



Verbesserung des aerodynamischen Modells zur Berechnung von Böenlasten auf Passagierflugzeuge

Alexander Broer

- 1. Prüfer: Professor Dr.-Ing. D. Scholz**
- 2. Prüfer: Dr.-Ing. P. Teufel**

**Durchgeführt in Kooperation mit
Airbus Operations GmbH**



Inhaltsübersicht

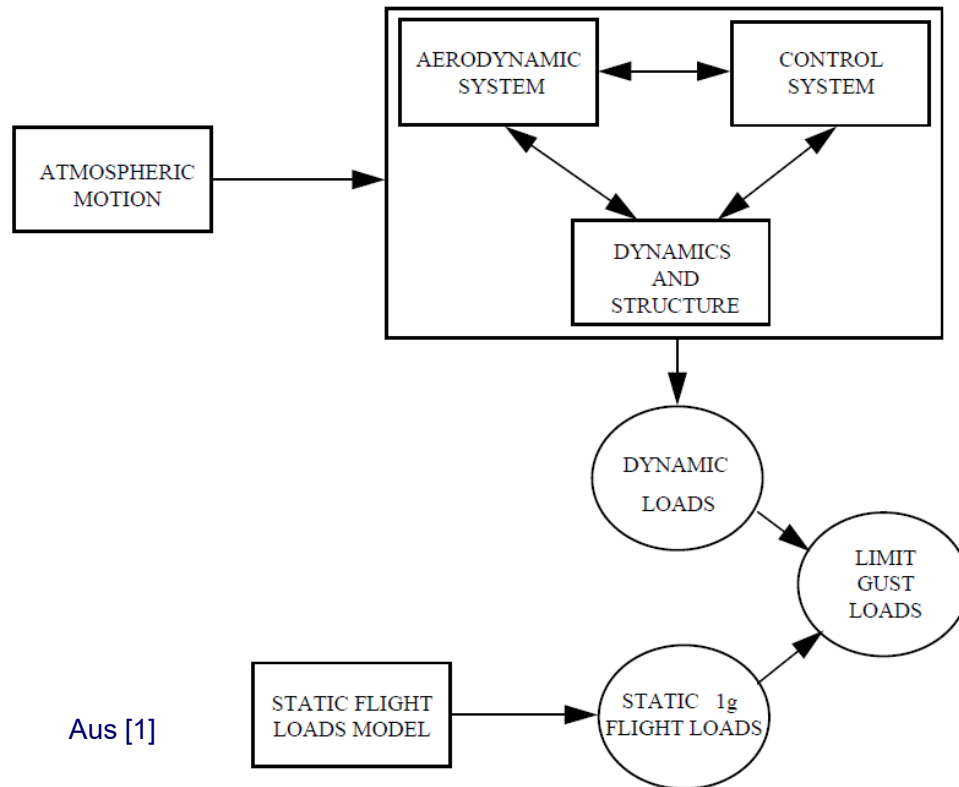
- Einführung in die Böenrechnung
- Problemstellung
- Aufgabe der Arbeit
- Umsetzung
- Ergebnisanalyse



Inhaltsübersicht

- **Einführung in die Böenrechnung**
- Problemstellung
- Aufgabe der Arbeit
- Umsetzung
- Ergebnisanalyse

Prinzip der Berechnung von Böenlasten



Aus [1]

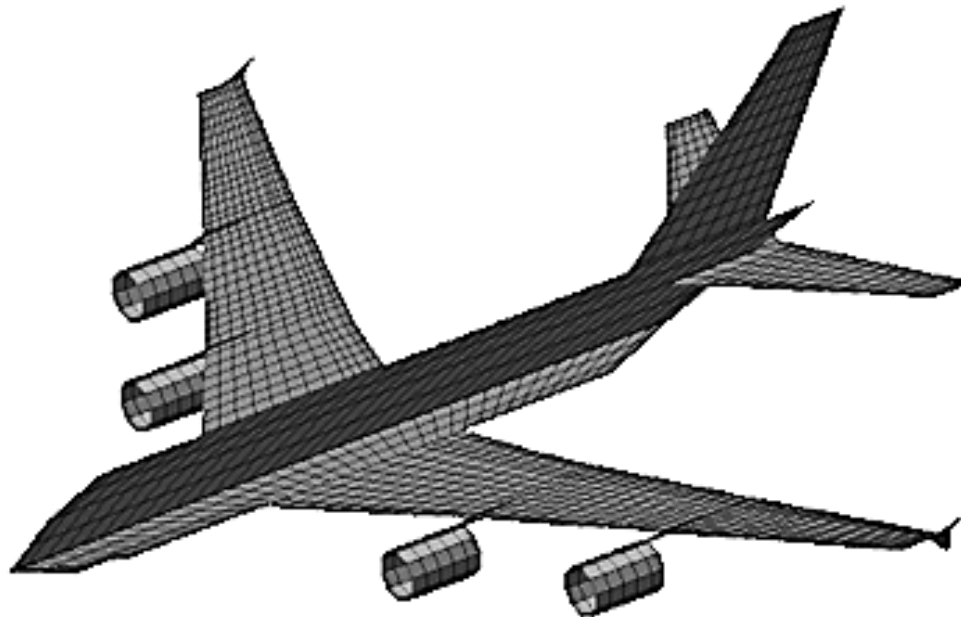
Flugzeug modelliert durch:

- Strukturmodell
- EFCS-Modell
- **Aerodynamisches Modell**

Aerodynamisches Modell

Doublet Lattice Method (DLM)

- Instationäres Lösungsverfahren für Potentialströmungen
- Modellierung des Flugzeugs anhand von 2D-Panels



Resultat:

- Aerodynamic Influence Coefficient Matrix (AIC)
- Druckverteilung c_p

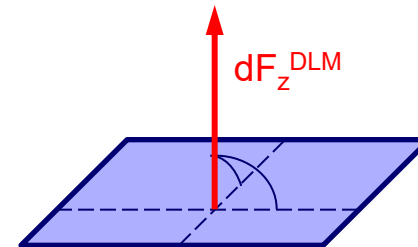
Inhaltsübersicht

- Einführung in die Böenrechnung
- **Problemstellung**
- **Aufgabe der Arbeit**
- Umsetzung
- Ergebnisanalyse

1. Problem



Integration der Druckverteilung
führt zu Luftkraft senkrecht
zum Panel:



Schlussfolgerung:

Keine Kräfte in Längsrichtung
Einfluss auf Roll-Gier-Verhalten

2. Problem



Jig Shape: Konstruktionsmodell
Flight Shape: Form im Flugzustand

V-Stellung des DLM-Modells im Jig Shape, nicht im Flight Shape

Schlussfolgerung: Kräfte in Querrichtung nicht exakt darstellbar!



Aufgabe der Arbeit

**Entwicklung eines MATLAB-Programms zur
Integration der fehlenden Kräfte zur Verbesserung
des aerodynamischen DLM-Modells**



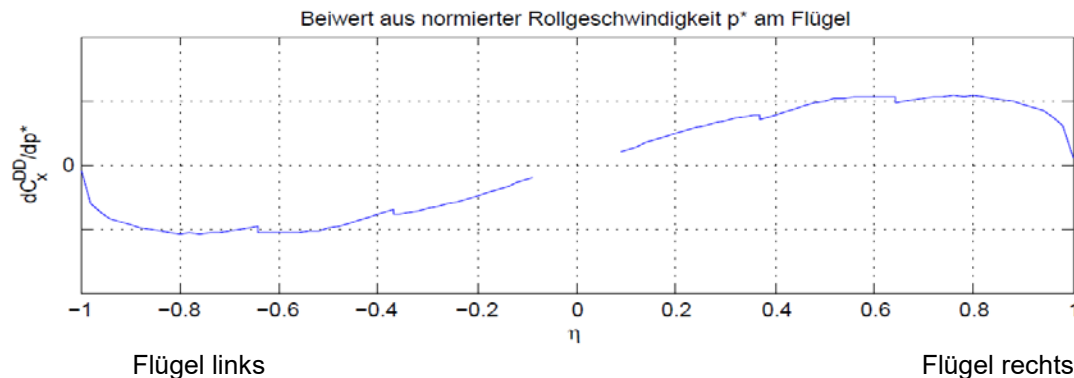
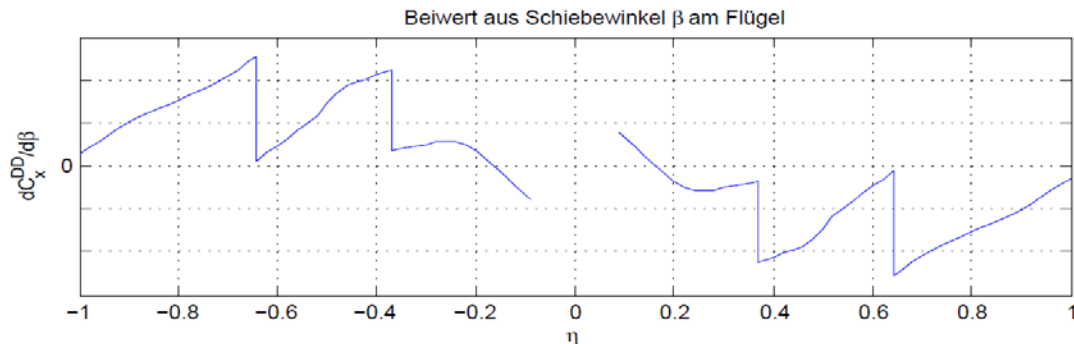
Inhaltsübersicht

- Einführung in die Böenrechnung
- Problemstellung
- Aufgabe der Arbeit
- **Umsetzung**
- Ergebnisanalyse

Stationäre Beiwertverteilungen

Données-Aérodynamiques-Datenbank:

Stationäre Gradientenverteilungen aerodynamischer Beiwerte aus Windkanaltests und CFD



Einbringung der
Beiwertverteilungen in die
mittels DLM erzeugte
Aerodynamik-Matrix

Berücksichtigte Effekte:

- **Anstellwinkel α**
- **Schiebewinkel β**
- **Rollgeschwindigkeit p^***

Halbgeneralisierte Bewegungsgleichung

$$[-\omega^2 M_{g1h} + i\omega B_{g1h} + K_{g1h} - qQ_{g1h}] \cdot U_h = P_{g1}^{GU}$$

- g1: Freiheitsgrade der Strukturknoten des FEM-Modells
- h: Modale Freiheitsgrade in Abhängigkeit der Eigenformen des Flugzeugs

Implementierung der stationären Beiwertverteilungen aus Données Data in die halbgeneralisierte Aerodynamik-Matrix Q_{g1h}

➤ **Kräfte an FEM-Knoten infolge der Bewegung des Flugzeugs durch die Eigenformen:**

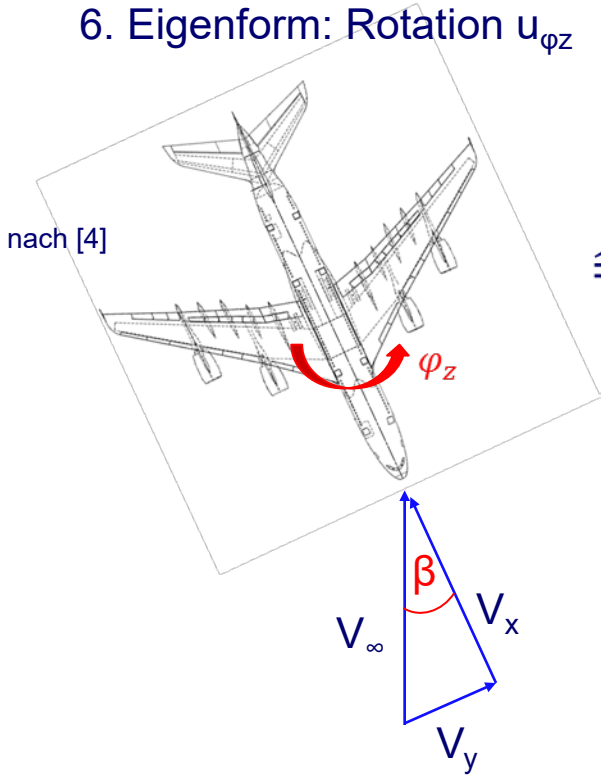
1. Translation in x
2. Translation in y
3. Translation in z
4. Rotation um x
5. Rotation um y
6. Rotation um z

Aufgrund quasi-stationärer Zusammenhänge:

- Zusätzlich Anpassung des Böenvektors P_{g1}^{GU} erforderlich

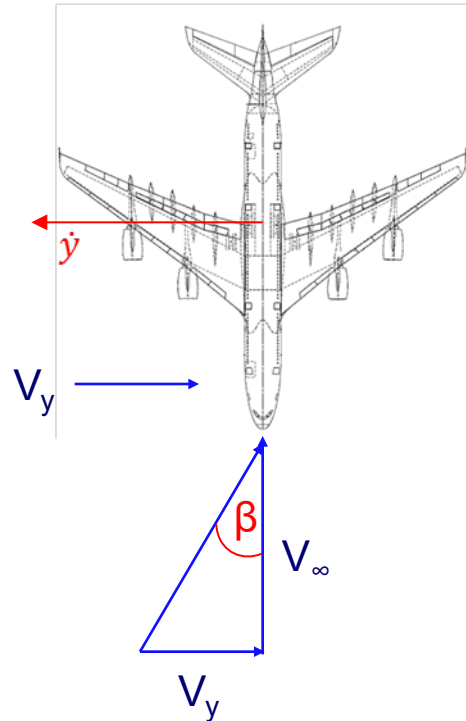
Quasi-stationäre Zusammenhänge - lateral

6. Eigenform: Rotation u_{φ_z}



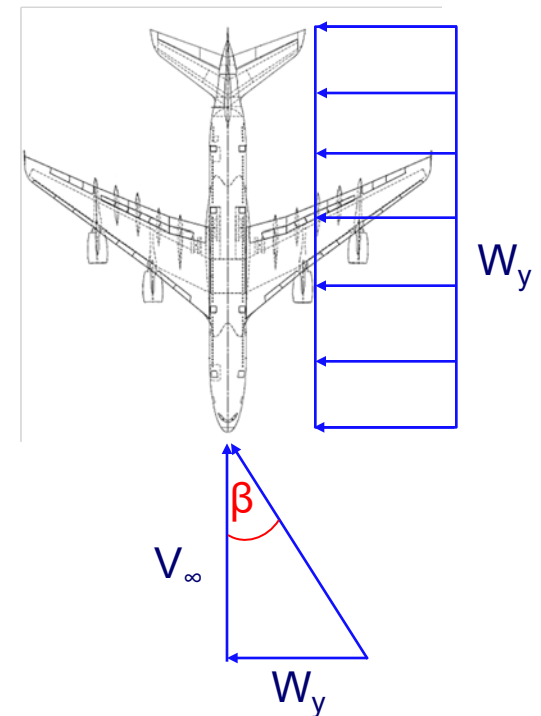
$$Q_{g1h}(:,6,1)$$

2. Eigenform: Translation u_y



$$Q_{g1h}(:,2,1)$$

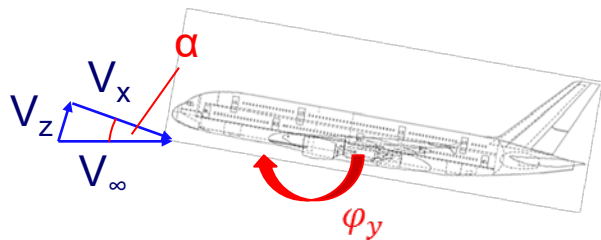
Laterale Böe



$$P_{g1}^{GU}(:,1,1)$$

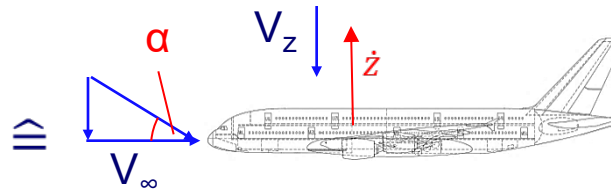
Quasi-stationäre Zusammenhänge - vertikal

5. Eigenform: Rotation u_{φ_y}



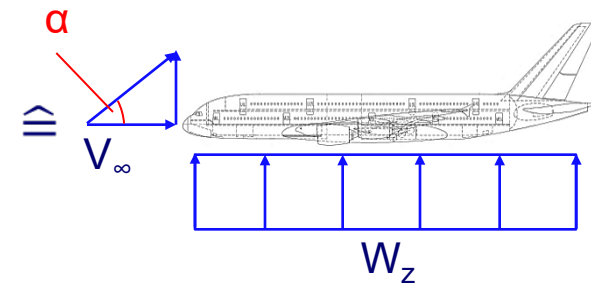
$$Q_{g1h}(:,5,1)$$

3. Eigenform: Translation u_z



$$Q_{g1h}(:,3,1)$$

Vertikale Böe



$$P_{g1}^{GU}(:,2,1)$$



Inhaltsübersicht

- Einführung in die Böenrechnung
- Problemstellung
- Aufgabe der Arbeit
- Umsetzung
- **Ergebnisanalyse**

Berechnungsparameter nach GUSTO

Flugzeugmuster	A380-800
Mach-Zahl	0,510
Anstellwinkel	0°
Höhen	0 m
Aerodynamische Konfiguration	clean (keine Klappen)
Airbrake-Setting	Airbrakes in
EFCS	linear
1g-Überlagerung	nicht berücksichtigt

Parameter des entwickelten Programms

Effekte aus Données	Anstellwinkel α , Schiebewinkel β , Rollgeschwindigkeit p^*
Modifizierte Freiheitsgrade	$f_x, f_y, f_z, m_x, m_y, m_z$
Komponenten	Rumpf, Flügel, HTP, VTP, Triebwerke, Winglets

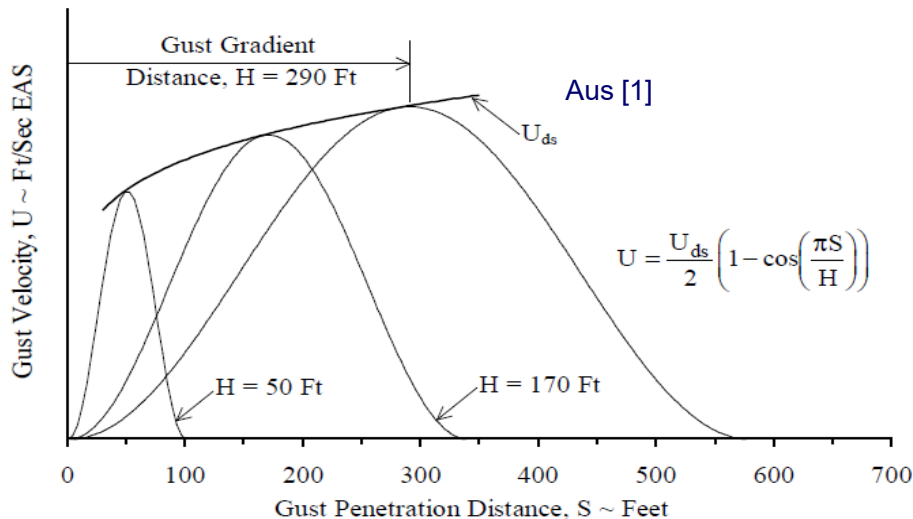
Derivative von Kräften und Momenten

Normbezeichnungen nach ISO 1151

- $C_{Y\beta}$: Seitenkraftbeiwert aus Schiebewinkel β (2. Problem)
- C_{Np^*} : Giermomentenbeiwert aus Rollgeschwindigkeit p^* (1. Problem)
- Zielwerte kommen aus Input für Erstellung des EFCS
- Derivative sind auf Zielwerte normiert

Derivativ	Original	$f_x, f_y, f_z,$ m_x, m_y, m_z	Zielwert	Abweichung		
				Original	f_x	$f_x, f_y, f_z,$ m_x, m_y, m_z
$C_{Y\beta}$	0,9111	1,0405	1,0000	8,9 %	8,9 %	4,1 %
C_{Np^*}	-0,9678	1,0039	1,0000	196,8 %	3,3 %	0,4 %

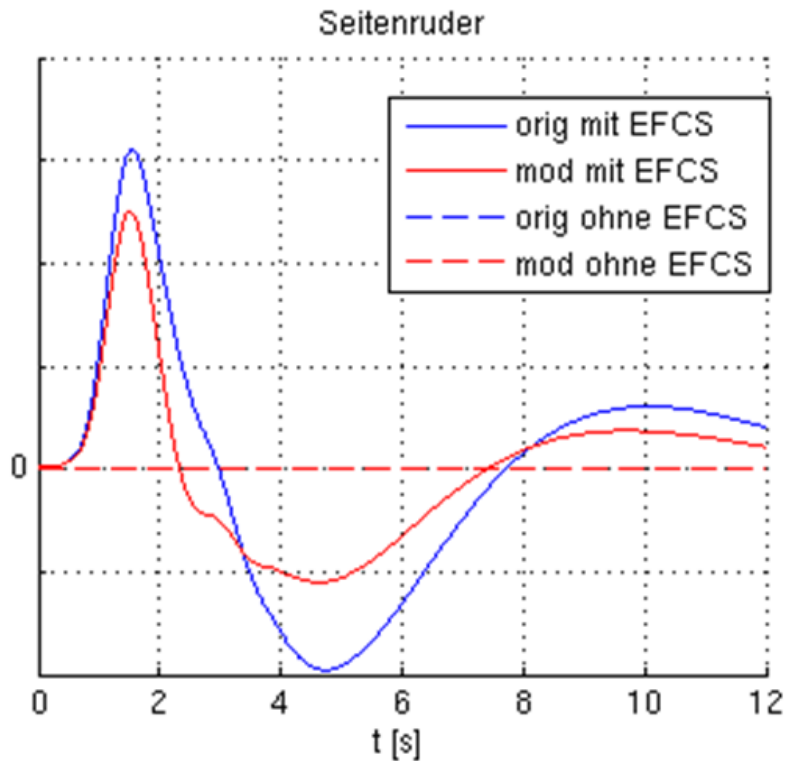
Zeitverläufe aus lateraler, diskreter Böe



Böengradient $H = 350 \text{ ft}$

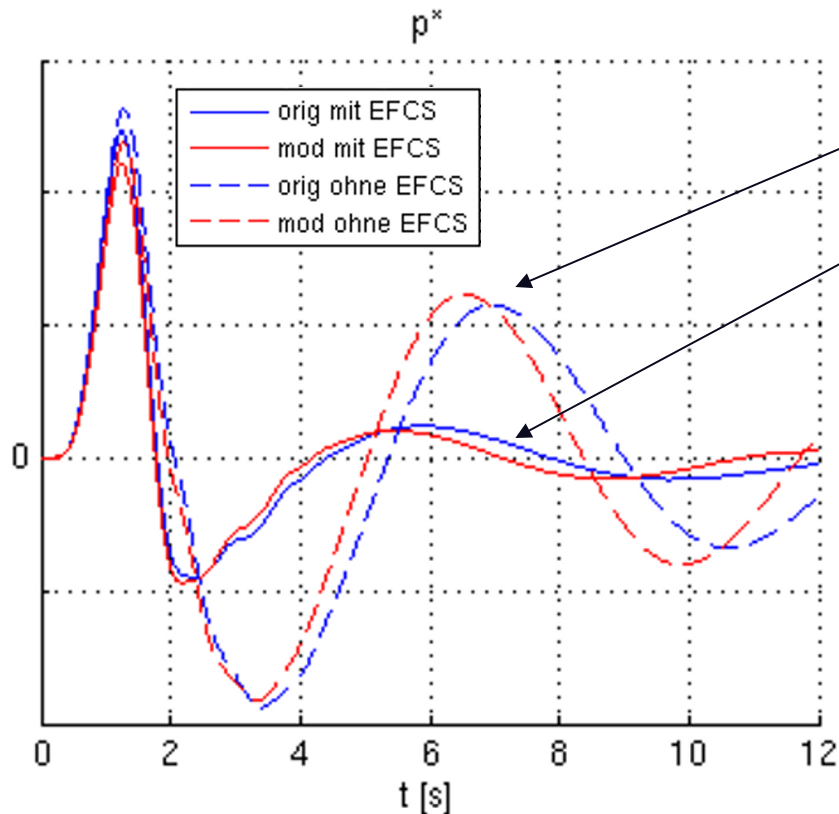
- Verhältnismäßig lange Böe
- Anregung niedriger Frequenzen

Seitenruderausschlag



- Deutlich reduzierter Ausschlag des Seitenruders aus lateraler Böe über den gesamten Zeitraum durch die Einführung der Modifikation

Rollgeschwindigkeit p^*

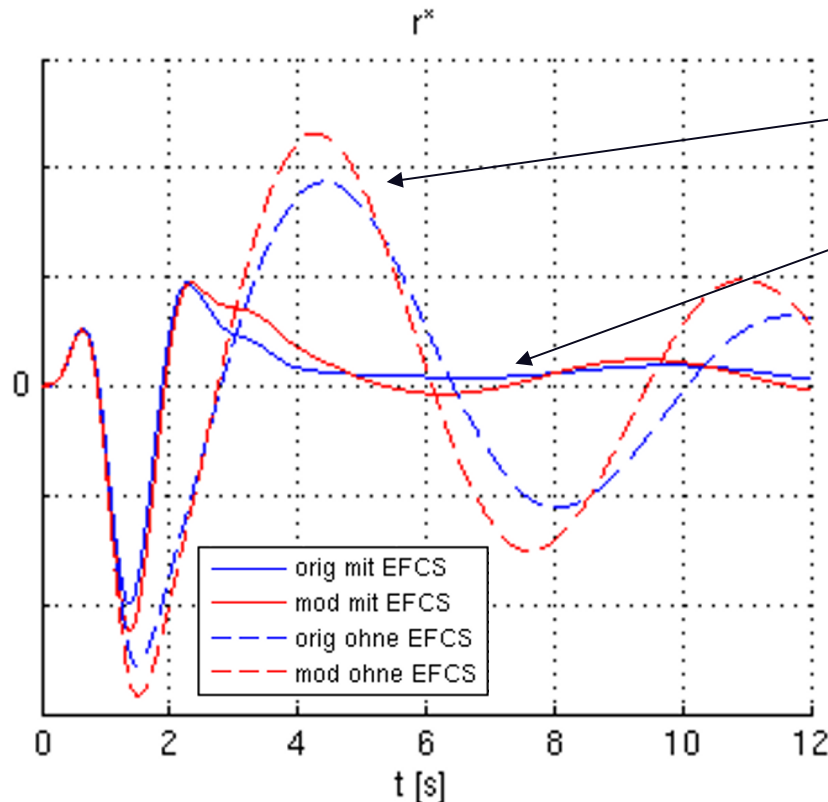


- Einstellung einer gedämpften Rollschwingung durch die Böe
- Ausregelung der Rollschwingung durch EFCS

Änderung durch eingeführte Modifikation:

- Leicht größere Amplitude
- Verkürzte Periodendauer
 - **Höhere Frequenz**

Giergeschwindigkeit r^*

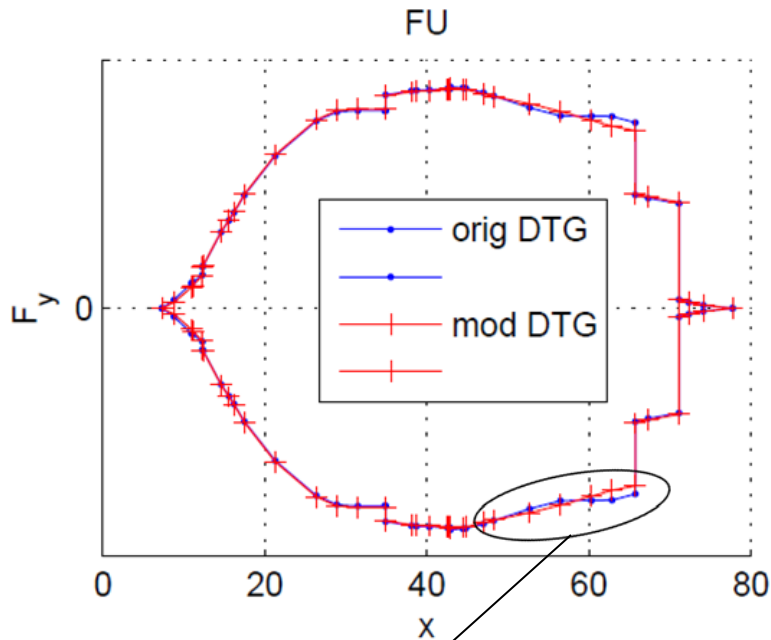


- Einstellung einer gedämpften Gierschwingung durch die Böe
 - Gekoppelte Roll-Gier-Schwingung (**Dutch Roll**)
- Ausregelung der Schwingung durch EFCS

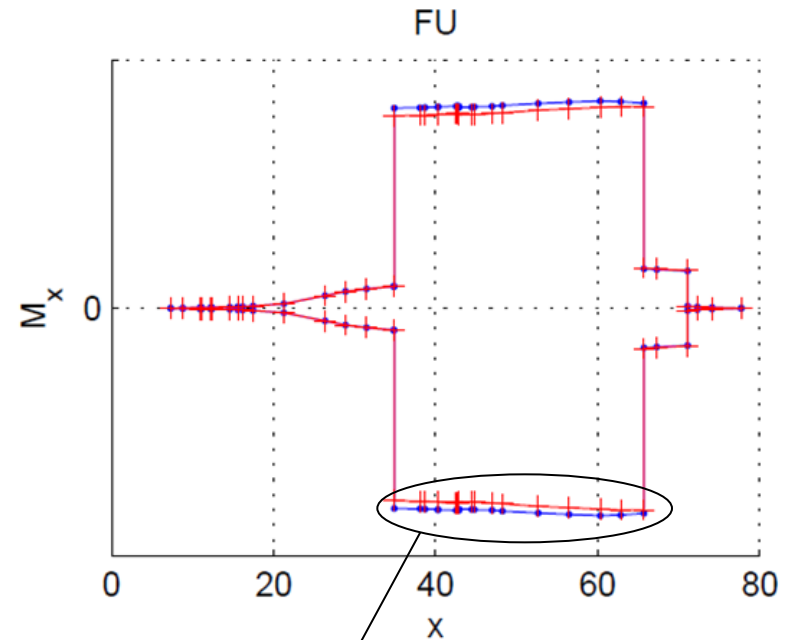
Änderung durch eingeführte Modifikation:

- Deutlich größere Amplitude
- Verkürzte Periodendauer
 - **Höhere Frequenz**
- Schwingung wird sichtbar langsamer ausgeregelt (Seitenruderausschlag)

Lasten - F_y und M_x am Rumpf

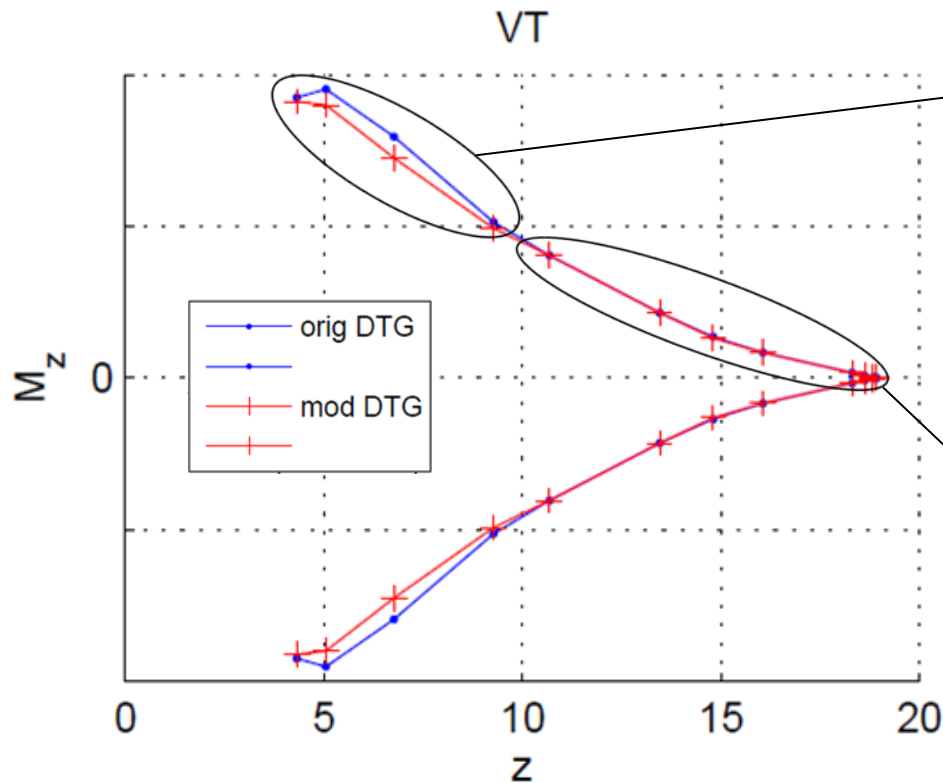


Teils Erhöhung, teils Verminderung der
Querkraft



Deutliche Torsionsminderung im
mittleren Rumpfbereich

Lasten - M_z am Seitenleitwerk



Dimensionierende diskrete Böe: $H = 434$ ft

- Verhältnismäßig lange Böe, daher eher Anregung kleinerer Frequenzen
- Kleinere Frequenzen durch Modifikation vornehmlich beeinflusst (quasi-stationär)
- Lastminderung durch verminderten Seitenruderausschlag

Dimensionierende diskrete Böen: $H = 30$ und 50 ft

- Verhältnismäßig kurze Böen, daher eher Anregung höherer Frequenzen
- Höhere Frequenzen durch Modifikation nicht beeinflusst

Schlussfolgerung

- **Erfolgreiche Reduzierung der Abweichung flugmechanischer Derivative:**
 - Abweichung von $C_{Y\beta}$ halbiert
 - Abweichung von C_{Np^*} nahezu beseitigt
- **Erhöhung der Frequenz der Dutch Roll**
- **Keine kritischen Lastüberschreitungen durch eingeführte Modifikation, sondern eher Neigung zur Lastminderung (Torsion an Seitenleitwerk und Rumpf)**

Ausblick

Weitere Rechnungen notwendig

- Andere Mach-Zahlen, Anstellwinkel, Massenfälle, Flugzeugmuster

Einfluss der Modifikation auf das EFCS

- Vermehrte Verwendung des EFCS für Lastminderung
- Minderung der VTP-Torsion als Indiz für bessere Interaktion zwischen EFCS und Aerodynamik

Literaturverzeichnis

- [1] EUROPEAN AVIATION SAFETY AGENCY: *Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25*. Köln : EASA, 2015 (Amendment 17)
- [2] AIRBUS SAS: *GUST Awareness*. Toulouse : Airbus SAS, 2010
- [3] AIRBUS SAS: *Gust and Turbulence Simulation for Design and Certification of Large Aeroplanes*. Toulouse : Airbus SAS, 2010
- [4] AIRBUS SAS: *A380 Data Basis for Design*. Toulouse : Airbus SAS, 2005