkt der Hüllkurven stellt bei der dynamischen Methode einen Zeitpunkt einer Böensimulation und bei der Pratt-Methode einen Lastfall dar. Für eine Dimensionierung der Struktur ist es notwendig, alle Lastfälle, die an den Eckpunkten der Hüllkurven vertreten sind, zu berücksichtigen. Dies stellt den zweiten Schritt der Aussortierung der dynamischen Lasten dar (vgl. Abschnitt 4.2).

Darüber hinaus besteht die Möglichkeit, Hüllkurven mit anderen Kombinationen der Schnittlastkomponenten zu bilden, wie in TAB 3 dargestellt [28]. Bei der ALLEGRA-Konfiguration wurde dies an den 20 definierten Kontrollpunkten durchgeführt, am Rumpf jedoch nur  $M_y$  über  $F_z$ , da keine lateralen Kräfte  $F_y$  erwartet werden. Daraus ergeben sich 296 dimensionierende Zeitpunkte, resultierend aus 116 Böensimulationen. In der Pratt-Methode hingegen wurden 71 dimensionierende Lastfälle identifiziert. Die Tendenz der Anzahl an dimensionierenden Lastfällen bzw. Zeitpunkten ist ebenfalls in BILD 20 zu erkennen: die blauen Hüllkurven aus den dynamischen Simulationen setzen sich aus deutlich mehr Eckpunkten zusammen als die grünen Hüllkurven aus der Pratt-Methode.

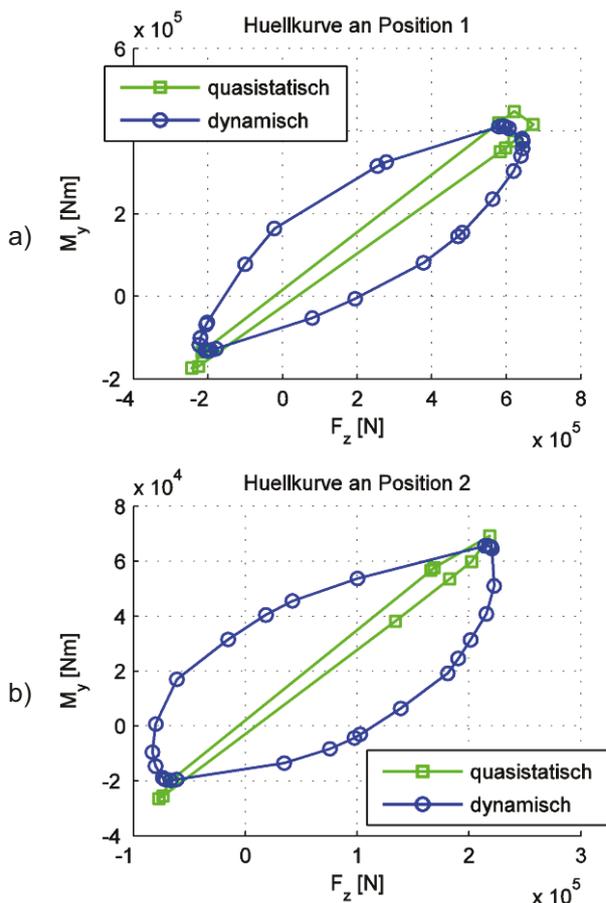


BILD 20. Vergleich der 2D-Lasthüllkurven am Flügel im lokalen Koordinatensystem

TAB 3. Übersicht über Kombinationen von Lastkomponenten in 2D-Diagrammen

Baugruppe	Lastkomponenten
Flügel, HTP	$M_y$ über $F_z$
	$M_x$ über $F_z$
	$M_x$ über $M_y$
Rumpf	$M_y$ über $F_z$
	$M_x$ über $F_y$
	$M_z$ über $F_y$

### 6. FAZIT UND AUSBLICK

Eine Böenlastanalyse der ALLEGRA-Konfiguration mit einem vorwärts gepfeilten Flügel wurde durchgeführt, und zwar mit der quasistatischen Pratt-Methode und der dynamischen Methode. Betrachtet wurden die Baugruppen Flügel, Rumpf und Höhenleitwerk.

In den 1D-Hüllkurven am Flügel sind die dynamischen Lasten fast deckungsgleich im Vergleich zu den quasistatischen Lasten. Die relative Differenz des Biegemoments an der Flügelwurzel beträgt rund 1%; im positiven Bereich sind die dynamischen Lasten größer und im negativen Bereich sind die quasistatischen Lasten größer. Am Rumpf hingegen zeigt sich die Tendenz, dass die dynamischen Lasten höhere Werte als die quasistatischen Lasten ergeben. Am Höhenleitwerk wird ersichtlich, dass die dynamischen Lasten eher im äußeren Bereich und die quasistatischen Lasten im Wurzelbereich größer sind.

Zudem ist in den 2D-Hüllkurven am Flügel zu erkennen, dass die dynamische Analyse die Lasthüllkurven bei der dynamischen Analyse trotz vergleichbarer Extrema einen größeren Bereich umschließen.

Für eine erste, schnelle Dimensionierung der Struktur, bei der eine erste Ermittlung des Strukturgewichts und der globalen Steifigkeitseigenschaften im Mittelpunkt steht, kann bei Böen die Pratt-Methode herangezogen werden. Für eine detaillierte Dimensionierung eignet sich jedoch die dynamische Methode eher, weil dadurch u.a. der Einfluss verschiedener Böengradienten auf die Lasten berücksichtigt werden kann. Damit können beispielsweise dimensionierende Lasten am Rumpf, die überwiegend bei kurzen Böen auftreten und größer als die quasistatischen Lasten sind, ermittelt werden. Zugleich wird bei großen Flugzeugen das Kriterium für die Zulassung durch die dynamische Böensimulation erfüllt. Insgesamt ist individuell abzuwägen, ob eine zeitintensivere Böenlastanalyse mit der dynamischen Methode angebracht ist, oder für die jeweilige Aufgabenstellung die Berücksichtigung der Böenlasten über die Pratt-Methode vorzuziehen ist.

## LITERATURVERZEICHNIS

- [1] J. Hunsaker und E. Wilson, „Report on Behavior of Aeroplanes in Gusts,“ NACA Report No. 1, 1915.
- [2] F. Hoblit, Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications, AIAA, 1988.
- [3] J. Fuller, „Evolution of Airplane Gust Loads Design Requirements,“ *Journal of Aircraft*, Vol. 32, No. 2, 1995.
- [4] R. Rhode und E. Lundquist, „Applied Load Factors in Bumpy Air,“ *Aircraft Engineering and Aerospace Technology*, Vol. 3 Iss 8, pp. 197-200, 1931.
- [5] K. Pratt und W. Walker, „A revised gust-load formula and a reevaluation of v-g data taken on civil transport airplanes from 1933 to 1950,“ NACA Report No. 1206, 1954.
- [6] N.N., CS23 - Certification Specifications for Normal, Utility, Aerobatic, and Commuter Category Aeroplanes - Amendment 3, European Aviation Safety Agency, 2012.
- [7] N.N., JAR25 - Joint Aviation Requirements - Large Aeroplanes, Change 13, Joint Aviation Authorities, 1989.
- [8] N.N., JAR25 - Joint Aviation Requirements - Large Aeroplanes, Change 14, Joint Aviation Authorities, 1994.
- [9] N.N., CS25 - Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes - Amendment 16, European Aviation Safety Agency, 2015.
- [10] T. Kier und J. Hofstee, Varloads - Eine Simulationsumgebung zur Lastenberechnung eines voll flexiblen, freifliegenden Flugzeugs, DGLR, 2004.
- [11] N.N., MSC.Nastran Version 68 - Aeroelastic Analysis User's Guide, MSC.Software, 2004.
- [12] E. Albano und W. Rodden, „A Doublet Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows,“ *AIAA 6th Aerospace Sciences Meeting*, 1968.
- [13] D. Raveh, „CFD-Based Gust Response Analysis of Free Elastic Aircraft,“ *ASD Journal*, Vol. 2, No. 1, 2010.
- [14] D. Raveh, „Gust-Response Analysis of Free Elastic Aircraft in the Transonic Flight Regime,“ *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 4, 2011.
- [15] W. Zhang, Z. Ye, Q. Yang und A. Shi, „Gust Response Analysis Using CFD-Based Reduced Order Models,“ *47th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2009.
- [16] A. Ricciardi, Utility of Quasi-Static Gust Loads Certification Methods for Novel Configurations, Blacksburg, Virginia: Virginia Polytechnic Institute and State University, 2011.
- [17] G. Yang und S. Obayashi, „Numerical Analyses of Discrete Gust Response for an Aircraft,“ *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 6, 2004.
- [18] P. Chudý, „Response of a Light Aircraft under Gust Loads,“ *Acta Polytechnica*, Vol. 44, No. 2, 2004.
- [19] D. Quero-Martin, „DLM Unsteady Correction Using Non Linear CFD Gust Aerodynamics,“ 2014.
- [20] R. Thormann und D. Dimitrov, „Correction of aerodynamic influence matrices for transonic flow,“ *CEAS Aeronautical Journal*, 2014.
- [21] P. Chen, R. Silva und D. Liu, „Transonic AIC Weighting Method using Successive Kernel Expansion,“ *46th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics & Materials Conference*, 2005.
- [22] W. Krüger, T. Klimmek, R. Liepelt, H. Schmidt, S. Waitz und S. Cumnuantip, „Design and Aeroelastic Assessment of a Forward-Swept Wing Aircraft,“ *CEAS Aeroenautical Journal* 5, 2014.
- [23] T. Klimmek, „Parametric Set-Up of a Structural Model for FEMAT Configuration for Aeroelastic and Loads Analysis,“ *ASDJournal*, Vol. 3, No. 2, pp. 31-49, 2014.
- [24] H. Schmidt und T. Klimmek, „IB 232-2012 J 07: ALLEGRA Design Airspeeds and Preliminary Loads,“ DLR - Institute of Aeroelasticity, Göttingen, 2012.
- [25] T. Klimmek, „ALLEGRA M 3.3.1 Bericht: Definition von Simulationsszenarien für die Böenanalyse der ALLEGRA-Konfiguration,“ DLR - Institut für Aeroelastik, Göttingen, 2014.
- [26] V. Handojo, „ALLEGRA M 3.3.2 Bericht: Böensimulation des elastischen Flugzeugs mit Basisverfahren,“ DLR - Institut für Aeroelastik, Göttingen, 2015.
- [27] V. Handojo, Entwicklung eines analytischen Massenmodells für Seitenleitwerke von Verkehrsflugzeugen auf kontinuumsmechanischer Basis, Berlin: Technische Universität Berlin, 2013.
- [28] J. Wright und J. Cooper, Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads, John Wiley & Sons, Ltd, 2007.