

Aeroelastische Untersuchung eines Wasserstoff-Brennstoffzellen-Regionalflugzeuges mit verteilten Antrieben

Hecken Tobias¹, Müller Simon², Schulze Matthias¹, Klimmek Thomas¹

¹Institut für Aeroelastik Göttingen

²Institut für Systemarchitekturen in der Luftfahrt Hamburg

Session: Aeroelastik 13:45-15:50 – 25.09.2025
Session chair: Herr Prof. Dr.-Ing Tichy

Motivation

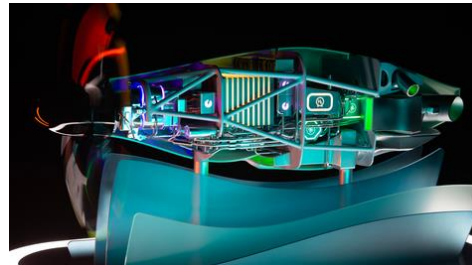
Ziel: Reduktion von CO₂- and Nicht-CO₂-Effekten (ACARE)

- Neuartige Flugzeugkonfigurationen
- Neue Antriebskonzepte
- Einfluss auf die Flugzeugzelle (strukturmechanisch, Lasten)

Aura Aero ERA – hybrid elektrisch



Airbus Aerostack GmbH – Brennstoffzelle



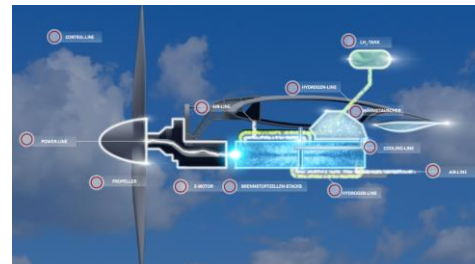
Heart Aerospace CS30 – hybrid elektrisch



Airbus ZEROe



MTU Flying Fuel Cell



Elysian E9X – elektrisch



- Überblick ZEBRA Projekt LuFo VI-3
- ZEBRA-Konfigurationen
- Aeroelastische Modellierung
- Ergebnisse
- Zusammenfassung & Ausblick

ZEBRA Projekt LuFo VI-3

Ziele

Zero Emission Baselined and Refined Architecture

- Gesamtflugzeugentwurf Wasserstoff-Brennstoffzellen-Flugzeug

D72 (ATR 72)		D100		D100+	D100+DB	D100+FC	
							
EIS 1988				EIS 2035			
Fossil Kerosene		Synthetic / Fossil Kerosene			LH2		
Gas-Turbine						Fuel-Cell	
72 PAX	Mach 0.4	100 PAX		Mach 0.55	Design Range 1000 NM		



Gefördert durch:



Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

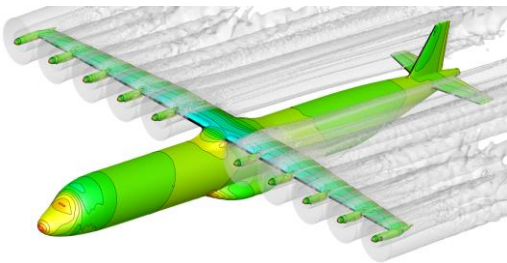
aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

ZEBRA Projekt LuFo VI-3

Ziele

Zero Emission Baselined and Refined Architecture

- Gesamtflugzeugentwurf Wasserstoff-Brennstoffzellen-Flugzeug
- Effizienzsteigerung durch optimale aerodynamische Antriebsintegration



D72 (ATR 72)		D100		D100+		D100+DB		D100+FC			
											
EIS 1988				EIS 2035							
Fossil Kerosene		Synthetic / Fossil Kerosene				LH2					
Gas-Turbine						Fuel-Cell					
72 PAX	Mach 0.4	100 PAX		Mach 0.55	Design Range 1000 NM						



Gefördert durch:

 Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

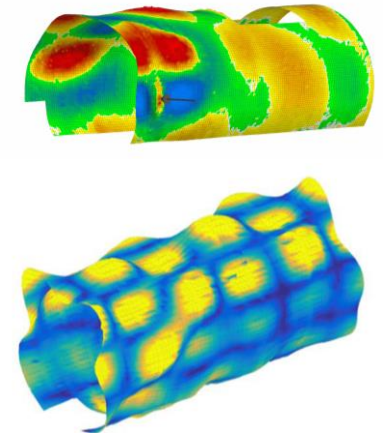
aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

ZEBRA Projekt LuFo VI-3

Ziele

Zero Emission Baselined and Refined Architecture

- Gesamtflugzeugentwurf Wasserstoff-Brennstoffzellen-Flugzeug
- Effizienzsteigerung durch optimale aerodynamische Antriebsintegration
- Vibroakustische Kabinenlärmuntersuchung zur Marktakzeptanz



D72 (ATR 72)		D100		D100+		D100+DB		D100+FC	
									
EIS 1988				EIS 2035					
Fossil Kerosene		Synthetic / Fossil Kerosene				LH2			
Gas-Turbine						Fuel-Cell			
72 PAX	Mach 0.4	100 PAX		Mach 0.55	Design Range 1000 NM				



Gefördert durch:



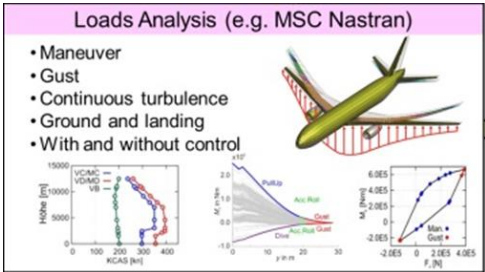
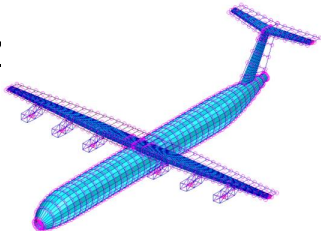
aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

ZEBRA Projekt LuFo VI-3

Ziele

Zero Emission Baselined and Refined Architecture

- Gesamtflugzeugentwurf Wasserstoff-Brennstoffzellen-Flugzeug
- Effizienzsteigerung durch optimale aerodynamische Antriebsintegration
- Vibroakustische Kabinenlärmuntersuchung zur Marktakzeptanz
- **Strukturvorentwurf und Lastanalyse**



D72 (ATR 72)		D100		D100+		D100+DB		D100+FC	
									
EIS 1988				EIS 2035					
Fossil Kerosene		Synthetic / Fossil Kerosene				LH2			
Gas-Turbine						Fuel-Cell			
72 PAX	Mach 0.4	100 PAX		Mach 0.55	Design Range 1000 NM				



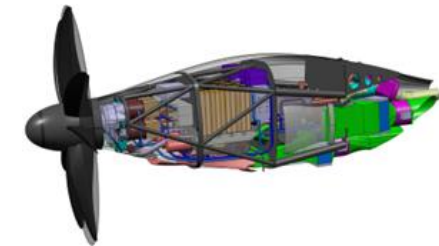
aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

ZEBRA Projekt LuFo VI-3

Ziele

Zero Emission Baselined and Refined Architecture

- Kooperation mit Clean Aviation FAME (Fuel cell propulsion system for Aircraft Megawatt Engines)
- Austausch über eine sogenannte Research Baseline
- Austausch mit FAME bzgl. Wärmetauscher Auslegung



D72 (ATR 72)		D100		D100+		D100+DB		D100+FC	
									
EIS 1988				EIS 2035					
Fossil Kerosene		Synthetic / Fossil Kerosene				LH2			
Gas-Turbine						Fuel-Cell			
72 PAX	Mach 0.4	100 PAX		Mach 0.55	Design Range 1000 NM				



Gefördert durch:

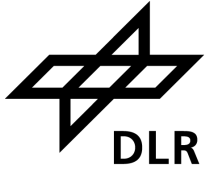


aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

ZEBRA-Konfigurationen

ft: feet
NM: nautische Meilen
EAS: Equivalent airspeed

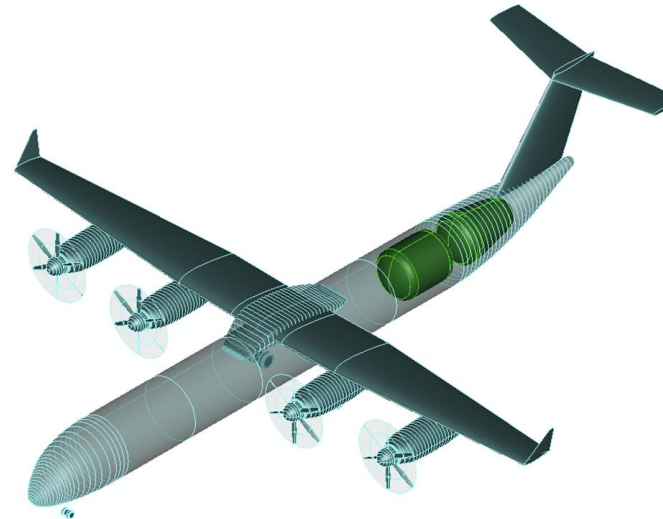
EIS: Entry into service
MO: maximum operating



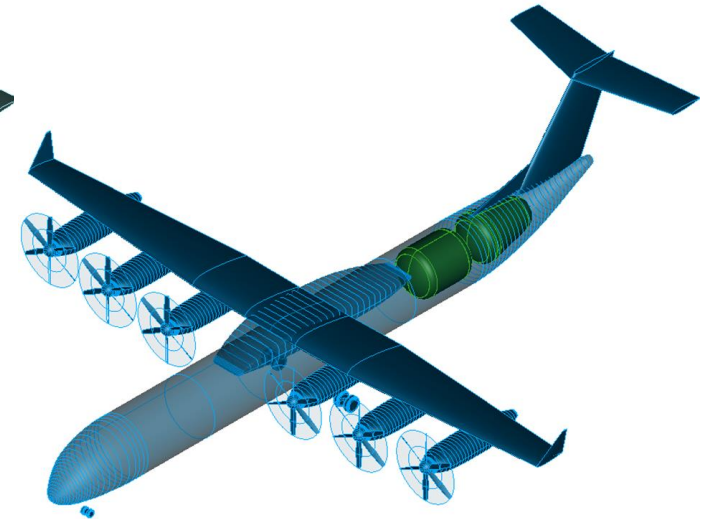
TLARs

Design Reichweite	1000 NM
Design Machzahl	0.55
Max. Betriebs-Machzahl Ma_{MO}	0.60
Max. Betriebsgeschwindigkeit v_{MO}	130 m/s
Max. Nutzlast 100 PAX à 95 kg	9500 kg
Max. Flughöhe	27000 ft
Spanweite	$24\text{ m} < b < 36\text{ m}$
Max. Startbahnlänge	1400 m
LH2 Tanks	2
Leistungsdichte elektrischer Motor	5 kW/kg
Leistungsdichte Wärmetauscher	3 kW/kg
Brennstoffzellenwirkungsgrad	55 %
Inbetriebnahme (EIS)	2035

Research Baseline - RB



Alternative Konfiguration - AK

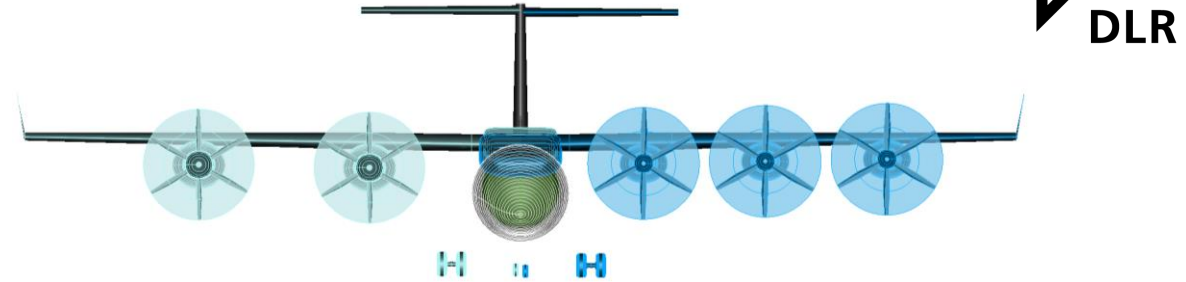


ZEBRA-Konfigurationen

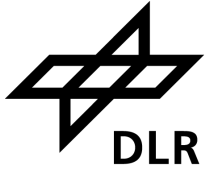
Unterschiede

OEM: Leermasse
MZFM: Null-Treibstoff Gewicht
MTOM: Max. Abflugmasse

- Anzahl Gondeln & Propeller
- Propellerfläche (AK größer als RB)
- Innenliegender TP näher an Kabine



ZEBRA-Konfigurationen

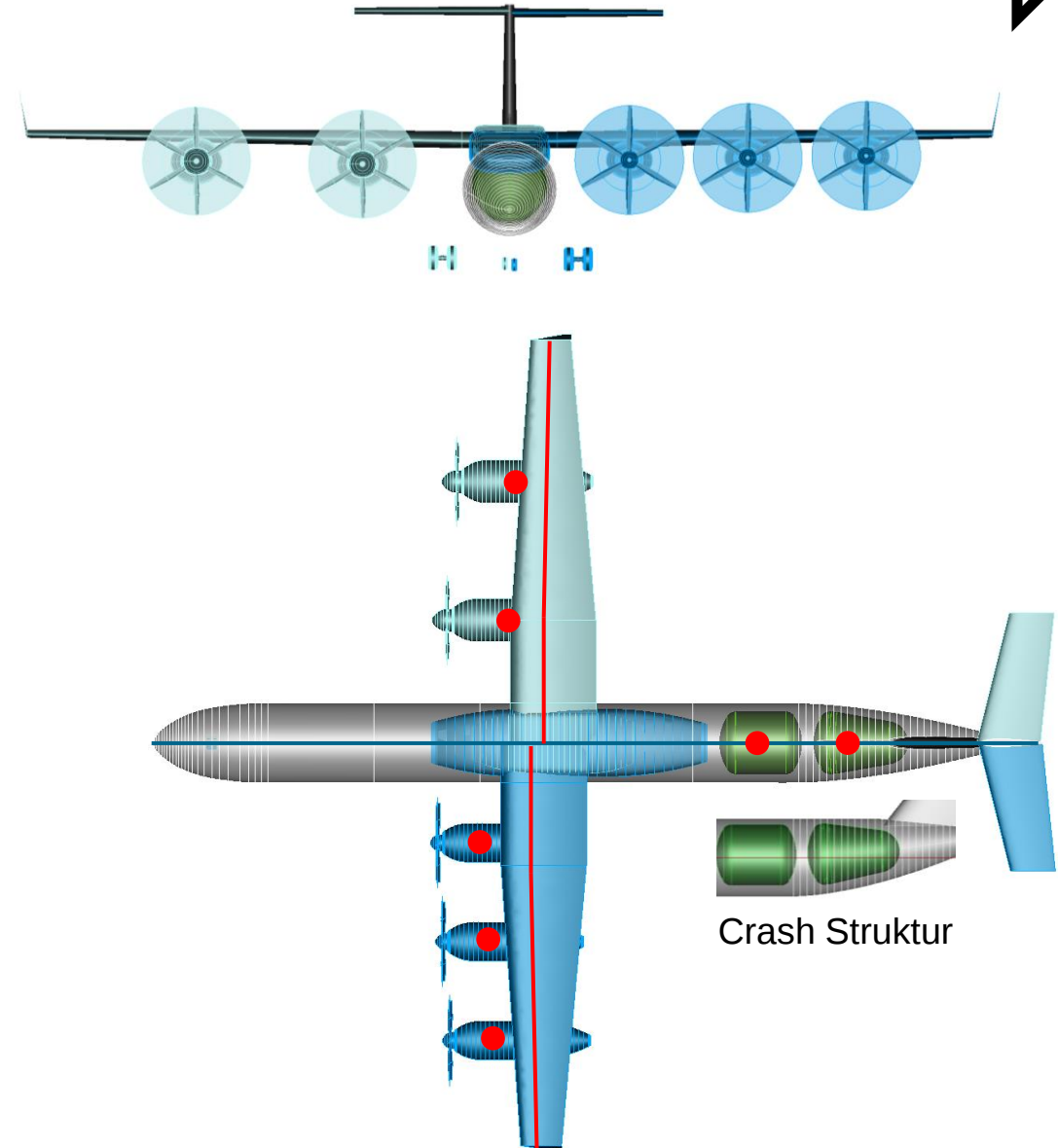


Unterschiede

OEM: Leermasse
MZFM: Null-Treibstoff Gewicht
MTOM: Max. Abflugmasse

- Anzahl Gondeln & Propeller
- Propellerfläche (AK größer als RB)
- Innenliegender TP näher an Kabine
- Massenkonfiguration und Schwerpunktlage

Parameter [kg]	RB	AK
Treibstoff	1574	1585
Tank 1	1246	1236
Tank 2	1137	1121
Triebwerk	3090	2081



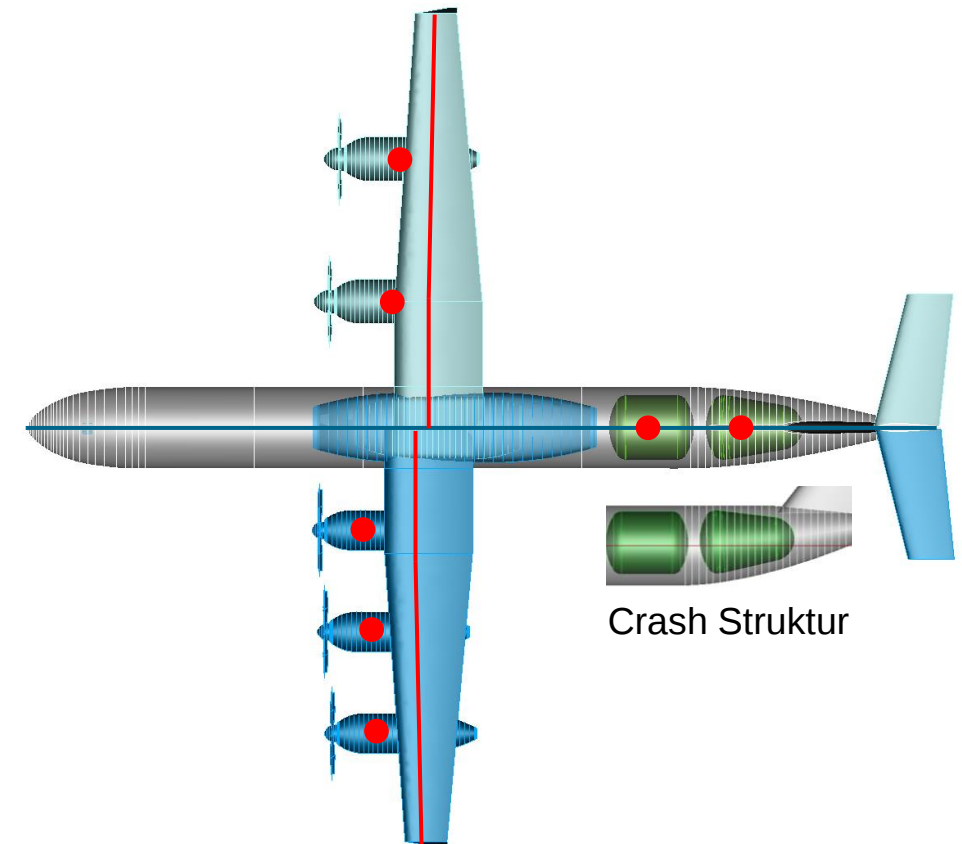
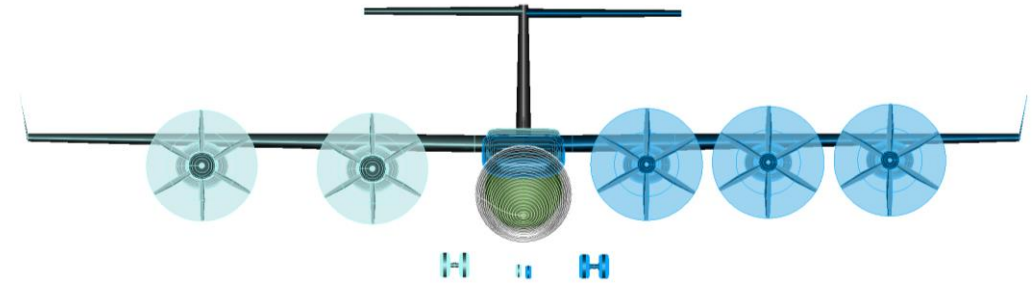
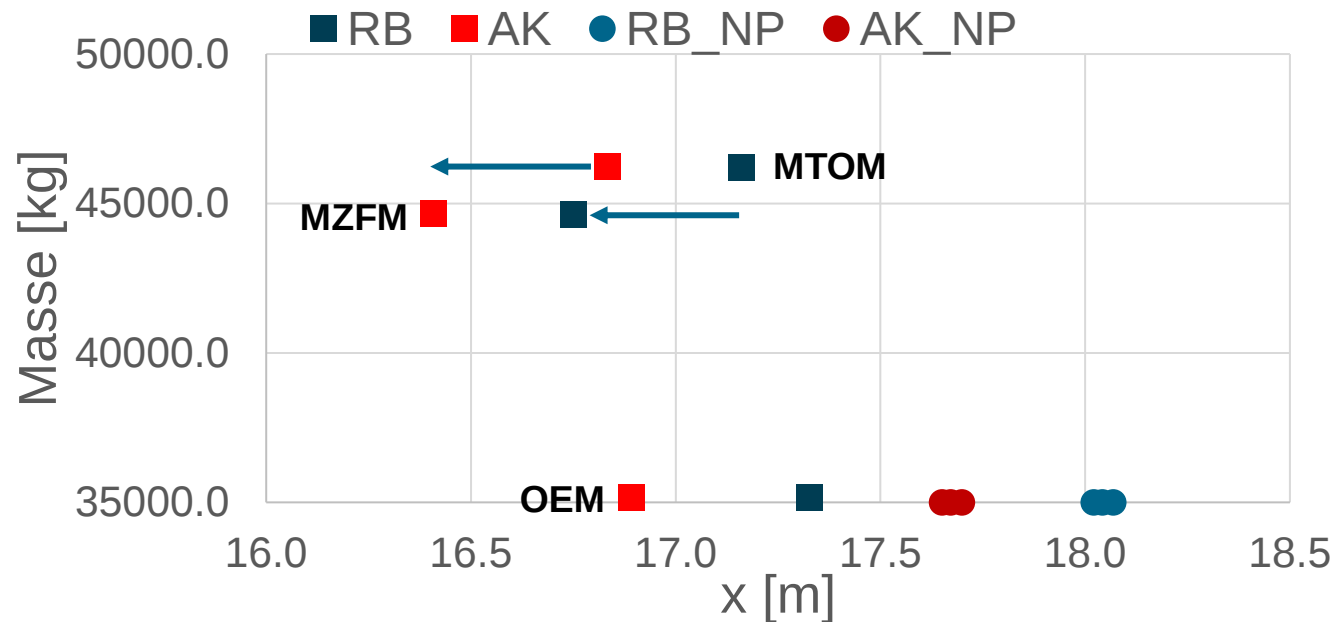
ZEBRA-Konfigurationen

Unterschiede

OEM: Leermasse
MZFM: Null-Treibstoff Gewicht
MTOM: Max. Abflugmasse

- Anzahl Gondeln & Propeller
- Propellerfläche (AK größer als RB)
- Innenliegender TP näher an Kabine
- Massenkonfiguration und Schwerpunktlage

Schwer- und Neutralpunktlage



Simulationsparameter

OEM: Leermasse
MZFM: Null-Treibstoff Gewicht
MTOM: Max. Abflugmasse

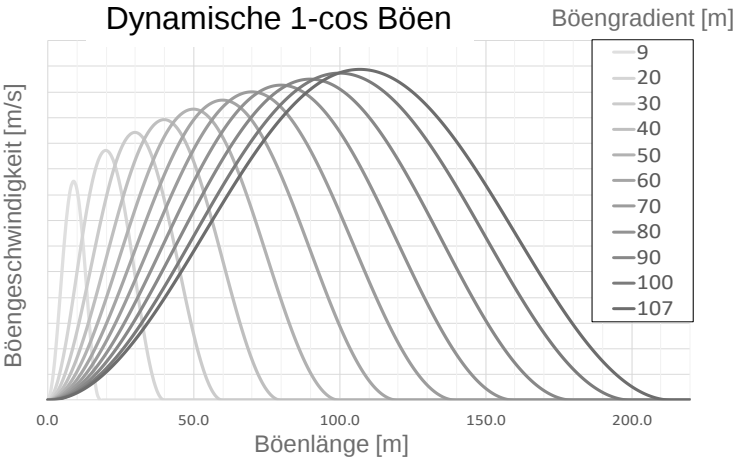
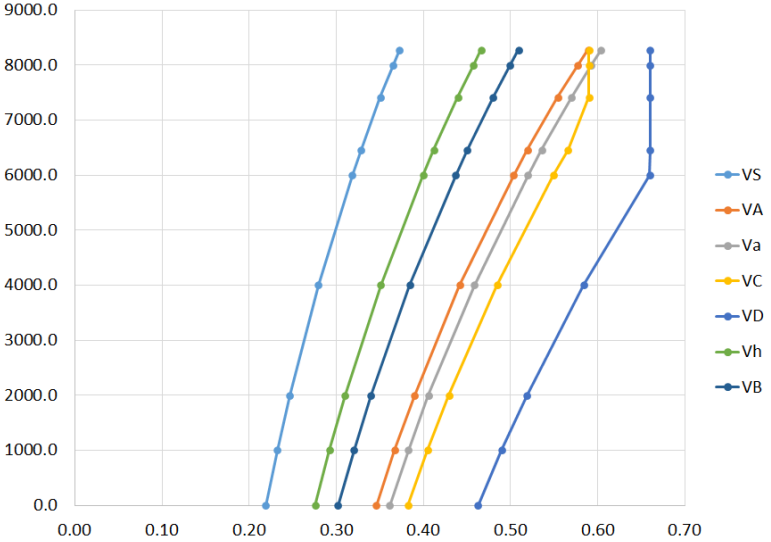
FL: Flight level

Parameter	Anzahl	Beschreibung
Massenkonfiguration	3	OEM MTOM MZFM
Flughöhen	3-6	FL000, FL150, FL200, FL222, FL250, FL270
Geschwindigkeiten	5	v_S , v_A , v_B , v_C , v_D
Böengradienten	CS25: 11	Zwischen 9 m und 107 m
Manöverarten	4	2.5g pull-up -1g push-down Gieren (stetig, beschleunigt, +/-) Rollen (stetig, beschleunigt, +/-)
Boden- und Landelasten	14	CS25 quasi-statisch

Rumpffahrwerk

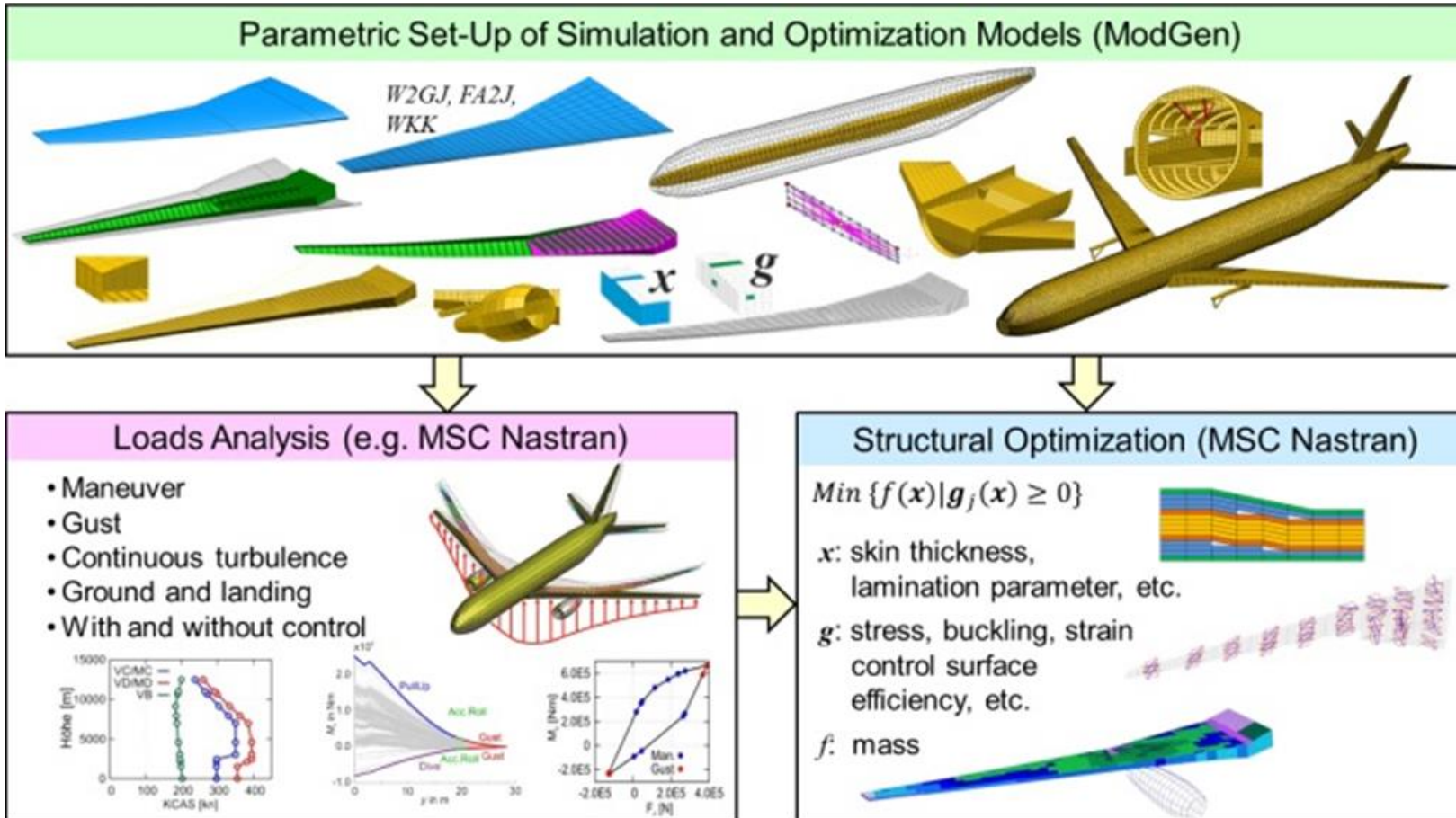
➤ Reaktionslasten am Flügel

~1000 Lastfälle

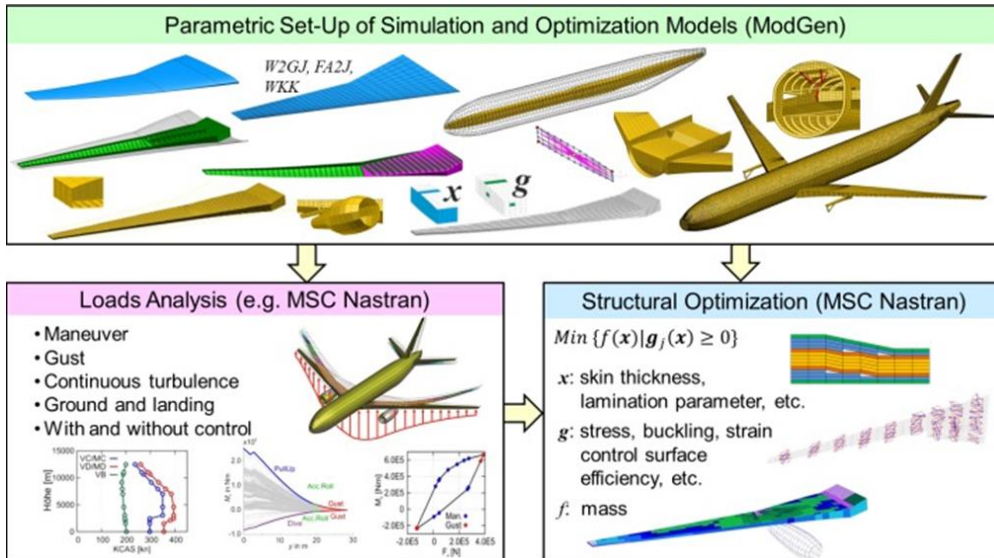


Aeroelastische Modellierung

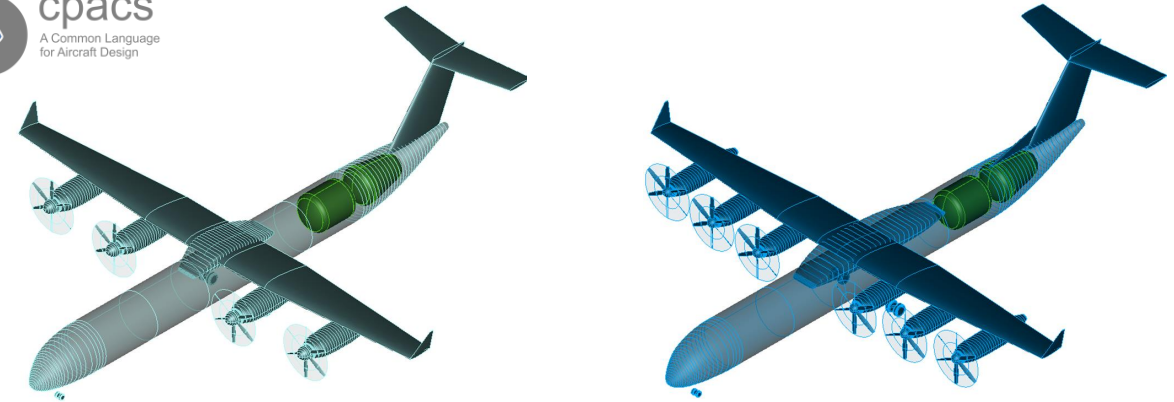
cpacs-MONA



cpacs-MONA

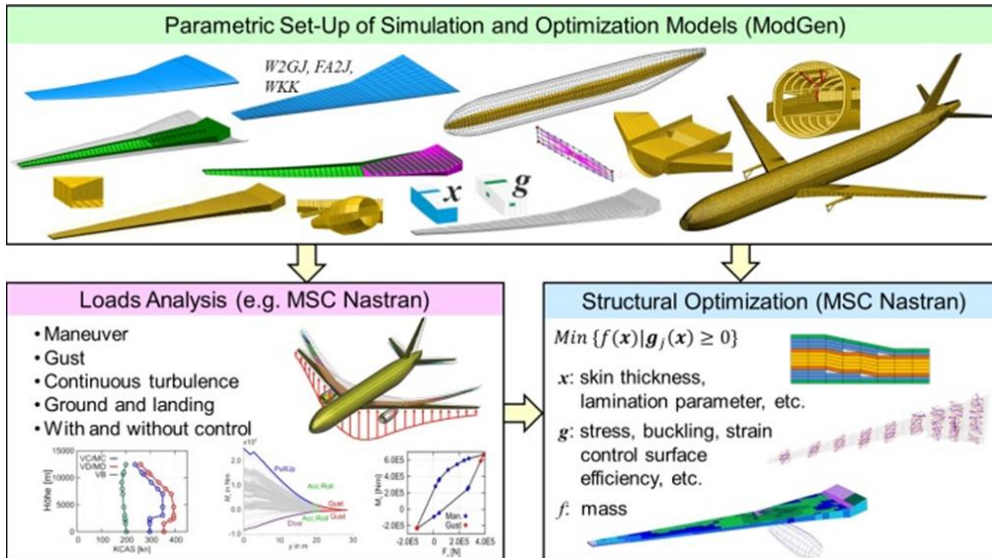


CPACS Modelle



- Massen
- Geometrie
- Struktur Topologie (Rippen, Spanten, Dicken)
- ...

cpacs-MONA



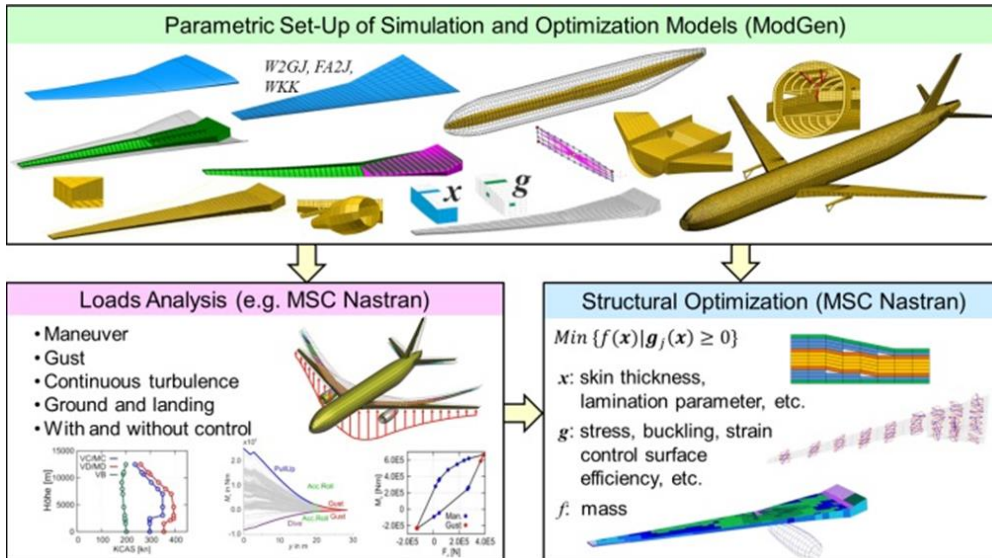
Aerodynamische Modelle

VLM: Vortex lattice method
DLM: Doublet lattice method

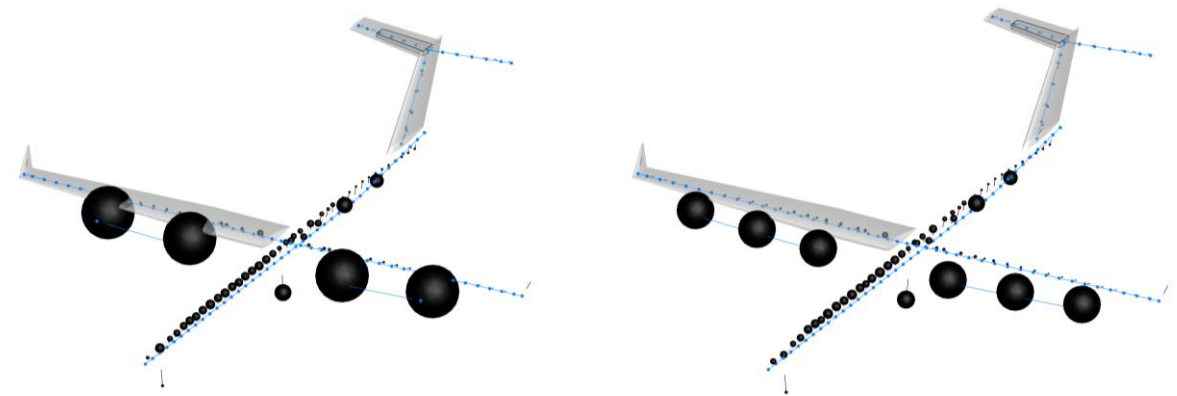


- Cleaner Flügel
 - Keine Propellerlasten
 - Keine Gyroskopie
 - Keine überströmten Flügeleffekte
- DLM/VLM - WKK Korrektur $C_{l\alpha}$ 1.2 für Flügel
- slender body für den Rumpf

cpacs-MONA



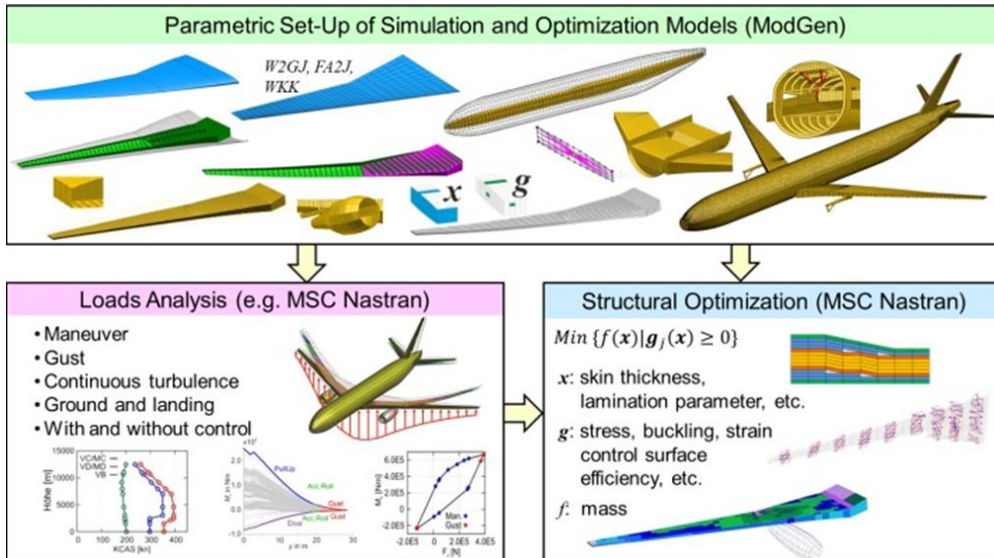
Massen Modelle



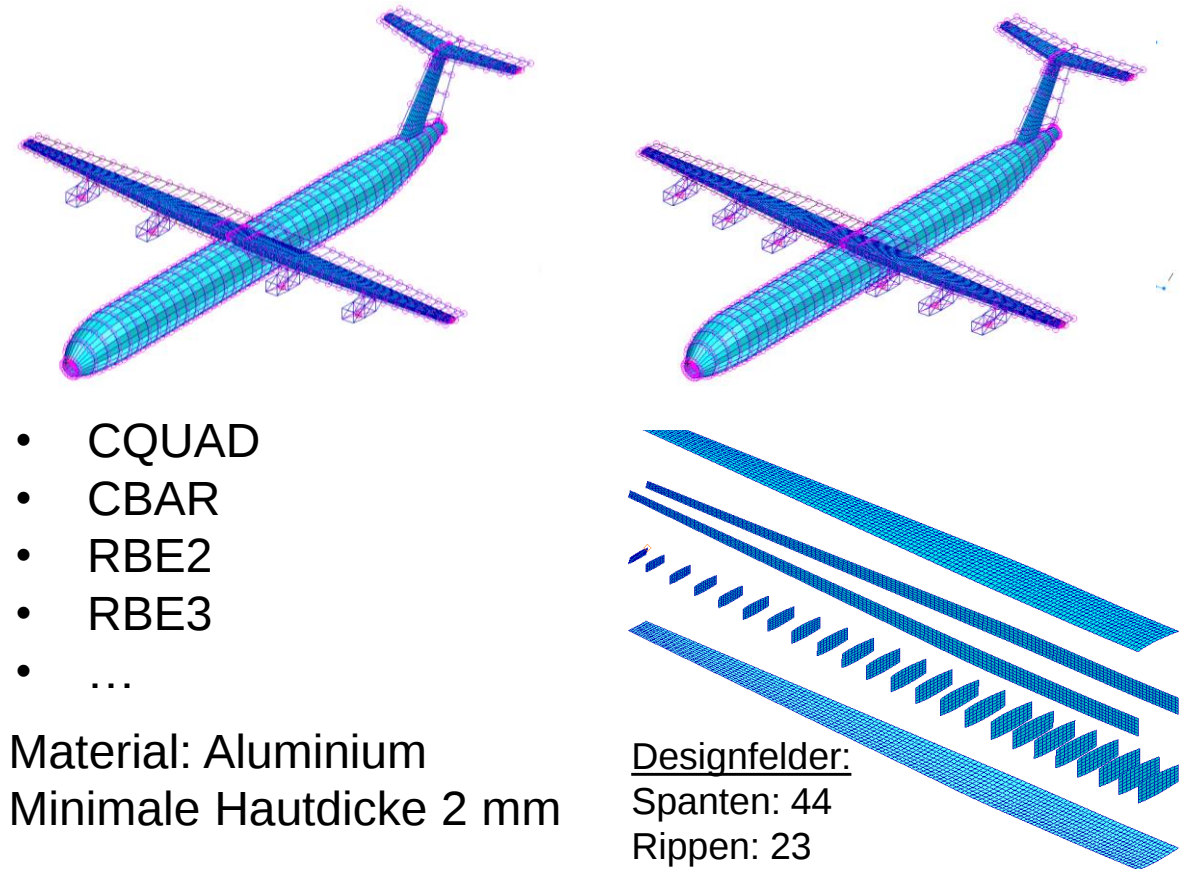
Verteilung der Massen mit Berücksichtigung der Massenträgheitsmomenten:

- Rumpf
- Kabine
- Nutzlast
- Systeme
- Flügel, Höhenleitwerk, Seitenleitwerk
- ...

cpacs-MONA



Globale Finite Elemente Modelle



- CQUAD
- CBAR
- RBE2
- RBE3
- ...

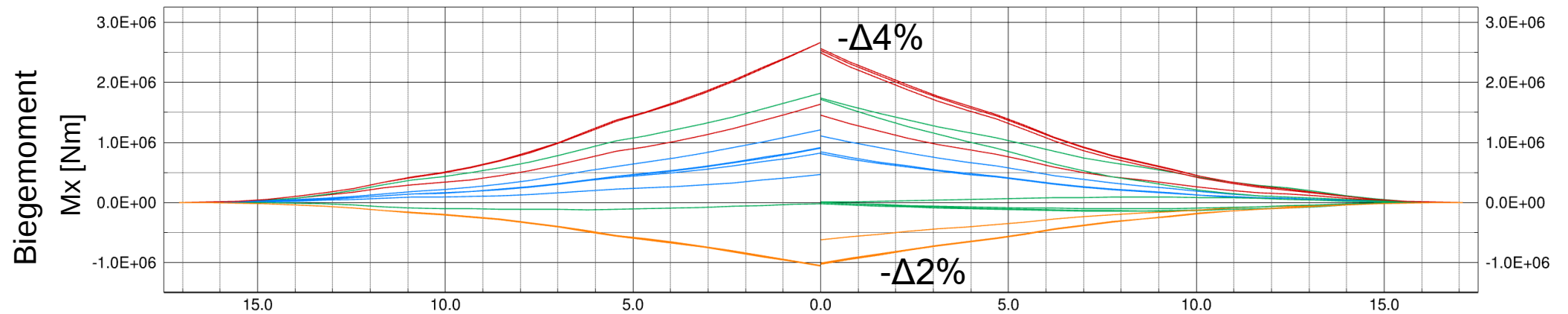
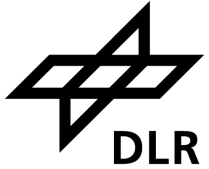
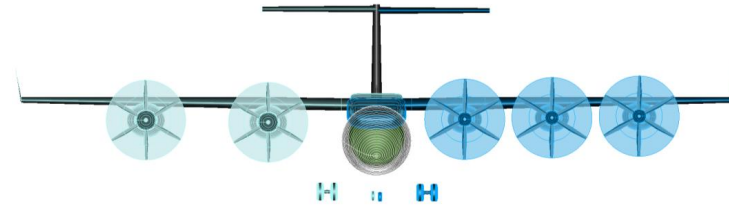
Material: Aluminium
Minimale Hautdicke 2 mm

Designfelder:
Spanten: 44
Rippen: 23
Hautfelder: 44

Ergebnisse

Biege- und Torsionsmomente

Darstellung aller Dimensionierender Lasten



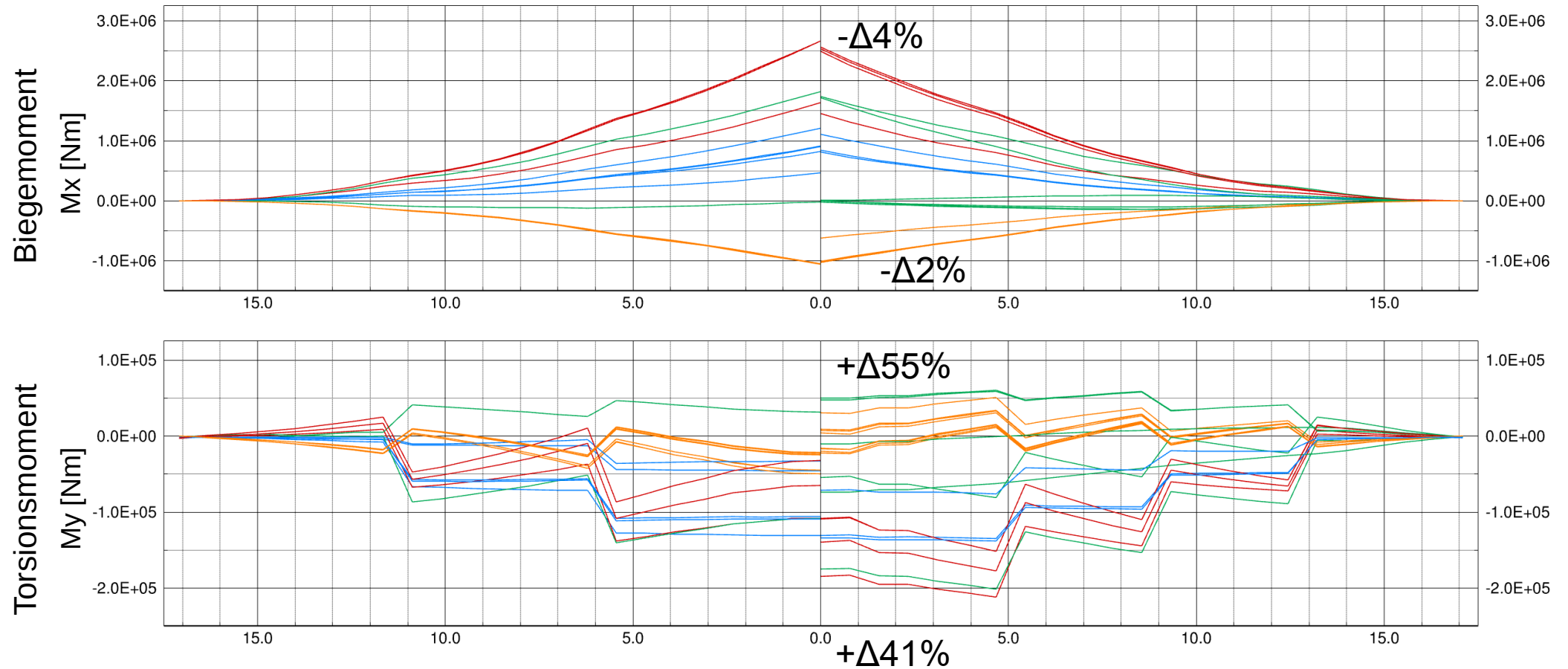
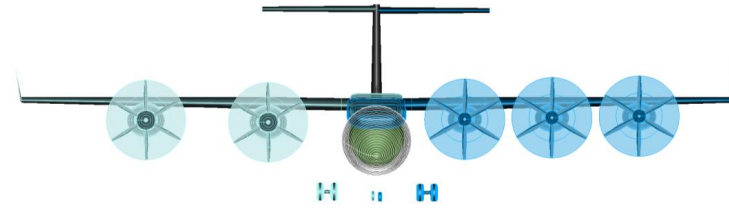
PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



Ergebnisse

Biege- und Torsionsmomente

Darstellung aller Dimensionierender Lasten



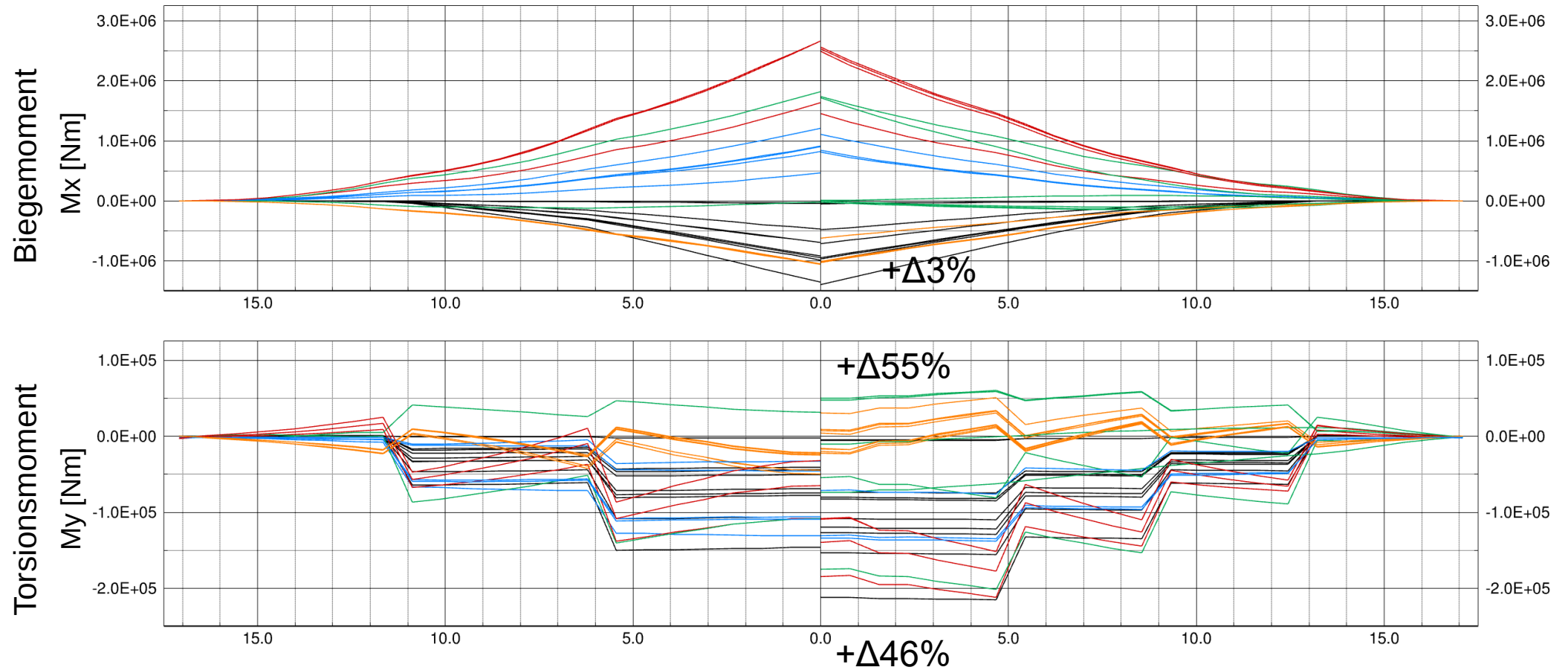
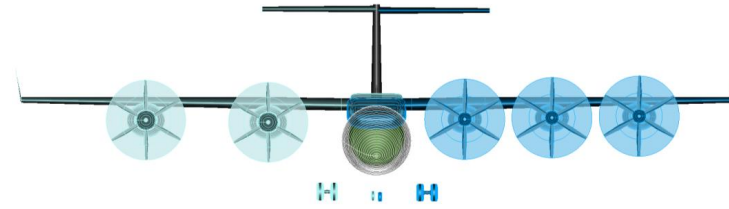
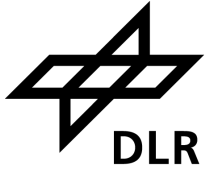
PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



Ergebnisse

Biege- und Torsionsmomente

Darstellung aller Dimensionierender Lasten



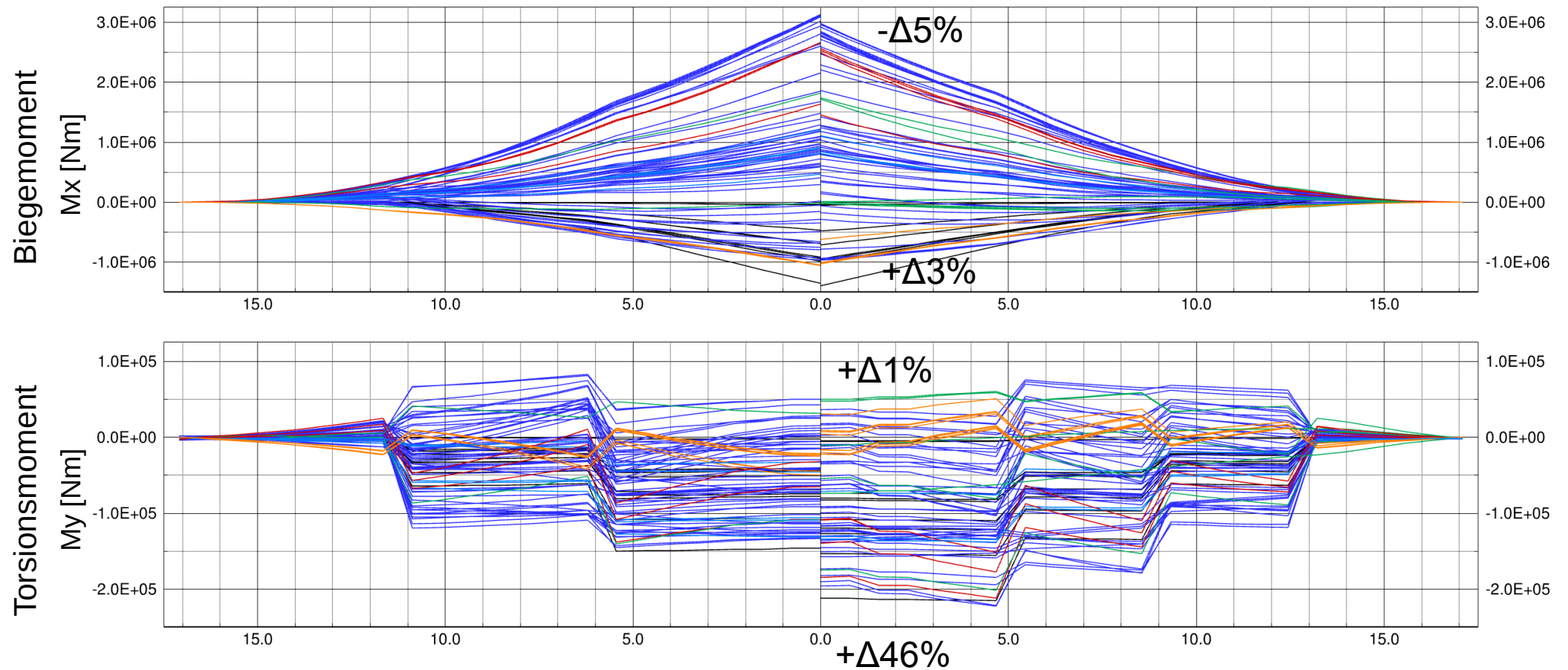
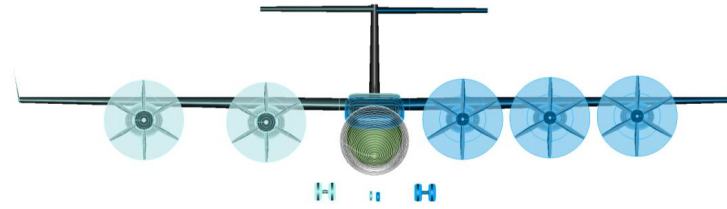
PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



Ergebnisse

Biege- und Torsionsmomente

Darstellung aller Dimensionierender Lasten



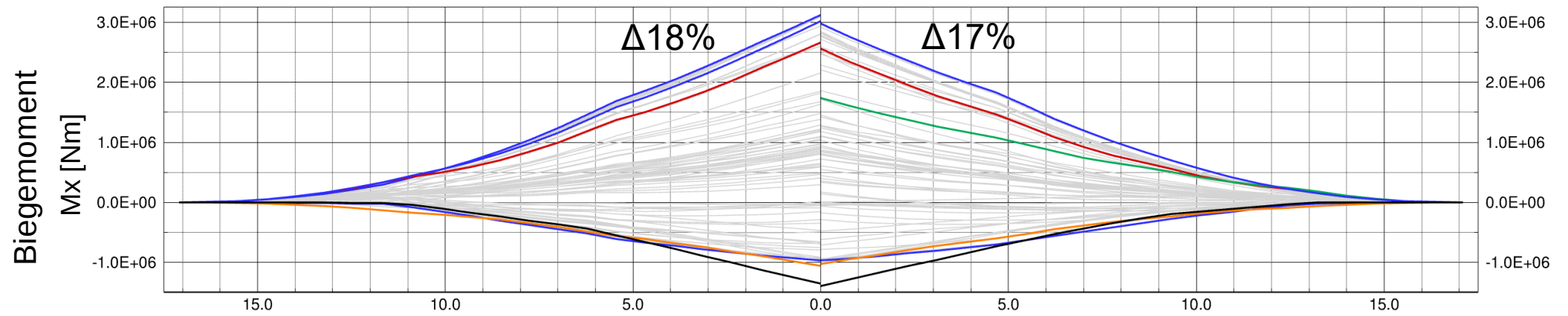
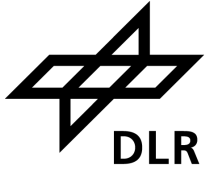
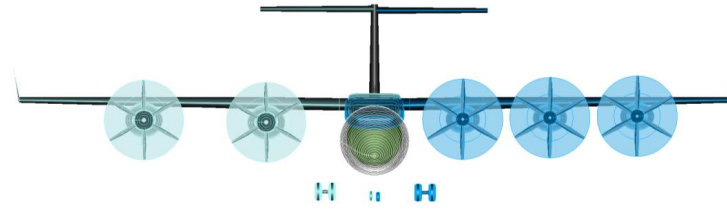
PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



Ergebnisse

Biege- und Torsionsmomente

Darstellung aller Dimensionierender Lasten



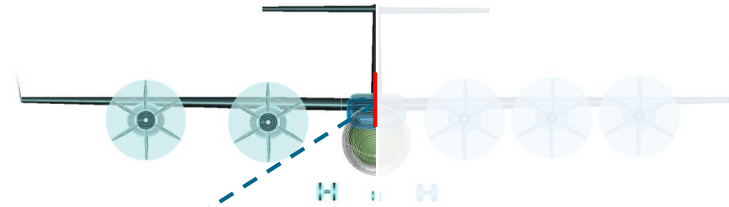
PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



Ergebnisse

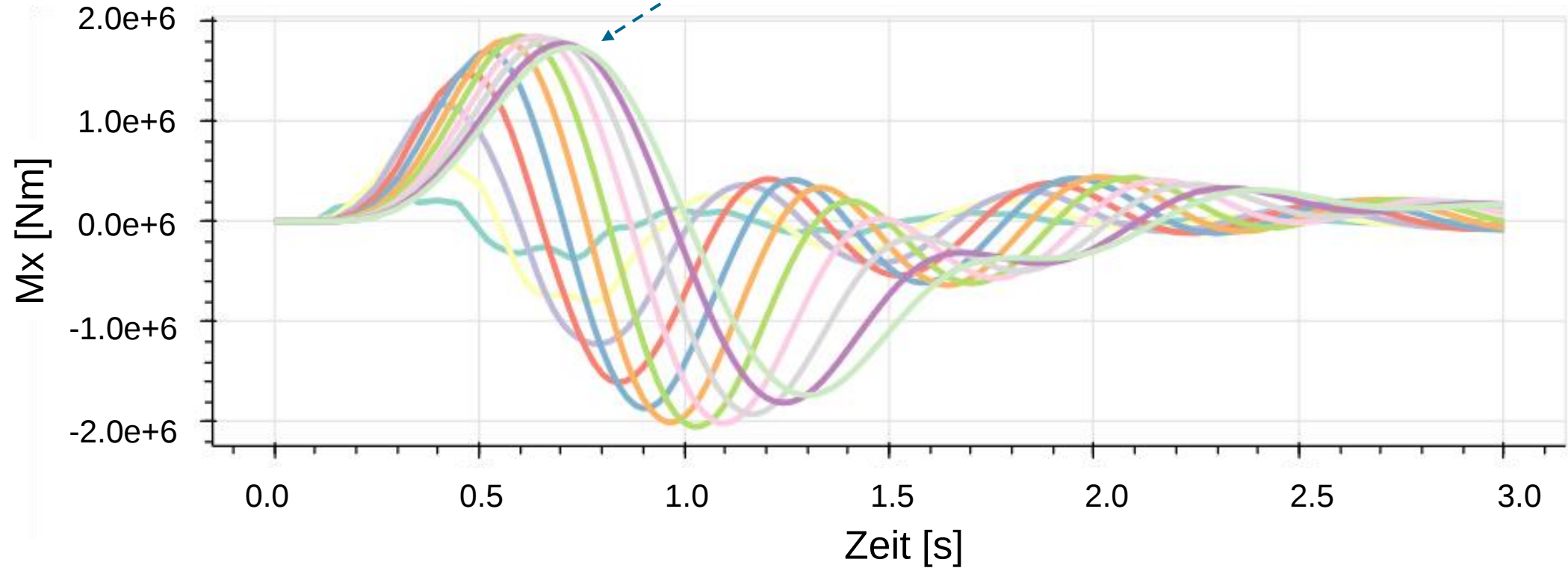
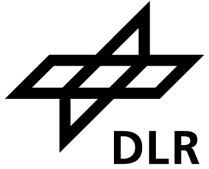
Diskussion Böen – MZFM

Wurzelbiegemoment



FL:222

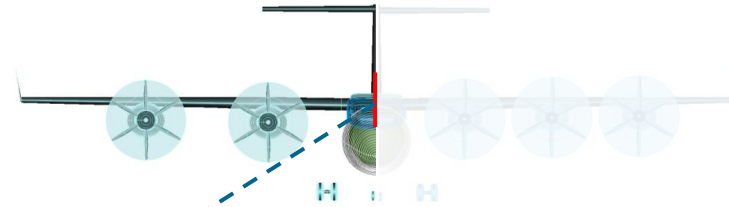
Böe: 9-107 m



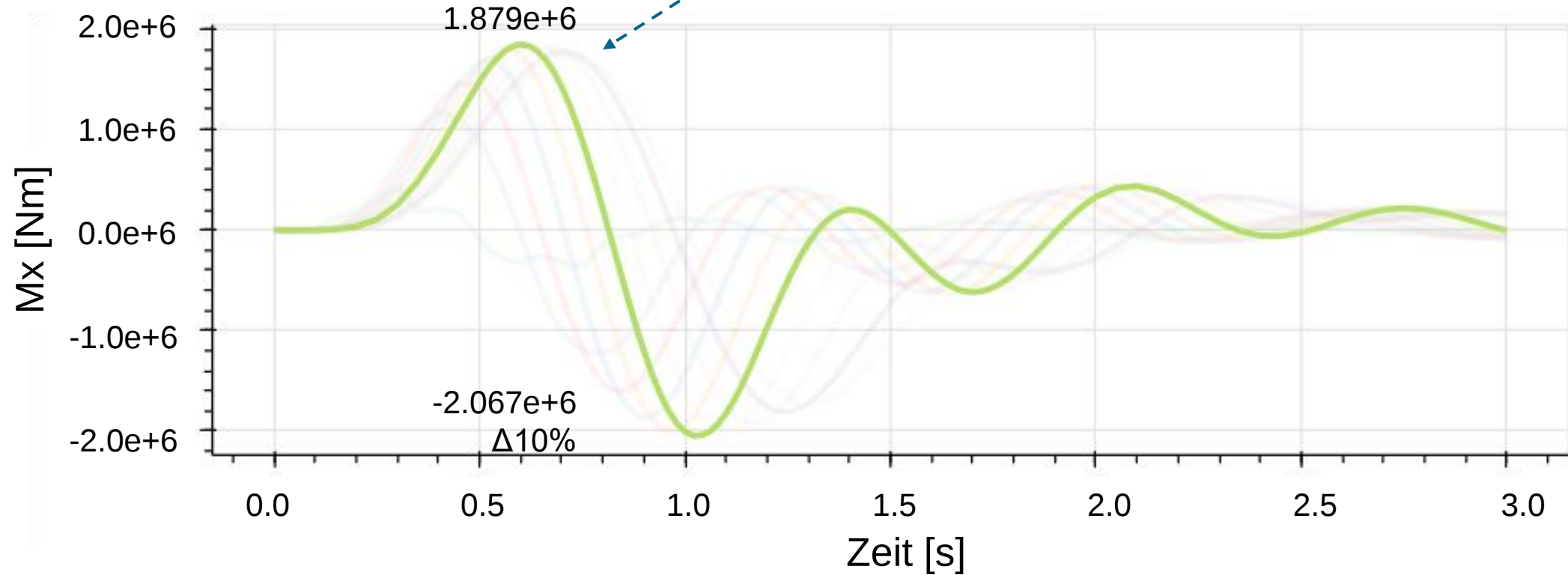
Ergebnisse

Diskussion Böen – MZFM

Wurzelbiegemoment

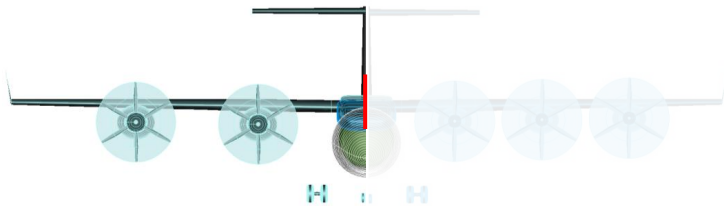
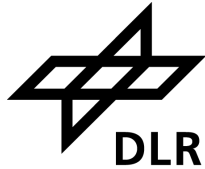


FL:222
Böe: 70 m

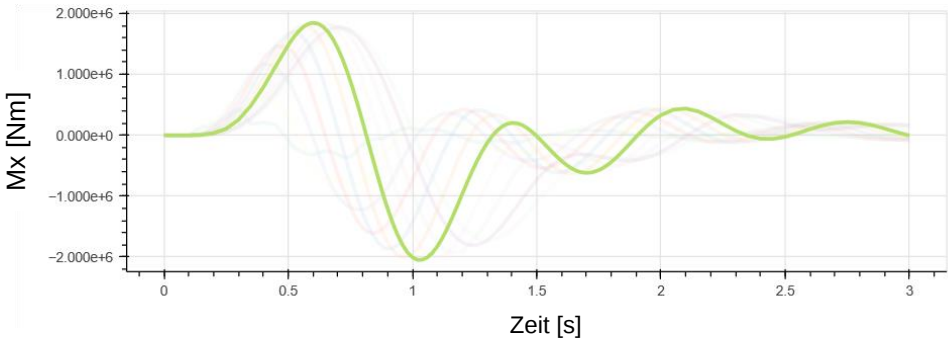


Ergebnisse

Diskussion Böen – MZFM

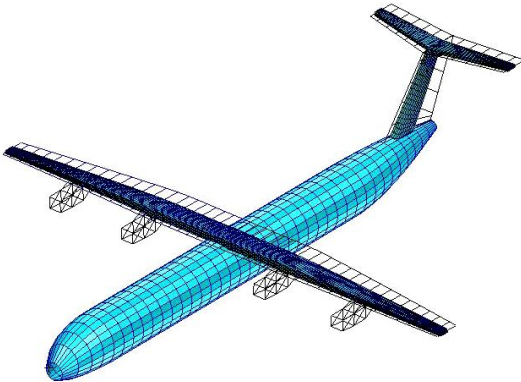


FL:222
Böe: 70 m



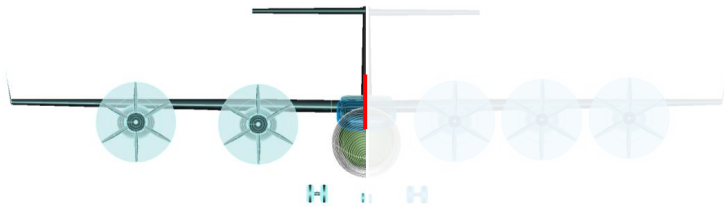
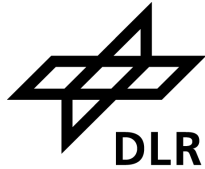
Massefall	1. Biegefrequenz	short period
MZFM	1.553 Hz	0.460 Hz

Längsstabilitätsmaß: ~40 %

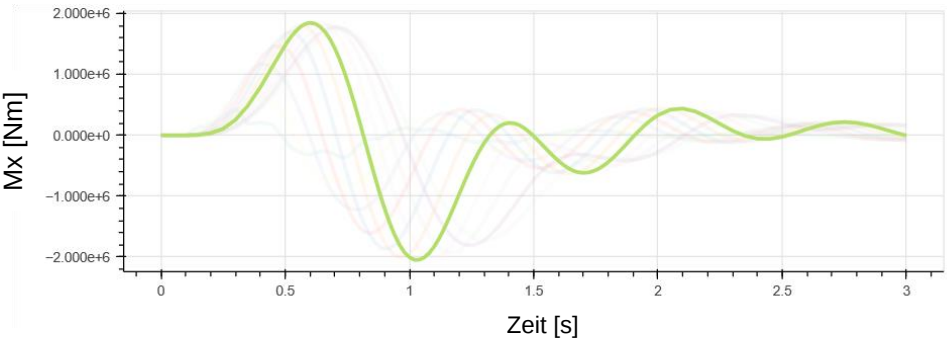


Ergebnisse

Diskussion Böen – MZFM



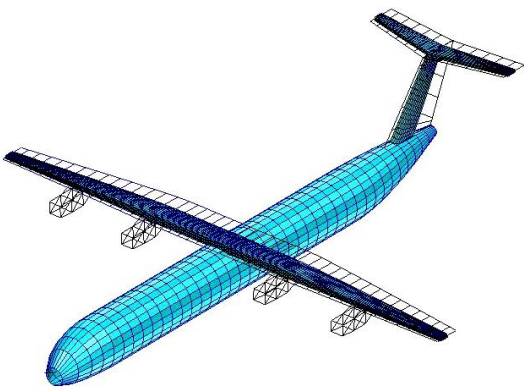
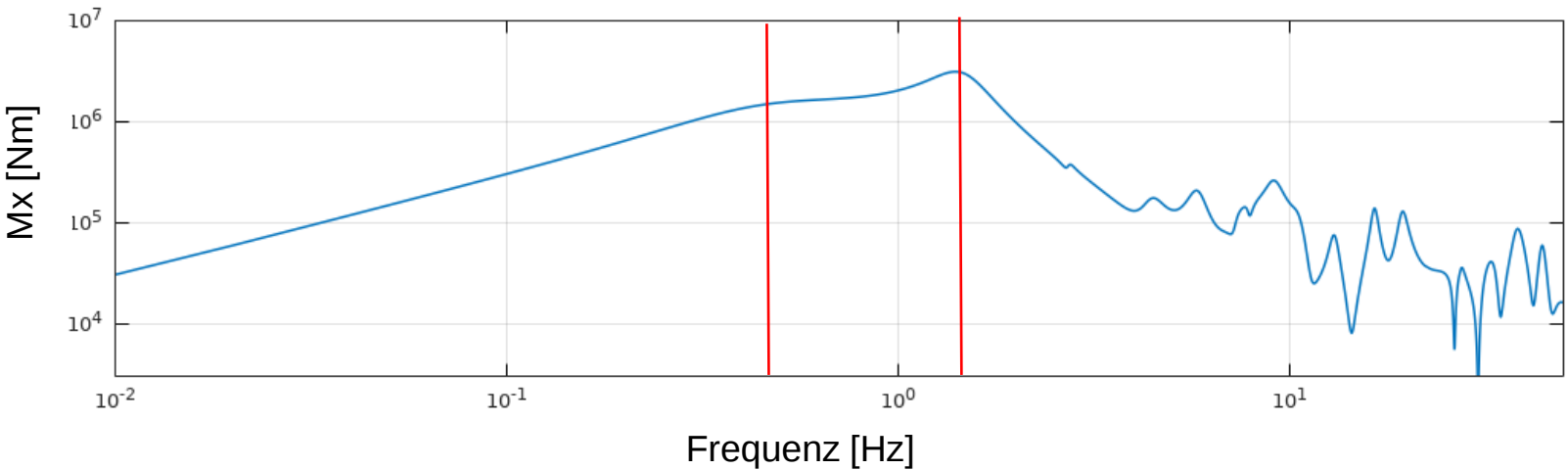
FL:222
Böe: 70 m



Massefall	1. Biegefrequenz	short period
MZFM	1.553 Hz	0.460 Hz

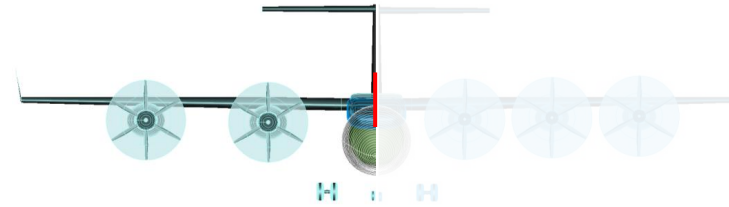
Längsstabilitätsmaß: ~40 %

Transferfunktion

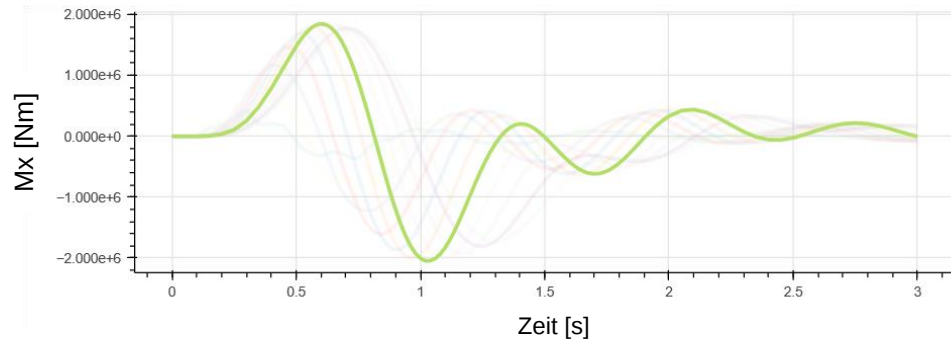


Ergebnisse

Diskussion Böen – MZFM



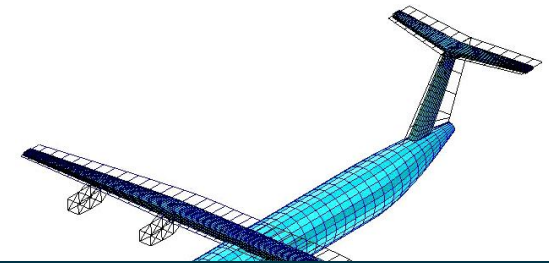
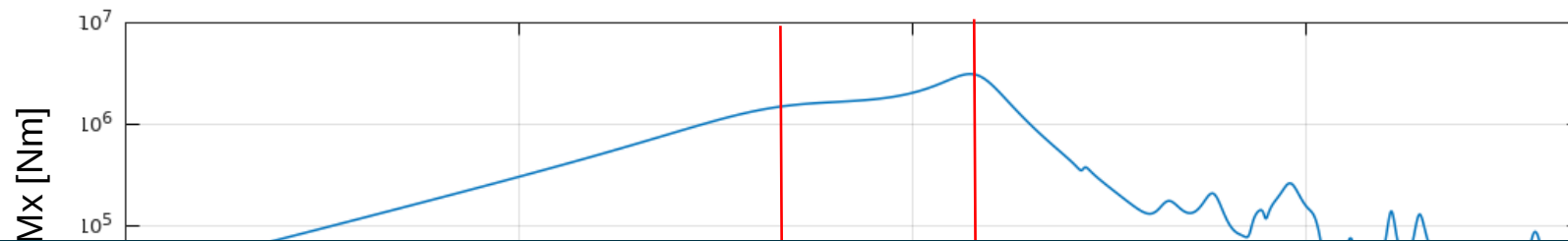
FL:222
Böe: 70 m



Massefall	1. Biegefrequenz	short period
MZFM	1.553 Hz	0.460 Hz

Längsstabilitätsmaß: ~40 %

Transferfunktion

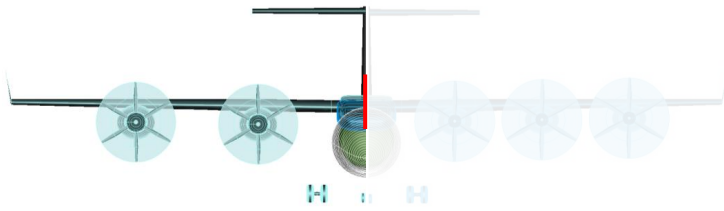
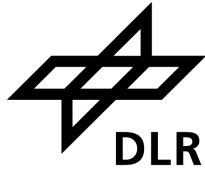


Kopplung Flugmechanik mit Flügelelastik im MZFM Fall

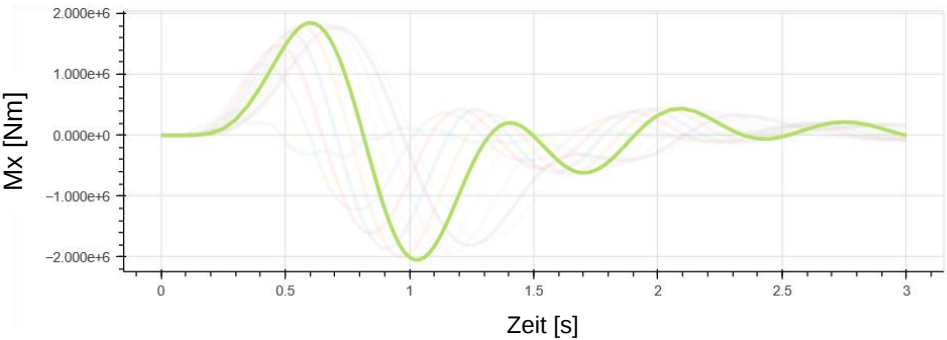
- Stabilitätsmaß durch Schwerpunktlage reduzieren
- Regelung

Ergebnisse

Diskussion Böen – MZFM



FL:222
Böe: 70 m

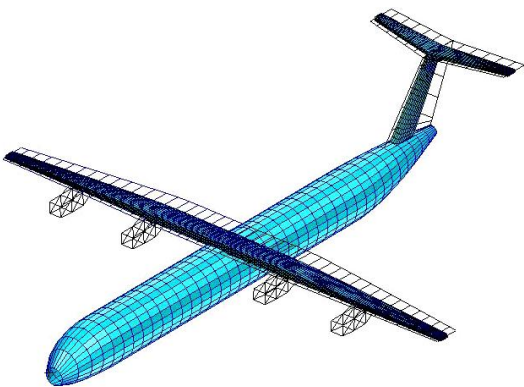
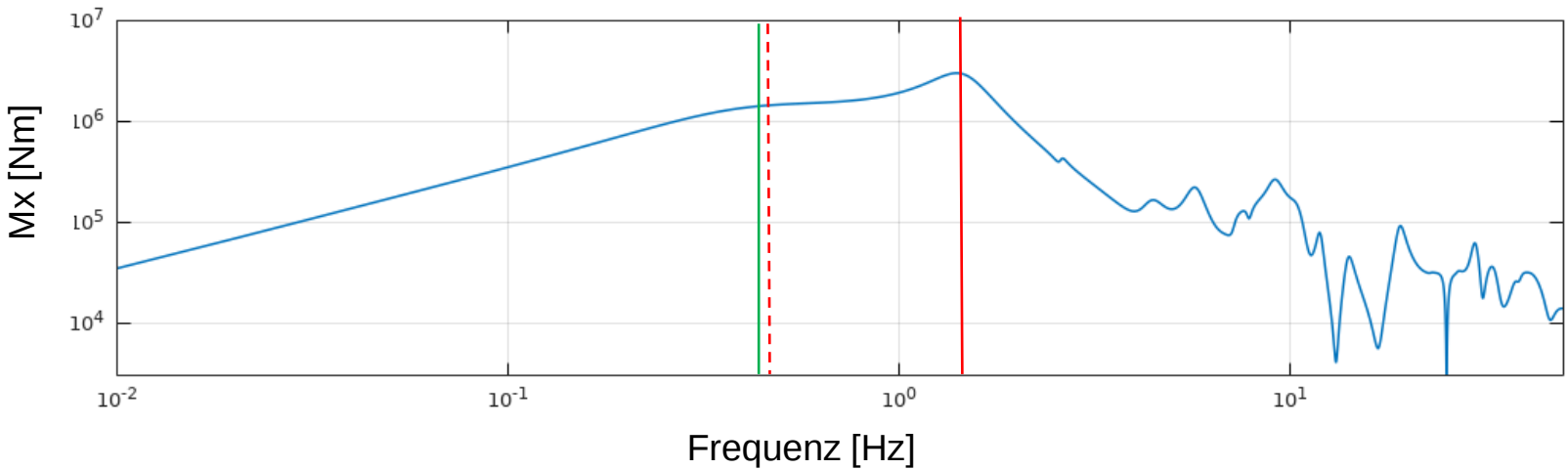


Massefall	1. Biegefrequenz	short period
MZFM	1.553 Hz	0.460 Hz

Längsstabilitätsmaß: ~40 %

Längsstabilitätsmaß: ~30 %
0.440 Hz -Δ4.5%

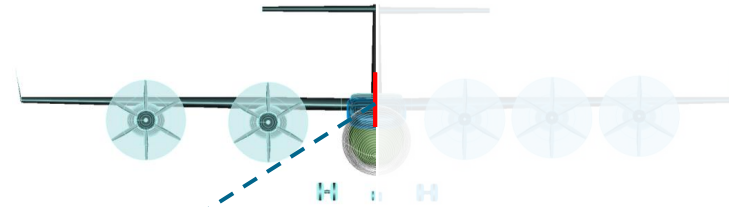
Transferfunktion



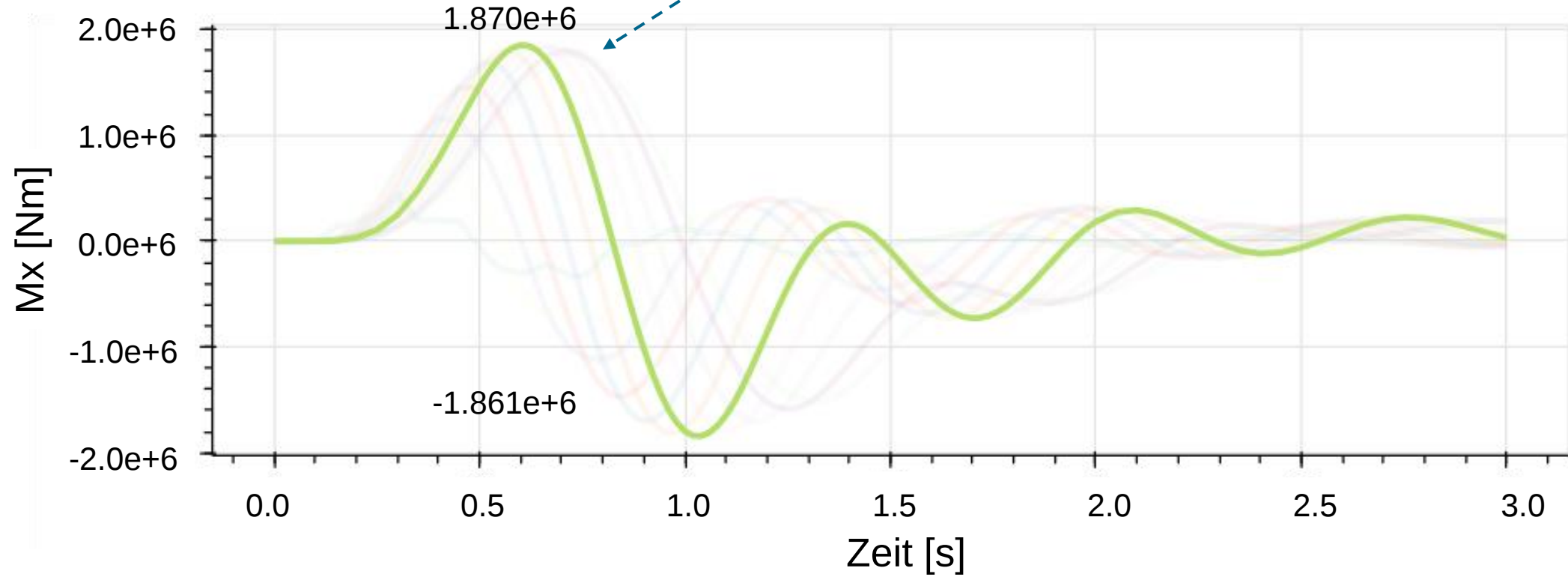
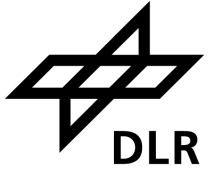
Ergebnisse

Diskussion Böen – MZFM

Wurzelbiegemoment

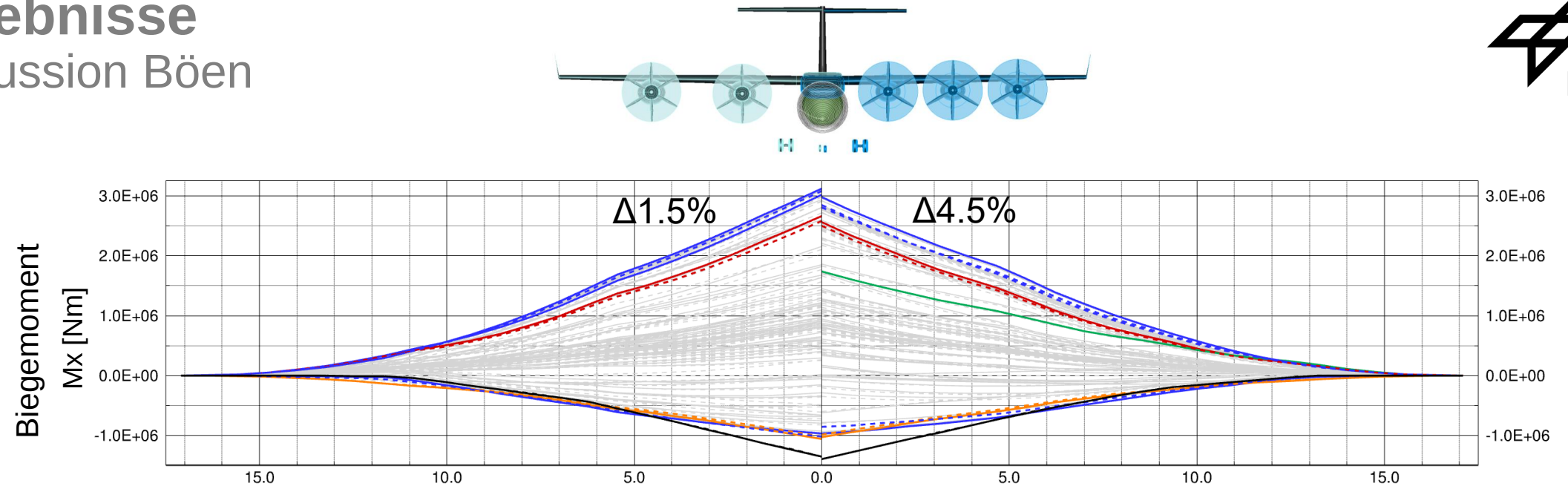


FL:222
Böe: 70 m



Ergebnisse

Diskussion Böen



➤ Böen sind in großen Teilen nach wie vor dimensionierend

Ergebnisse

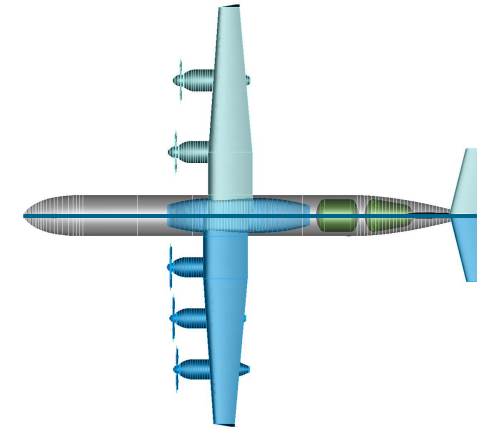
Diskussion Böen

TAS: True airspeed

H	FL000	FL150	FL222
9	7.222	8.983	9.971
20	3.250	4.042	4.487
30	2.167	2.695	2.991
40	1.625	2.021	2.244
50	1.300	1.617	1.795
60	1.083	1.347	1.496
70	0.929	1.155	1.282
80	0.813	1.011	1.122
90	0.722	0.898	0.997
100	0.650	0.808	0.897
107	0.608	0.756	0.839

1. Biegung	RB	AK
MTOM	1.542	1.361
MZFM	1.546	1.365
OEM	1.622	1.431

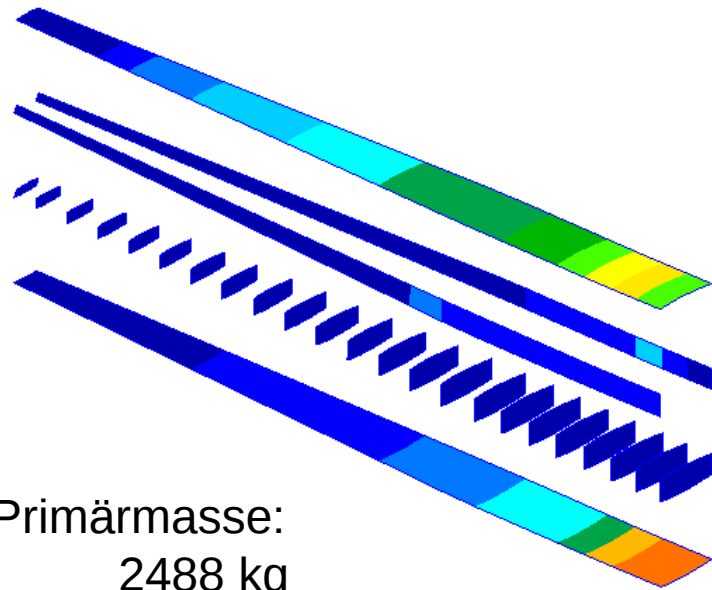
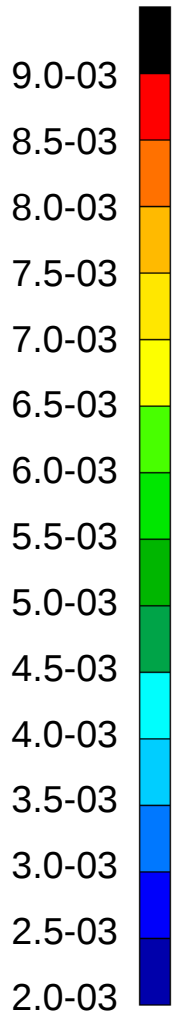
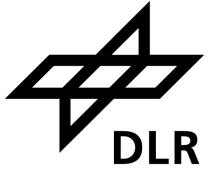
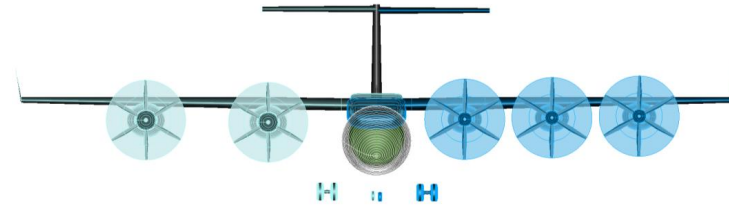
$$f_{B\ddot{o}e} = \frac{V_{TAS}}{2H}$$



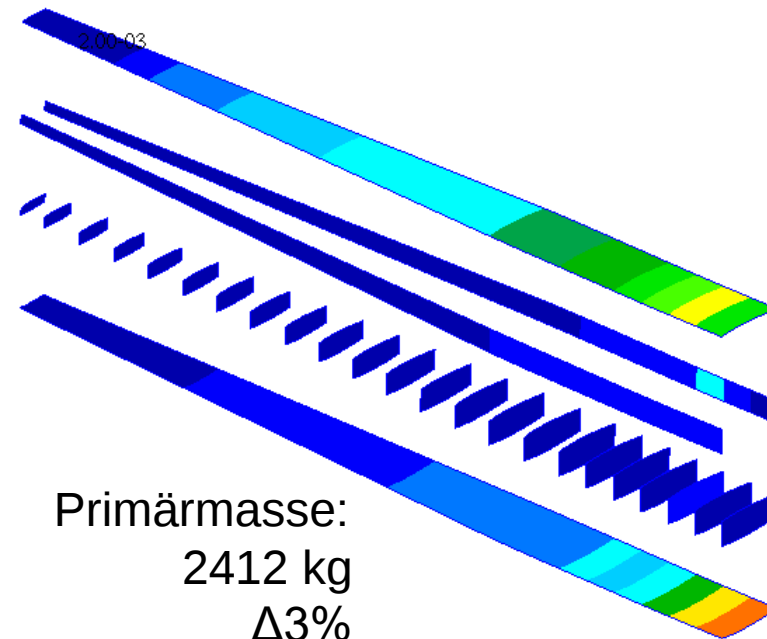
- Verteilte schwere Antriebe senken Eigenfrequenzen
- Böenfrequenzen liegen in der Nähe der ersten Biegung
- Ungepfeilter langgestreckter Flügel
 - Böe trifft den ganzen Flügel nahezu zeitgleich
 - Kaum passive Lastabminderung durch Biege-Torsion-Kopplung
- WKK Korrektur induziert bei Anstellwinkeländerungen $C_{l\alpha}$ größere Auftriebsänderungen

Ergebnisse

Strukturdimensionierung



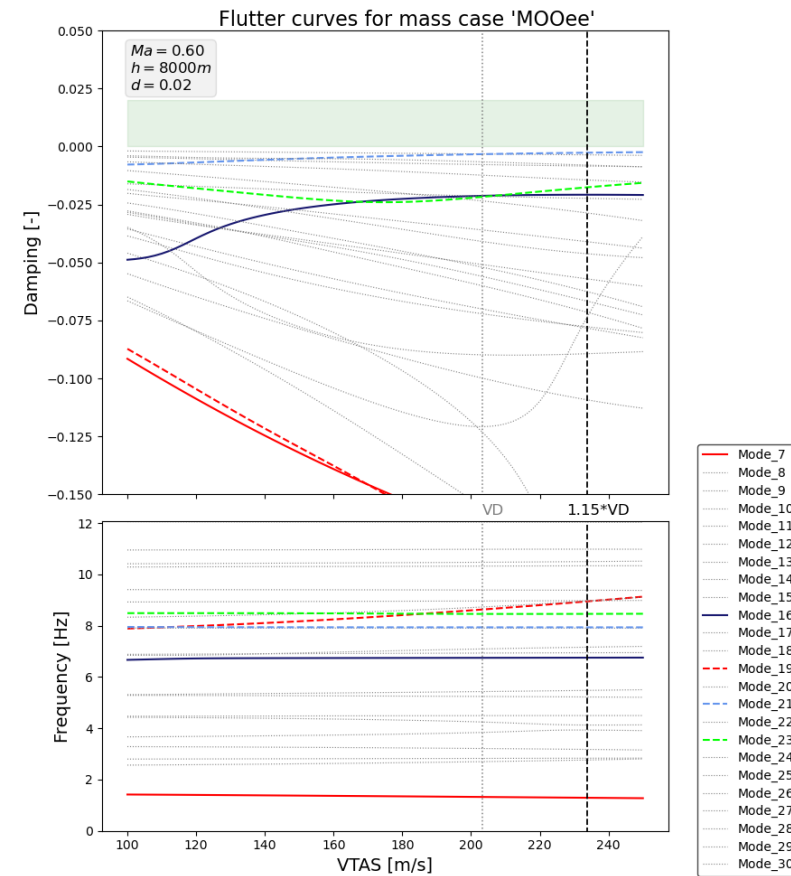
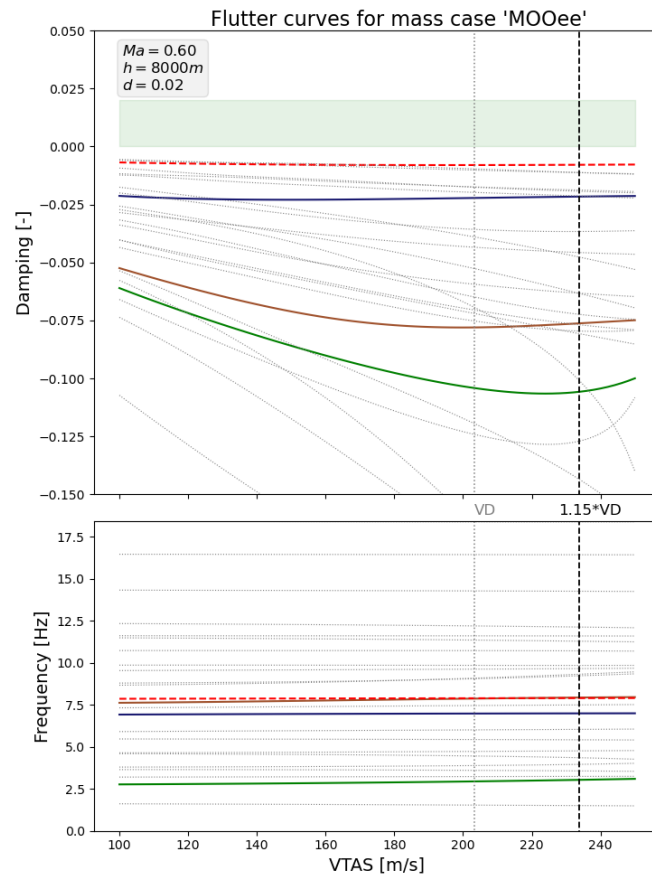
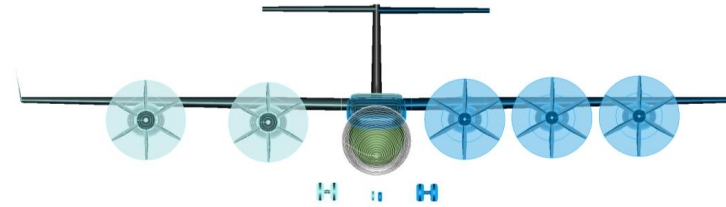
Primärmasse:
2488 kg



Primärmasse:
2412 kg
 $\Delta 3\%$

Ergebnisse

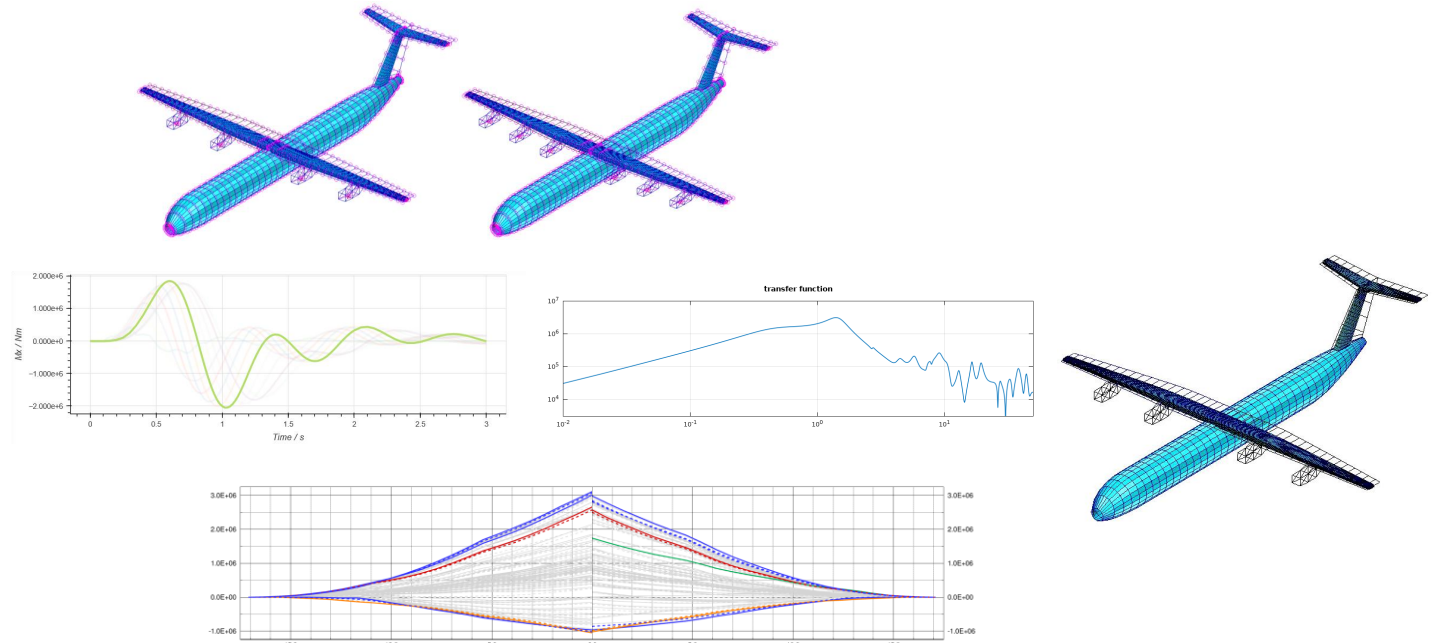
Fluttergeschwindigkeit



➤ Flattern für beide Konfigurationen in den Flugbereichsgrenzen unkritisch

Zusammenfassung

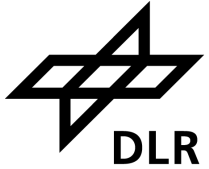
- Aeroelastische Modelle aufgebaut
- Vergleich der Konfigurationen
 - Diskussion der Böenlasten
 - Lastanalyse & Dimensionierung
- Identifizierung kritischer Lastfälle



Ausblick

- Weitere Böen Untersuchungen (WKK Korrektur prüfen und mit CFD abgleichen)
- Böen- und Manöverlastabminderung berücksichtigen (definierte Steuerflächenausschläge)
- Propellerlasten und Gyroskopieeffekte einbinden
- Massenverteilung für Systemmassen optimieren
- Material CFK für die Dimensionierung verwenden (EIS2035)

Vielen Dank für Ihre Aufmerksamkeit



Dieses Projekt wird im Rahmen des Luftfahrtforschungsprogramms VI-3 der Bundesregierung durch das Bundesministerium für Wirtschaft und Energie gefördert.

FKZ: 20M2240B

Gefördert durch:

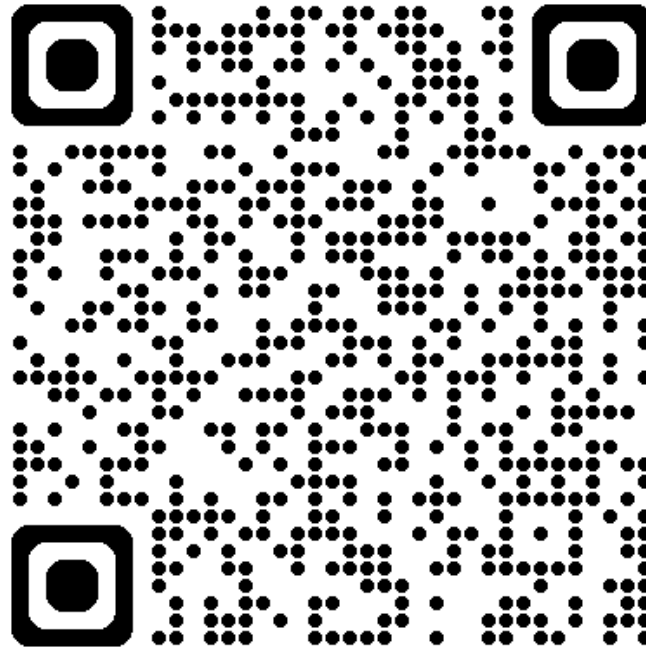


Bundesministerium
für Wirtschaft
und Energie

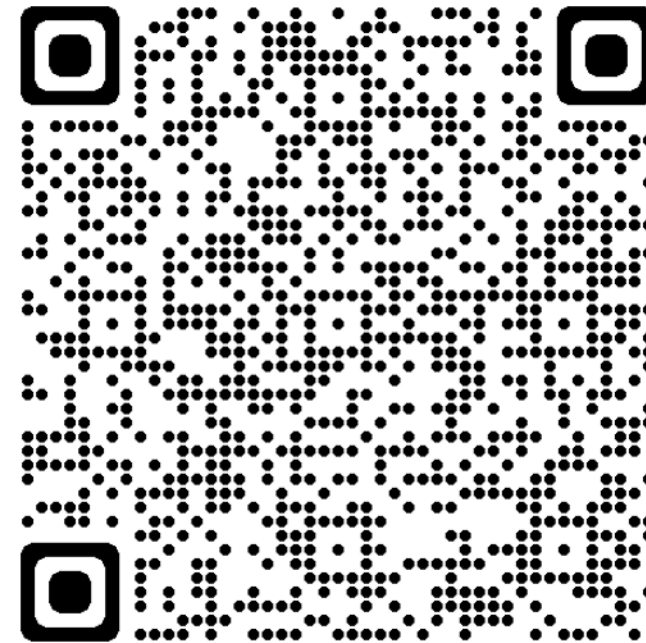


aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages

<https://www.dlr.de/de/ae/forschung-und-transfer/projekte/zebra>



DLR-Institut für Aeroelastik



Thema: **Aeroelastische Untersuchung eines Wasserstoff-Brennstoffzellen-Regionalflugzeuges mit verteilten Antrieben**

Datum: 2025-25-09

Autor: Tobias Hecken, Müller Simon, Thomas Klimmek, Matthias Schulze

Institut: Institut für Aeroelastik

Bildquellen: Alle Bilder „DLR (CC BY-NC-ND 3.0)“, sofern nicht anders angegeben