

MULTIDISZIPLINÄRE BÖENSIMULATION ZUR LASTABMINDERUNGSANALYSE

A.-R. Hübner, L. Reimer

DLR (German Aerospace Center),
Institute of Aerodynamics and Flow Technology
Lilienthalplatz 7, 38108 Braunschweig, Germany

Die Strukturdimensionierung von Flugzeugen wird maßgeblich durch Böen-, Manöver- und Bodenlasten bestimmt. Adaptive Lastabminderungsmaßnahmen (Stichwort: 1g-Flügel) verheißen das Potential die auftretenden Maximallasten zu reduzieren bzw. das Strukturgewicht zu verringern. Die sachgemäße Analyse von Lastabminderungstechnologien bedarf zwingend einer multidisziplinären Betrachtungsweise. In Hinarbeit auf dieses Ziel wird hier eine Prozesskette zur Böensimulation eingesetzt, in der hochgenaue Verfahren für die Teildisziplinen Aerodynamik, Strukturmechanik und Flugmechanik im Zeitbereich miteinander gekoppelt sind. In Sensitivitätsstudien für eine generische Transportflugzeugkonfiguration unter Reiseflugbedingung wird der Einfluss von Vertikal- und Lateralböen auf das gekoppelte System vorgestellt, sowie der Einfluss auf die Lastverteilungen an Tragflügel und Höhenleitwerk untersucht.

Keywords: Böensimulation, gekoppelte CFD-CSM-FM Simulationen, Lastabminderung, multidisziplinäre, numerische Analysen

NOMENKLATUR

Ampl	Böenamplitude	m/s
Accz	Beschleunigung in z-Richtung	m/s ²
Accy	Beschleunigung in y-Richtung	m/s ²
CL	Auftriebskoeffizient	-
CY	Seitenkraftkoeffizient	-
Cmx	Rollmomentenkoeffizient	-
Cmy	Nickmomentenkoeffizient	-
Cmz	Giermomentenkoeffizient	-
CFM	Computational Fluid Dynamic	-
CSM	Computational Structure Mechanic	-
CS-25	Certification Specifications for Large Aeroplanes	-
FD	Flight Dynamic	-
FL	Flight Level	-

Ma	Mach-Zahl	-
Re	Reynolds-Zahl	-
Fz	Kraftkomponente in z-Richtung	N
t	Zeit	s
t	Schubeinstellung	-
LRA	Load Reference Axis	-
V _{Böe}	Böengeschwindigkeit	m/s
α	Anstellwinkel	deg
ρ	Dichte	kg/m ³
λ	Wellenlänge der Böe	m
η	Höhenleitwerkseinstellung	deg
Θ	Längslagewinkel	deg
6DOF	6 Degree of Freedom	-

1. EINFÜHRUNG

Innerhalb des Entwurfsprozesses nimmt die Lastanalyse einen wesentlichen Beitrag ein, da die durch Böen und Manöver entstehenden Lasten dimensionierend für die Struktur sind. Die Anwendung von adaptiven Lastabminderungsmaßnahmen stellt in Aussicht, diese maximal auftretenden Lasten und somit auch das Strukturgewicht zu reduzieren.

Für die Vorhersage der aerodynamischen Lasten, ist eine monodisziplinäre Betrachtungsweise nicht ausreichend. Erst durch die gekoppelte numerische Simulation von sich gegenseitig beeinflussenden Disziplinen ist eine hinreichende Genauigkeit für zulassungsrelevante Lastfälle (nach CS-25) zu erreichen. Dieser multidisziplinäre Lösungsansatz soll hier angewendet werden, um zeitgenaue Böendurchflüge unter Berücksichtigung der aerodynamischen (CFD), strukturdynamischen (CSM) und flugmechanischen (6DOF) Eigenschaften zu simulieren. Es werden u.a. verschiedene Einflussgrößen, wie die Böenamplitude, die Böenwellenlänge sowie die Böenanzahl und Böenrichtung untersucht, um die Auswirkung auf die resultierenden Kräfte und Momente sowie auf die Lastverteilungen vom Flügel und vom Höhenleitwerk zu ermitteln.

2. NUMERISCHE METHODE

Für die Simulation von instationären Böeninteraktionsrechnungen kommt eine multidisziplinäre Prozesskette zum Einsatz, die innerhalb des DLR Projektes Digital-X [1] entwickelt wurde. In der Prozesskette sind hochgenaue Verfahren für die Teildisziplinen Aerodynamik, Dynamik der elastischen Strukturverformung und Starrkörperdynamik im Zeitbereich miteinander gekoppelt. Die Prozesskette ist in der FlowSimulator-Software-Umgebung umgesetzt [2], welche massiv-parallele Anwendungen unterstützt.

Es werden Böeninteraktionssimulationen für das in **Bild 1** gezeigte generische Transportflugzeug in Reiseflugkonfiguration durchgeführt. Die hier studierte Konfiguration verfügt nicht über Lastabminderungsmaßnahmen. Die Simulations-

ergebnisse bilden die Referenz für den Vergleich mit noch zu erzielenden Ergebnissen nach Integration von Lastabminderungstechniken.

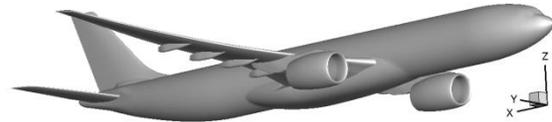


Bild 1: Oberflächenmodell der untersuchten generischen Flugzeugkonfiguration

2.1. CFD-Rechenmodelle

Die untersuchte generische Transportflugzeug besteht aus Rumpf, Flügel mit Flap Track Fairings, Pylon und Triebwerksgondeln sowie Höhen- und Seitenleitwerk (vgl. Bild1). Um die numerische Komplexität zu reduzieren, wurden die Triebwerke als Durchflussgondeln realisiert.

Für Rechnungen mit dem Finite-Volumen Verfahren TAU werden unstrukturierte, hybride Netz mit dem Netzgenerator CENTAUR [3] erstellt. Ein grobes Netz mit 10 Mio. Punkten dient zum Test der Prozesskettenfunktionalitäten und für qualitative Untersuchungen. Ein feineres Netz mit 27 Mio. Netzpunkten wird für quantitative Nachrechnungen verwendet.

2.2. Struktur- und Kopplungsmodell

Es wird ein vom DLR-Institut für Aeroelastik erstelltes und für dynamische Analysen kondensiertes FEM-Modell (ein sogenanntes Dynamic Master Modell) verwendet. **Bild 2** zeigt

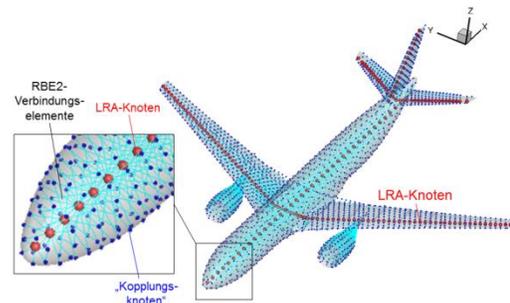


Bild 2: Strukturmodell (inkl. Zusatzknoten für die CFD-CSD-Kopplung = "Kopplungsmodell")

das kondensierte Strukturmodell - die A-Set-Knoten, welche in ihrer Gesamtheit die sogenannten Lastreferenzachse (LRA) bilden. Das Modell ist als "frei-freies" Modell konzipiert; ist also statisch unbestimmt.

Die Massenträgheitseigenschaften, die aus Struktur, Sekundärsystemen, Treibstoff und Nutzlastverteilung resultieren, sind in dem Modell als konzentrierte Massenpunkte (NASTRAN COMN2-Elemente) beschrieben. **Bild 3** zeigt exemplarisch eine für einen Flugzustand geltende Massenverteilung.

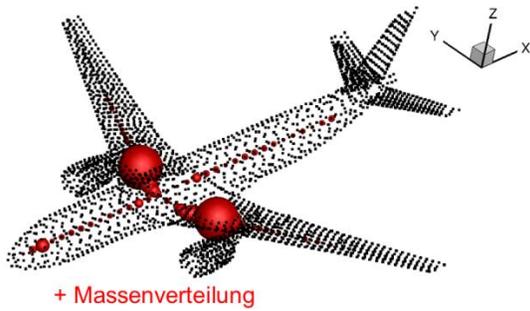


Bild 3: Exemplarische Massenverteilung eines Flugpunkts auf Basis konzentrierter Massenpunkte

Zur Lösung des Strukturdynamikproblems wird ein Modalverfahren eingesetzt. Es werden 44 elastische Eigenformen der Struktur in den gekoppelten Simulationen verwendet. Sie werden in einem Präprozess mit NASTRAN SOL103 berechnet.

Im Rahmen des Last- und Verformungstransfers zwischen CFD-Oberfläche und Struktur wird ein erweitertes Strukturmodell verwendet. Zusätzliche Strukturknoten - sogenannte Kopplungspunkte - werden auf der CFD-Oberfläche verteilt und mittels RBE2-Elementen starr an die LRA-Knoten angebunden, die die elastische Struktur repräsentieren (siehe Bild 2).

2.3. Prozesskette

Für die Böeninteraktionsrechnungen wird als Basistool der DLR TAU-Code zur Bereitstellung der aerodynamischen Daten verwendet. Er bietet darüber hinaus die Möglichkeit, Böen in

verschiedenen Formen zu simulieren [4], [5]. Soll beim Böendurchflug auch die flugdynamische Reaktion und das elastische Verhalten des Flugzeugs berücksichtigt werden, so wird der TAU-Code mit einem Modalverfahren zur Lösung der linearisierten Starrkörperbewegungsgleichungen und einem modalen Strukturmodell gekoppelt. Die eingesetzte multidisziplinäre Prozesskette ist in **Bild 4** grafisch dargestellt [6].

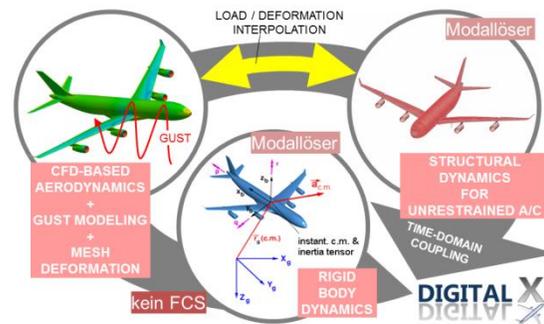


Bild 4: Verwendete multidisziplinäre Prozesskette aus dem Projekt Digital X (HAP 5)

Für die Last- und Verformungsinterpolation zwischen aerodynamischer Oberfläche und Struktur wird ein Thin-Plate-Spline verwendet. Er wird zwischen den Punkten des CFD-Oberflächennetzes und den Kopplungspunkten des Strukturmodells gebildet [2]. Die auf die CFD-Oberfläche übertragene Strukturverformung wird anschließend mittels RBF-basierter Netzdeformation (es wird ein Volume-Spline verwendet) ins CFD-Volumennetz propagiert.

Der CFD-CSD Kopplungsprozess mit nachgeschalteter Netzdeformationsroutine findet auch Anwendung bei der für jede Böensimulation notwendige Trimmrechnung zur Bestimmung des stationären, ungestörten Horizontalflugs des elastischen Flugzeugs. Hierbei werden innerhalb des Trimmalgorithmus iterativ die drei Freiheitsgrade: Längslagewinkel θ , Höhenleitwerkseinstellwinkel η und Triebwerksschubeinstellung t angepasst, bis die resultierenden Kräfte und Momente um den Flugzeugschwerpunkt zu Null werden. Dabei wird mit Hilfe der Netzdeformation die Höhenleitwerkseinstellung im Bereich zum Rumpfübergang nachgeführt. Exemplarisch zeigt

Bild 5 für den hier untersuchten zentralen Flugpunkt die Verformung der Flugzeugkonfiguration im getrimmten Zustand.

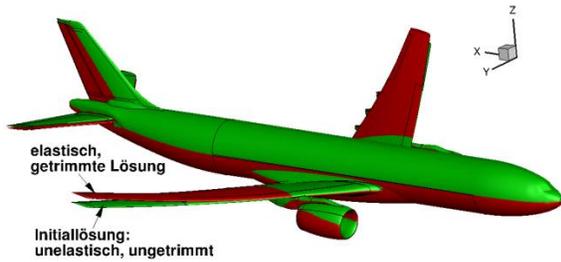


Bild 5: Verformung der untersuchten Flugzeugkonfiguration für den auf Level-Flight getrimmten Zustand

Bei der Böeninteraktionsrechnung wird durch einen Störgeschwindigkeitsansatz ein zusätzliches Geschwindigkeitsfeld - z.B. für eine Vertikalböe oder Lateralböe - innerhalb der Strömungssimulation berücksichtigt [7],[8]. **Bild 6** zeigt exemplarisch den Durchflug der generischen Flugzeugkonfiguration durch eine vertikale „1-cos“-Böenform. Dabei wird eine Beschleunigung von ca. 1,6g erreicht.

In die Prozesskette ist bisher kein Flight Control System (FCS) integriert. Geregeltet Steuerungsvorgaben können daher zum jetzigen Zeitpunkt nicht berücksichtigt werden.

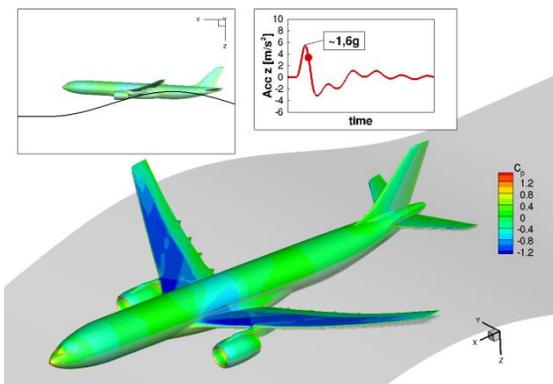


Bild 6: Beispiel einer instationäre Böensimulation

3. SENSITIVITÄTSSTUDIEN ZUR BÖENSIMULATION

Zur Beurteilung der aerodynamischen Kräfte und Momente, die aus der Böeninteraktion resultieren, wurden verschiedene Einflussgrößen, wie die Strukturbeeinflussung, die Böenamplitude, -wellenlänge sowie die Böenanzahl und -richtung untersucht. Sämtliche numerische Simulationen wurden bei $Ma = 0.83$, $Re = 49$ Mio. und FL350 durchgeführt.

3.1. Struktureinfluss

Um bei der Böeninteraktionssimulation den Einfluss der Aeroelastizität zu ermitteln, ist es innerhalb der Prozesskette möglich, die CFD-CSD Kopplung zu unterdrücken, wobei nur die CFD mit der Flugdynamik (FD) gekoppelt berücksichtigt wird.

Die zeitlichen Verläufe des Auftriebs- und des Nickmomentenbeiwerts werden in **Bild 7** für die beiden verschiedenen Multidisziplinaritätsgrade verglichen. Ausgangslage für beide Simulationen ist bei $t = 0s$ die getrimmte elastische Konfiguration. Der grau markierte Bereich gibt die beginnende Beeinflussung der Böe an der Rumpfnase ($t = 12s$) und schlussendlich an dem Rumpfheck ($t = 48s$) an. Zum Zeitpunkt $t = 0,27s$ erreicht die Böe den Momentenbezugspunkt. Bei $t = t_m$ ergibt sich bei beiden Simulationen der maximale Auftriebsbeiwert. Dieser wird bei der CFD-FD Lösung phasenverschoben um $\Delta t = 0,01s$ später erreicht.

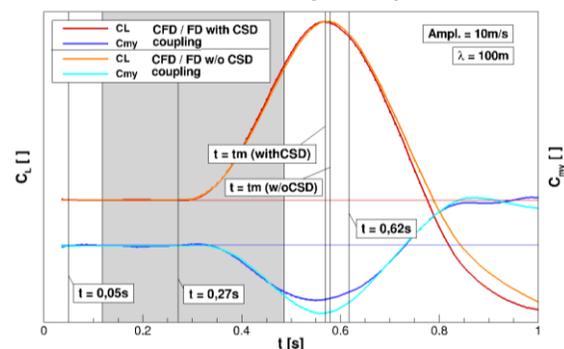


Bild 7: Böensimulation, Einfluss der Strukturdynamik auf den Auftriebs- und Nickmomentenbeiwert

Die Vernachlässigung der Strukturdynamik beeinflusst den durch die Böe verursachten

maximalen Auftriebsbeiwert der hier untersuchten, generischen Konfiguration nicht nennenswert.

Für den maximalen Nickmomentenbeiwert ist bezogen auf die getrimmte Ausgangslage eine ca. 27%ige Überhöhung durch Vernachlässigung der Elastizitäten festzustellen.

Aus den CFD-FD bzw. CSD-CFD-FD Lösungen können aus den jeweiligen instationären Flügelbewegungen die Bewegungs- und Druckverteilungshistorien von Profilschnitten extrahiert werden. Auch werden die aus der Integration der Oberflächendruckverteilungen resultierenden, zeitabhängigen Lastverteilungen entlang der Flügelspannweite bestimmt. Da die Gesamtauftriebsverläufe etwas zeitverschoben sind, werden exemplarisch für $t = 0,62$ (vgl. Bild 7) die spannweiten Verteilungen der Fz-Kraftkomponente in **Bild 8** dargestellt, wobei hier der differenzielle Beitrag aus der sich einstellenden Lastverteilung zum Zeitpunkt $t = 0,62s$ bezogen auf die Lastverteilung der ausgetrimmten Ausgangslage (hier bei $t = 0,05s$) wiedergegeben wird. Dieses gibt direkt den Einfluss der Böe wieder.

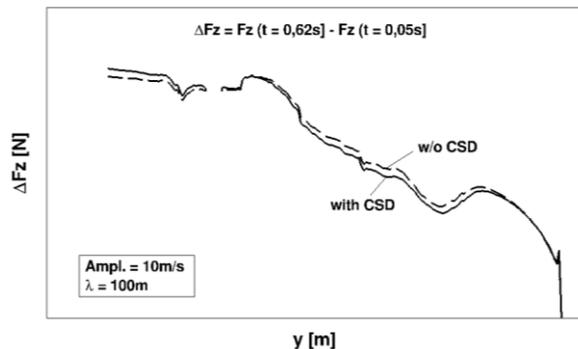


Bild 8: Böensimulation, Einfluss der Strukturodynamik auf die relative Fz-Flügelastverteilung

Der Vergleich zeigt, dass unter Berücksichtigung der Strukturelastizität der Flügelaußenbereich etwas geringere Kräfte in z-Richtung erfährt, da er den Belastungen „ausweichen“ kann. Im Flügelinnenbereich drehen sich die Verhältnisse um. Aufintegriert über die Gesamtoberfläche der betrachteten Konfiguration wird mit der CSD-CFD-FD gekoppelten Simulation ein etwas

geringerer Auftriebsbeiwert für den Zeitschritt vorhergesagt.

Das Nickmoment vergrößert sich, da der innenliegende Flügelbereich, der sich vor dem Momentenbezugspunkt MBP befindet, eine höhere z-Kraft erfährt und somit zum Aufnicken führt. Der hinter dem MBP befindliche Flügelaußenbereich verstärkt dieses durch Verringerung der z-Kraftkomponenten

3.2. Einfluss der Böenamplitude

In **Bild 9** ist das zeitliche Auftriebsverhalten des Gesamtflugzeugs bei Variation der vertikalen Böenamplitude von 5m/s bis 40m/s bei konstanter Wellenlänge $\lambda = 100m$ dargestellt.

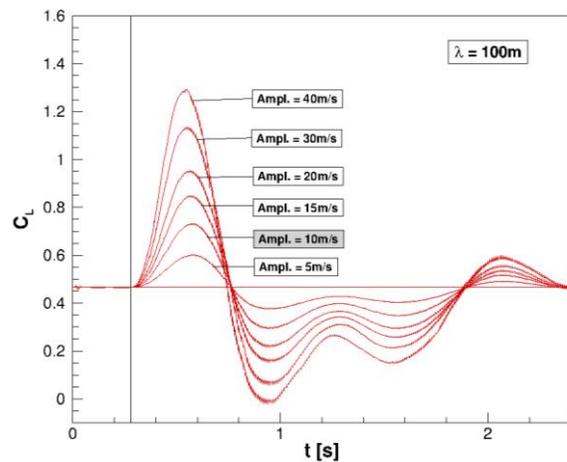


Bild 9: Einfluss der Böenamplitude auf den zeitlicher Verlauf des Auftriebsbeiwerts bei konstanter Wellenlänge $\lambda = 100m$

Die Maximalwerte steigen mit Zunahme der Amplitude stetig an. Der Zeitpunkt, an dem der Maximalauftrieb erreicht wird, tritt mit zunehmender Amplitude frühzeitiger ein.

Die resultierenden maximalen und minimalen Auftriebsbeiwerte sind zusammen mit den Nickmomentenbeiwerten in Abhängigkeit von der Amplitude in **Bild 10** wiedergegeben.

Bis zu Amplituden von ca. 15m/s sind die Verläufe noch nahezu linear. In diesem Bereich liegt auch der nach CS-25 zulassungsrelevante Lastfall von 10m/s vertikaler Störgeschwindigkeit und einer Wellenlänge $\lambda = 100m$. Er dient hier als Referenzfall.

Erst bei höheren Amplituden stellen sich jeweils nichtlineare Verläufe hinsichtlich maximalen und minimalen Beiwerten ein.

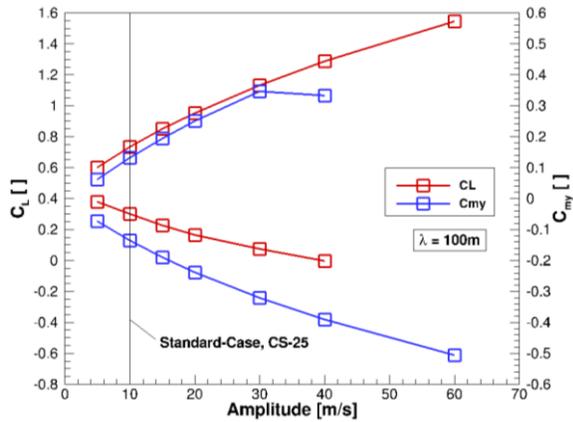


Bild 10: Einfluss der Böenamplitude auf die min./max. resultierenden Auftriebs-/Nickmomentenbeiwerte bei konstanter Wellenlänge $\lambda = 100\text{m}$

3.3. Einfluss der Wellenlänge

Die Vergleiche der Auftriebs- und Nickmomentenverläufe bei Variation der Wellenlänge von $25\text{m} < \lambda < 200\text{m}$ bei konstant gehaltener Böenamplitude sind in **Bild 11** und **Bild 12** zusammengefasst.

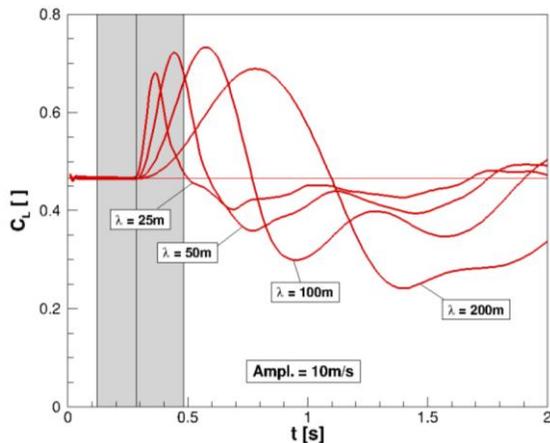


Bild 11: Einfluss der Wellenlänge auf die Auftriebsbeiwerte bei konstanter Amplitude

Da in den Simulationen die Böen unterschiedlicher Wellenlänge stets an der gleichen x-Position von $x = 50\text{m}$ vor dem Modell

starten, ist auch hier die beginnende Böenbeeinflussung von der Rumpfnase bis zum Rumpfheck dargestellt. Die Auswirkungen sind jedoch je nach Wellenlänge verschieden.

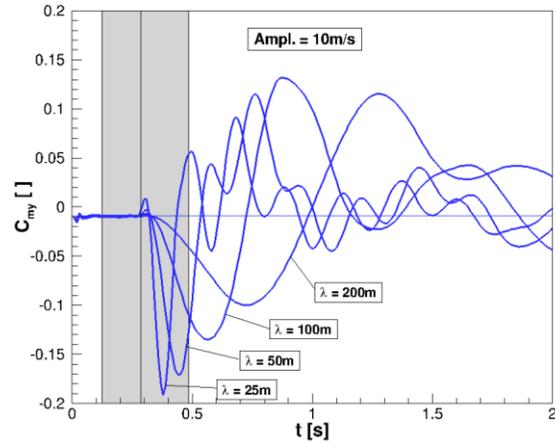


Bild 12: Einfluss der Wellenlänge auf die Nickmomentenbeiwerte bei konstanter Amplitude

Für die hier untersuchten Wellenlängen bedeutet dieses, dass sich bei $\lambda = 25\text{m}$ die maximale, vertikale Störgeschwindigkeit von 10m/s bereits auf den Flügel und auf das Höhenleitwerk auswirkt, bevor das Rumpfheck erreicht wird. Die vollständige Auswirkung auf das Höhenleitwerk ist bei $\lambda = 50\text{m}$ erst vorhanden, wenn das Störgeschwindigkeitsfeld weiter stromab geflossen ist. Ab $\lambda = 100\text{m}$ hat beim Erreichen des Rumpfhecks die maximale Störgeschwindigkeit den Flügel noch nicht erreicht und die Auswirkungen auf die Höhenleitwerksumströmung sind bis zu diesem Zeitpunkt noch gering.

Wird die Einhüllende der maximalen Auftriebsbeiwerte gebildet, so ergibt sich das Maximum zeitverzögert bei $\lambda = 100\text{m}$. Die maximale Nickmomentenbeeinflussung ist hingegen bereits bei $\lambda = 25\text{m}$ erreicht.

Die Zeitverläufe zeigen außerdem, dass mit Reduzierung der Wellenlänge nicht nur die 1. elastische Eigenform, sondern auch höherharmonische Schwingungsanteile angeregt werden, die hauptsächlich aus den Eigenmoden des Flügels resultieren.

Bezogen auf die Lastverteilung des ausgetrimmten Horizontalflugzustands wird die spannweitig, maximal auftretenden Kraftkomponente in z-Richtung ΔF_z für den Flügel und das Höhenleitwerk in **Bild 13** dargestellt. Im Flügelinnenbereich nimmt bis $\lambda = 100\text{m}$ stetig die Kraftkomponenten zu. Im Außenbereich kann jedoch bei dieser Wellenlänge der Flügel der zeitlichen Belastung nicht mehr Stand halten und weicht aufgrund der strukturellen Weichheiten in diesem Bereich aus.

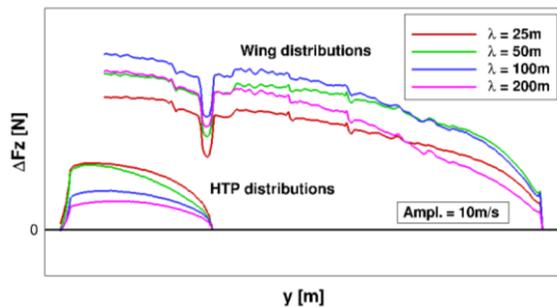


Bild 13: Einfluss der Wellenlänge auf die relative F_z -Lastverteilung auf dem Flügel und dem Höhenleitwerk

Dieses Verhalten zeigt sich auch bei der größten Wellenlänge von $\lambda = 200\text{m}$, jedoch erstrecken sich die Auswirkungen der hohen Belastung über die gesamte Flügelspannweite. Am Höhenleitwerk hingegen nimmt mit Steigerung der Wellenlänge die spannweitige z-Kraftkomponente kontinuierlich zu.

Die gleiche Wellenlängenabhängigkeit ist auch in den Nickmomentenverteilungen auf dem Flügel in **Bild 14** wiedergegeben. Analog hierzu bricht bei $\lambda = 100\text{m}$ im Flügelaußenbereich das kopflastige Nickmoment ein, welches sich bei $\lambda = 200\text{m}$ über die gesamte Spannweite erstreckt. Die größte Abnahme des Nickmoments resultiert aus dem Nickmomentenanteil, der durch das Höhenleitwerk verursacht wird. Bei einer Wellenlänge von $\lambda = 25\text{m}$ ist der Zusatzauftrieb und somit der Nickmomentenanteil am Höhenleitwerk am größten, sodass sich dieses auch in der Gesamtbewertung (vgl. Bild 12) widerspiegelt.

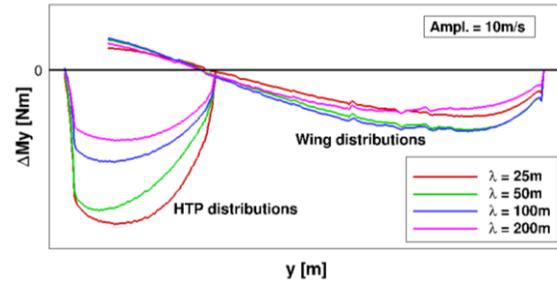


Bild 14: Einfluss der Wellenlänge auf die relative M_y -Lastverteilung auf dem Flügel und dem Höhenleitwerk

3.4. Einfluss von Böenserien

Das CFD-Verfahren TAU bietet die Möglichkeit, neben der Realisierung verschiedener Böenformen auch die Simulation von Böenserien. Hierbei wurden bis zu drei Böen konstanter Amplitude und Wellenlänge aus vertikaler und auch lateraler Richtung simuliert.

In **Bild 15** werden die zeitlichen Auftriebsverläufe von einer Böe bis zu drei Böen in Serie aus vertikaler Richtung verglichen.

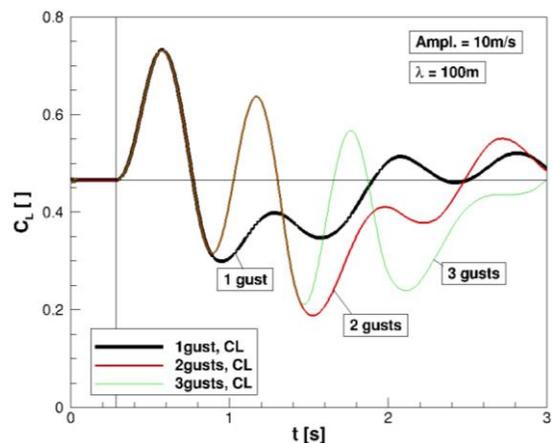


Bild 15: Einfluss der Böenanzahl auf die Auftriebsbeiwerte bei konstanter Amplitude und Wellenlänge

Die Amplituden von 10m/s und die Wellenlängen von $\lambda = 100\text{m}$ werden konstant gehalten. Für die hier untersuchte generische Flugzeuggeometrie wird der maximale Zusatzauftrieb durch die jeweils erste Böe verursacht. Die stärkste Auftriebsreduzierung erfolgt bei zwei hinter-

einander folgenden Böen. Hierbei ist, verglichen mit nur einer Böenanfischung, die Auswirkung der ersten Böe der Serie geringer, jedoch die zweite Böe ergibt einen noch größeren Auftriebseinbruch. Das gleiche Verhalten ist bei drei Böen in Serie festzustellen, bei der die Wirkung der zweiten Böe auf den Gesamtauftrieb geringer ist, als bei der Simulation von nur zwei Böen in Serie.

Es wurde außerdem die Auswirkungen von dreifach-Böen aus vertikaler und lateraler Richtung bei verschiedenen Böenfrequenzen auf die Beiwerte der Längs- und Seitenbewegung untersucht (vgl. Beispiel in **Bild 16**).

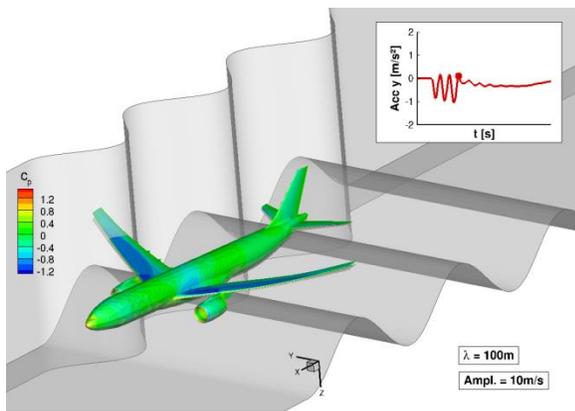


Bild 16: Beispiel einer Böensimulation mit 3facher vertikaler und lateraler Böenserie

In **Bild 17** dargestellt, sind die zeitlichen Verläufe des Auftriebsbeiwerts bei Variation der Wellenlänge. Da das Flugzeug versucht auch seitlich auszuweichen, sind außerdem die Rollmomentenbeiwerte angegeben. Bei gleicher Amplitude von 10m/s betragen die Wellenlängen $\lambda = 30m$ und $\lambda = 100m$. Wie bereits in Bild 11 diskutiert, ist bei $\lambda = 100m$ der maximale Auftriebszuwachs am größten. Auf das resultierenden Rollmoment hingegen, das überwiegend aus der Flügelgeometrie und deren Elastizitäten resultiert, wirkt sich die höherfrequente Wellenanregung ($\lambda = 30m$) durch die erste Böe am stärksten aus.

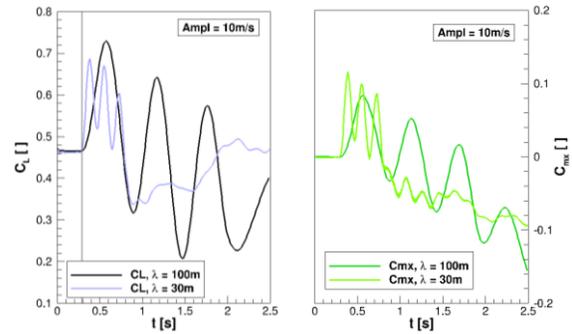


Bild 17: Einfluss der Böenanzahl auf die Auftriebs- und Rollmomentenbeiwerte bei konstanter Amplitude und variabler Wellenlänge

Die seitliche Böenanfischung beeinflusst hauptsächlich die Umströmung des Seitenleiwerts aber auch des Rumpfes. Die resultierenden Seitenkraft- und Giermomentenbeiwerte sind in **Bild 18** wiedergegeben. Sie zeigen auch stärkere Auswirkungen bei $\lambda = 30m$. Die höherfrequente Böenanregung hat somit einen größeren Einfluss auf das aerodynamische und somit auch flugmechanische Verhalten dieser Konfiguration.

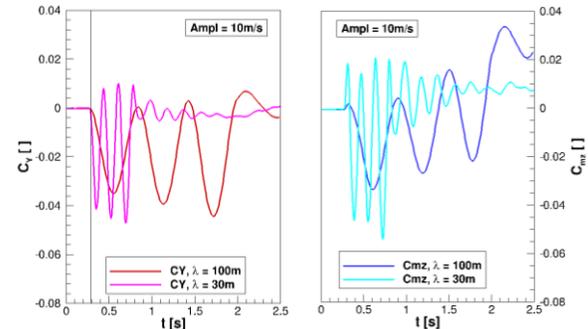


Bild 18: Einfluss der Böenanzahl auf die Seitenkraft- und Giermomentenbeiwerte bei konstanter Amplitude und variabler Wellenlänge

4. ZUSAMMENFASSUNG UND AUSBLICK

Für die Simulation von instationären Böeninteraktionsrechnungen kommt eine multidisziplinäre Prozesskette zum Einsatz, mit der die aerodynamischen (CFD), strukturdynamischen (CSM) und flugmechanischen (6DOF) Eigenschaften eines Flugzeuges berücksichtigt werden.

Es werden Sensitivitätsstudien, zu denen die Einflüsse der Modellstruktur, der Böenamplitude

und der Böenwellenlänge sowie die Beeinflussung durch vertikale und laterale Böenserien gehören, auf das aerodynamische Verhalten der Gesamtflugzeugkonfiguration vorgestellt und analysiert. Mit den hier untersuchten Parameter-einstellungen können deutlich die resultierenden, zeitabhängigen Kraft- und Momentenbeiträge der Gesamtkonfiguration sowie spannweite Lastverteilungen am Tragflügel und am Höhenleitwerk analysiert werden. Hervorzuheben ist hierbei die Abhängigkeit zwischen der Böenanregungsfrequenz und der strukturellen / aerodynamischen Modellantwort.

Bisher wurden Basisrechnungen mit einer Referenzkonfiguration ohne Lastabminderungsmaßnahmen durchgeführt. Die Erweiterung der Prozesskette zur Berücksichtigung von Steuer-elementen soll in weiterführenden Untersuchungen für die Bestimmung der Abminderungspotenziale der jeweiligen integrierten Elemente dienen.

5. DANKSAGUNG

Für die Simulationen von instationären Böeninteraktionsrechnungen wurde eine Prozesskette verwendet, die innerhalb des DLR Projektes Digital-X entwickelt wurde. Die Autoren bedanken sich sehr bei Herrn Markus Ritter vom DLR Institut für Aeroelastik, der maßgeblich für die Erstellung dieser Prozesskette verantwortlich war. Erst hiermit konnten die hier dargestellten multidisziplinären Simulationen realisiert werden.

LITERATURE

[1] Kroll, N. et al.: DLR-Projekt Digital-X, Auf dem Weg zur virtuellen Flugzeugentwicklung und Flugerprobung auf Basis höherwertiger Verfahren, Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress, DLRK2014-340099, 16.-18. September, Augsburg, 2014

- [2] Reimer, L. et al.: *CFD-based Gust Load Analysis for a Free-flying Flexible Passenger Aircraft in Comparison to a DLM-based Approach*. AIAA Aviation 2015, June 22-26, Dallas TX, USA
- [3] CENTAURSOFT, <http://centaursoft.com>
- [4] DLR TAU code, <http://tau.dlr.de>
- [5] Schwamborn, D., Gerhold, T., Heinrich, R.: The DLR TAU Code: Recent Applications in Research and Industry. In proceedings of European Conference on Computational Fluid Dynamics, ECCOMAS CDF 2006, Delft, The Netherland, 20016
- [6] Ritter, M.: Nonlinear Numerical Flight Dynamics of Flexible Aircraft in the Time Domain by Coupling of CFD, Flight Mechanics and Structural Mechanics, New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics VIII, Springer-Verlag, Vol. 121, 2010, p339-347
- [7] Heinrich, R. .: Simulation of Interaction of Aircraft and Gust Using the TAU-Code, in Dillmann, A. et al.: *New Results in Numerical and Experimental Fluid Mechanics IX*, Notes on Numerical Fluid Mechanics and Multidisciplinary Design, Springer-Verlag, Vol. 124, 2014, pp. 503-511.
- [8] Heinrich, R., Reimer, L.: *Comparison of different approaches for gust modeling in the CFD Code TAU*, International Forum on Aeroelasticity and Structural Dynamics, 24-27June, Bristol, UK, 2013