

4. Manöver

- Die Analyse von Manövern untersucht die Antwort des Flugzeugs auf Ruderausschläge.
- Im Rahmen einer linearen Theorie müssen folgende Einschränkungen gemacht werden:
 - Die Abweichung von der Ausgangslage ist während des gesamten Vorgangs klein.
 - Die neue Gleichgewichtslage unterscheidet sich nur durch eine Starrkörper-Translation von der alten.
- Das Hauptziel ist die Ermittlung der Lasten auf das Flugzeug.

4. Manöver

- Die instationäre Betrachtung von Manövern führt zu genaueren Ergebnissen für die Lasten als eine quasi-stationäre Trimm-Analyse.
- Noch genauere Ergebnisse ergeben sich, wenn die Flexibilität des Flugzeugs in den nichtlinearen Gleichungen der Flugdynamik berücksichtigt wird.

4. Manöver

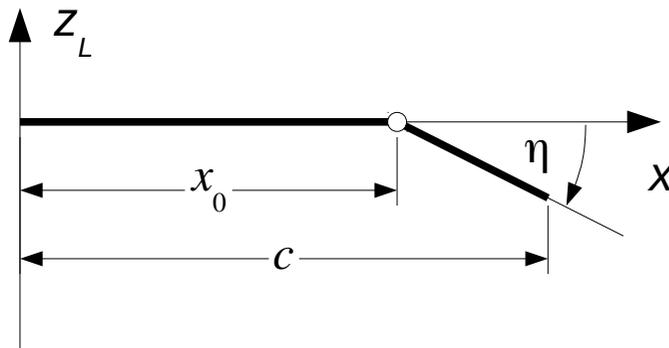
4.1 Aerodynamische Lasten

4.2 Antwort

4.3 Beispiel

4.1 Aerodynamische Lasten

- Die aerodynamischen Lasten werden aus dem Abwind infolge eines Klappenausschlags berechnet.
- Abwind infolge eines Klappenausschlags:



- Im lokalen Koordinatensystem der Auftriebsfläche gilt für die Änderung der Skelettfäche infolge eines Klappenausschlags:

$$\Delta \zeta_S(x, y_L, t) = -\eta(t)(x - x_0),$$

$$x_0 \leq x \leq c$$

- Für den Abwind folgt:

$$w = \Delta \dot{\zeta}_S + v_\infty \frac{d \Delta \zeta_S}{dx}$$

$$= -\dot{\eta}(x - x_0) - v_\infty \eta$$

4.1 Aerodynamische Lasten

- Für einen harmonischen Klappenausschlag gilt:

$$\eta(t) = \Re(\hat{\eta} e^{i\Omega t}), \quad w(x, y_L, t) = \Re(W(x, y_L) e^{i\Omega t})$$

- Dabei sind $\hat{\eta}$ und W komplexe Amplituden und Ω ist die Kreisfrequenz des harmonischen Vorgangs.

- Aus
$$W = -i\Omega \hat{\eta}(x - x_0) - v_\infty \hat{\eta}$$

folgt
$$\frac{W}{v_\infty} = -\left(2ik \frac{x - x_0}{c_{ref}} + 1\right) \hat{\eta}$$

mit der reduzierten Frequenz

$$k = \frac{\Omega c_{ref}}{2v_\infty}$$

4.1 Aerodynamische Lasten

- Mit den Matrizen

$$[D_K^1]_L = - \begin{bmatrix} \vdots & \vdots & \vdots \\ \vdots & 1 & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix}, \quad [D_K^2]_L = - \frac{2}{c_{ref}} \begin{bmatrix} \vdots & \vdots & \vdots \\ \vdots & x_n - x_0 & \vdots \\ \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix}, \quad [U_K] = \begin{bmatrix} \hat{\eta}_1 \\ \vdots \\ \hat{\eta}_K \end{bmatrix}$$

gilt für die Matrix mit dem Abwind an den Kontrollpunkten:

$$[W(k)]_L = ([D_K^1]_L + ik [D_K^2]_L) [U_K]$$

- In den Matrizen $[D_K^1]_L$ und $[D_K^2]_L$ entspricht jede Spalte einer Kontrollfläche. Nur die Zeilen, die Kontrollpunkten auf der jeweiligen Kontrollfläche entsprechen, haben von null verschiedene Einträge.

4.1 Aerodynamische Lasten

- Lasten:
 - Im lokalen Koordinatensystem der Auftriebsflächen gilt für die Lasten an den Wirbelpunkten:

$$[L_{\Gamma}^A]_L = q_{\infty} [G(k)] [C(k)]^{-1} [W(k)]_L$$

- Für die Lasten an den Knotenpunkten des Finite-Elemente-Modells der Struktur folgt:

$$[L_K^A] = [S]_h^T [S^{\Gamma}]_{Lh}^T [L_{\Gamma}^A]_L = q_{\infty} [Q_K] [U_K]$$

mit

$$[Q_K(k)] = [S]_h^T [S^{\Gamma}]_{Lh}^T [G(k)] [C(k)]^{-1} \left([D_K^1]_L + i k [D_K^2]_L \right)$$

4.2 Antwort

- Die Antwort auf einen Ruderausschlag wird genauso berechnet wie die Antwort auf eine transiente Bö:
 - Zunächst wird die Fourier-Transformation des zeitlichen Verlaufs des Ruderausschlags berechnet. Sie zeigt den Frequenzgehalt der Anregung.
 - Anschließend werden die für die modale Reduktion benötigten Eigenschwingungen des Flugzeugs berechnet.
 - Damit lassen sich die Übertragungsfunktionen für die Klappen ausschläge mit der Methode der modalen Beschleunigungen berechnen.

4.2 Antwort

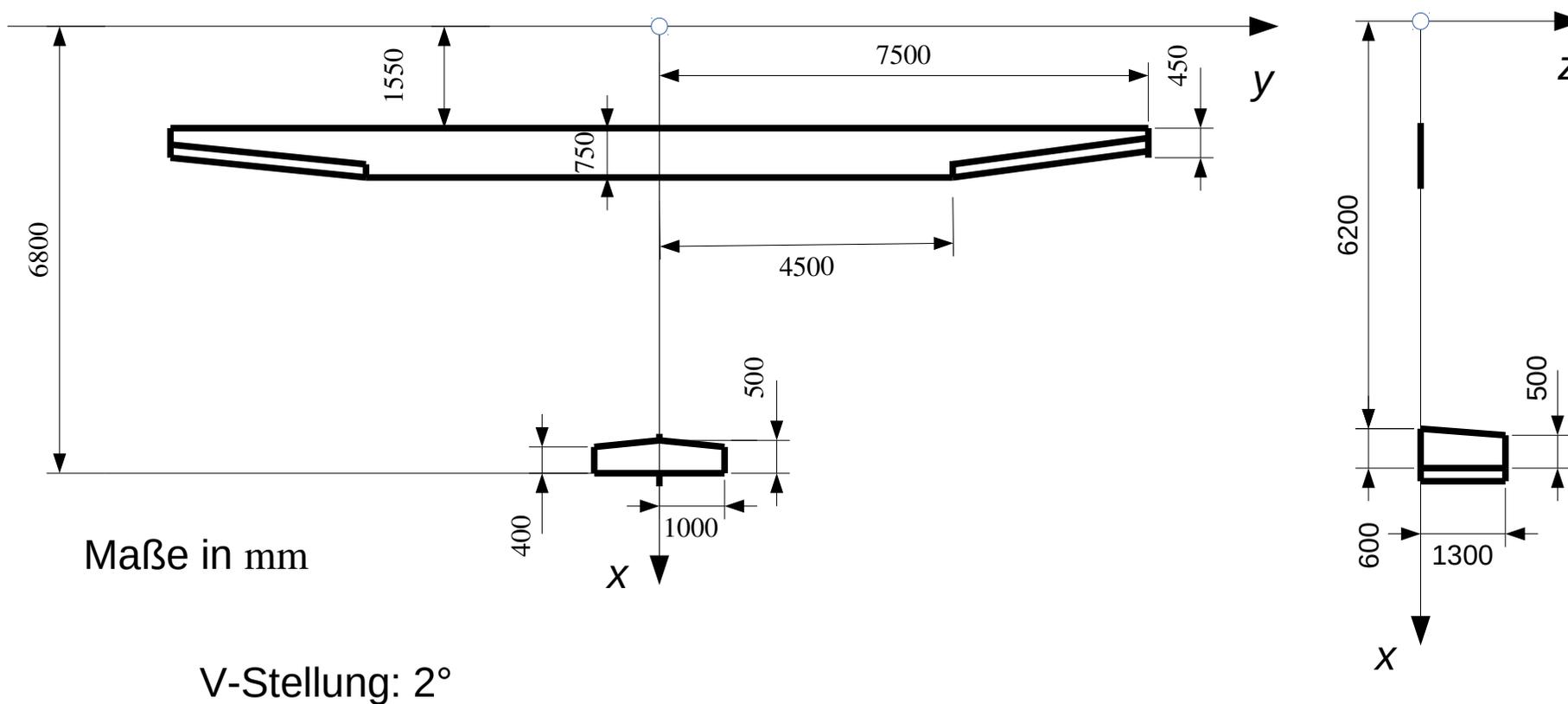
- Mithilfe der Übertragungsfunktionen können die Fourier-Transformierten der Antworten aus der Fourier-Transformierten der Anregung berechnet werden.
- Die Antworten im Zeitbereich ergeben sich durch eine inverse Fourier-Transformation.

4.3 Beispiel

- Aufgabenstellung:
 - Gegeben:
 - Daten eines typischen Segelflugzeugs der Standardklasse
 - Fluggeschwindigkeiten: $v = 40 \text{ m/s}$
 - Rayleigh-Dämpfung mit $\alpha_K = 0,0015 \text{ s}$, $\alpha_M = 0 \text{ s}^{-1}$
 - Dichte der Luft: $\rho = 1,21 \text{ kg/m}^3$
 - Zeitlicher Verlauf des Höhenruderausschlags
 - Gesucht:
 - Transiente Antwort: Vertikalbeschleunigungen an der Flügelwurzel (FW), am Heck und an der Flügelspitze (FS), Biegemoment an der Flügelwurzel

4.3 Beispiel

- Flugzeugdaten:



4.3 Beispiel

- Zeitlicher Verlauf des Höhenruderausschlags:
 - Ein positiver Höhenruderausschlag entspricht Ziehen.
 - Der zeitliche Verlauf ist gegeben durch

$$\eta_E(t) = \eta_{E0} \sin\left(2\pi \frac{t}{T_0}\right), \quad 0 \leq t \leq T_0$$

mit $\eta_{E0} = 5^\circ$ und $T_0 = 1$ s.

- Dieser Zeitverlauf modelliert eine so genannte Dublette, wie sie zur Auslegung von Flugzeugen verwendet wird.

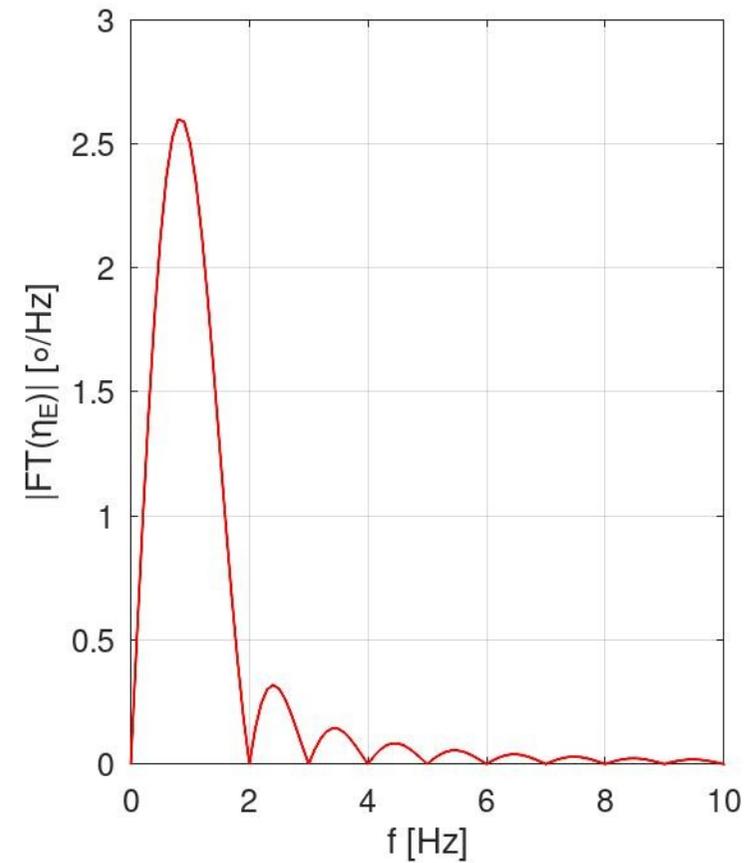
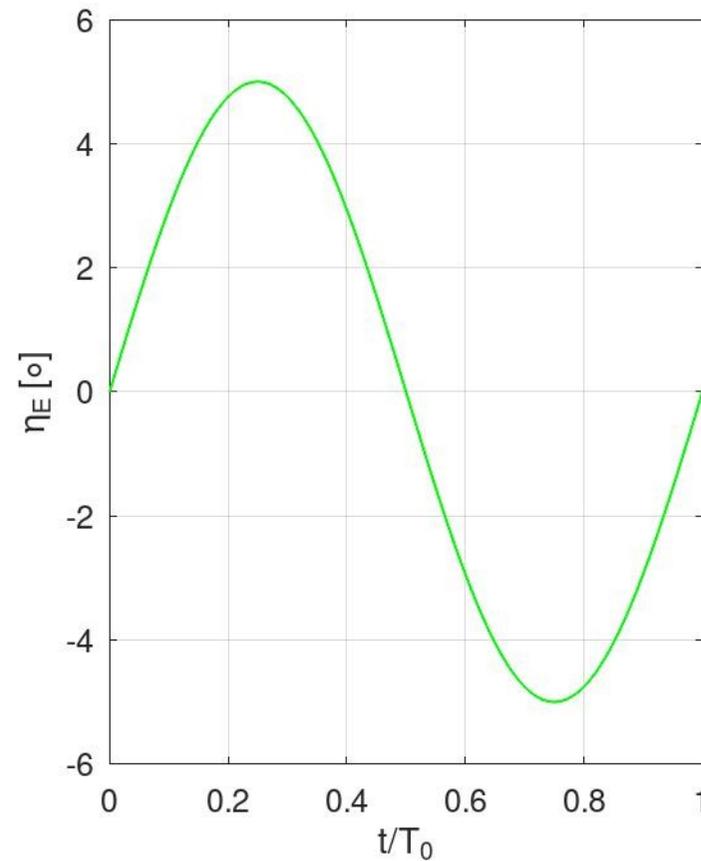
4.3 Beispiel

- Frequenzgehalt der Anregung:
 - Der Frequenzgehalt der Anregung wird durch eine Fourier-Transformation bestimmt.
 - Es wird ein Frequenzschritt von $\Delta f = 0,1$ Hz gewählt. Dieser Frequenzschritt kann auch für die anschließende Berechnung der Übertragungsfunktionen verwendet werden.
 - Für die Länge der Zeitreihe folgt: $T = 10$ s
 - Für die Abtastung wird ein Zeitschritt von $\Delta t = 0,01$ s gewählt.
 - Damit beträgt die höchste Frequenz der Fourier-Transformation:

$$f_{max} = \frac{1}{2 \Delta t} = 50 \text{ Hz}$$

4.3 Beispiel

- Zeitfunktion und Fourier-Transformierte:

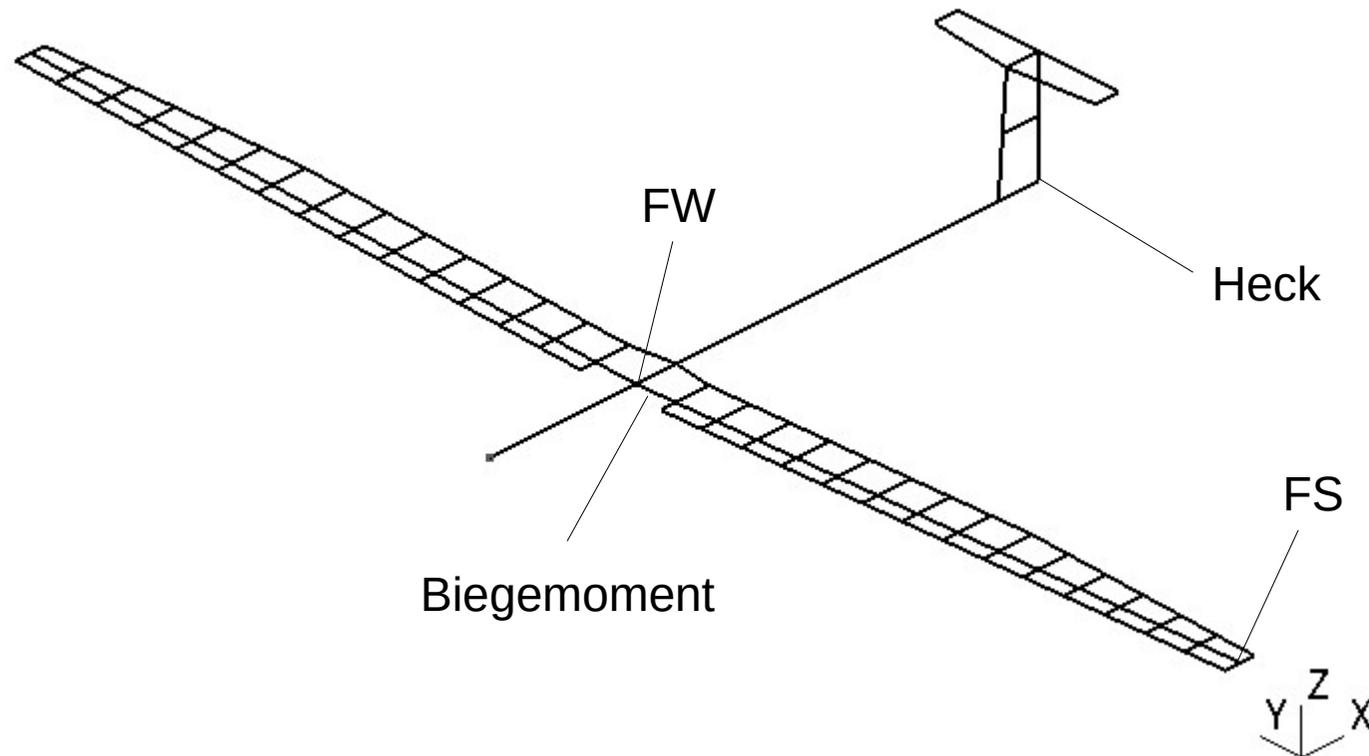


4.3 Beispiel

- Die Abbildungen zeigen:
 - Mit dem gewählten Zeitschritt kann die Zeitfunktion ausreichend genau wiedergegeben werden.
 - Ab 10 Hz ist die Fourier-Transformierte vernachlässigbar klein.
 - Die Übertragungsfunktionen müssen daher nur bis 10 Hz berechnet werden.

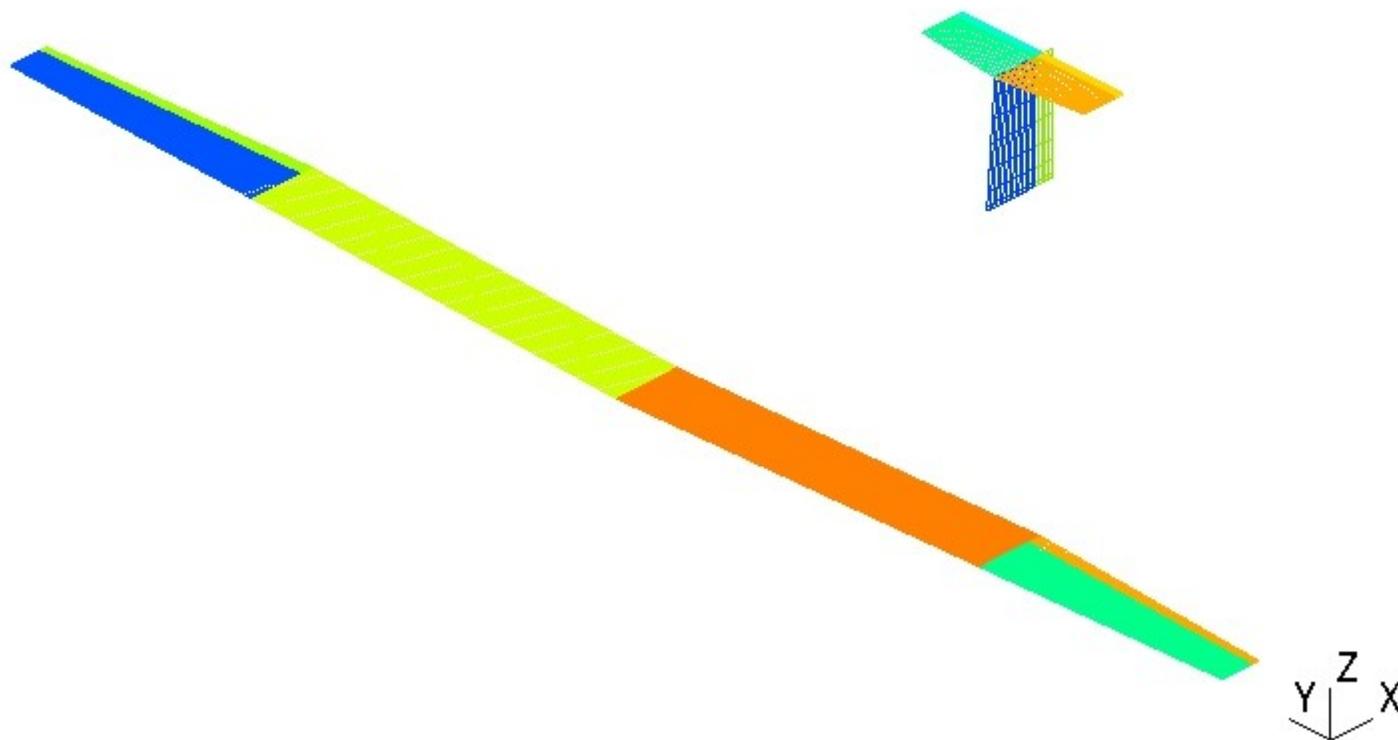
4.3 Beispiel

- Berechnungsmodell:
 - Das Strukturmodell ist ein Balkenmodell:



4.3 Beispiel

- Aerodynamik-Modell:



4.3 Beispiel

- Modalanalyse
 - Zunächst werden die ersten 15 Eigenschwingungen berechnet.
 - Die ersten 6 Eigenschwingungen sind Starrkörperbewegungen.
 - Die elastischen Schwingungen sind in der Tabelle auf der nächsten Seite zusammengestellt.
 - Die höchste Frequenz liegt bei 28,46 Hz. Die ersten 15 Eigenschwingungen sind daher ausreichend für eine Frequenzganganalyse bis 10 Hz.

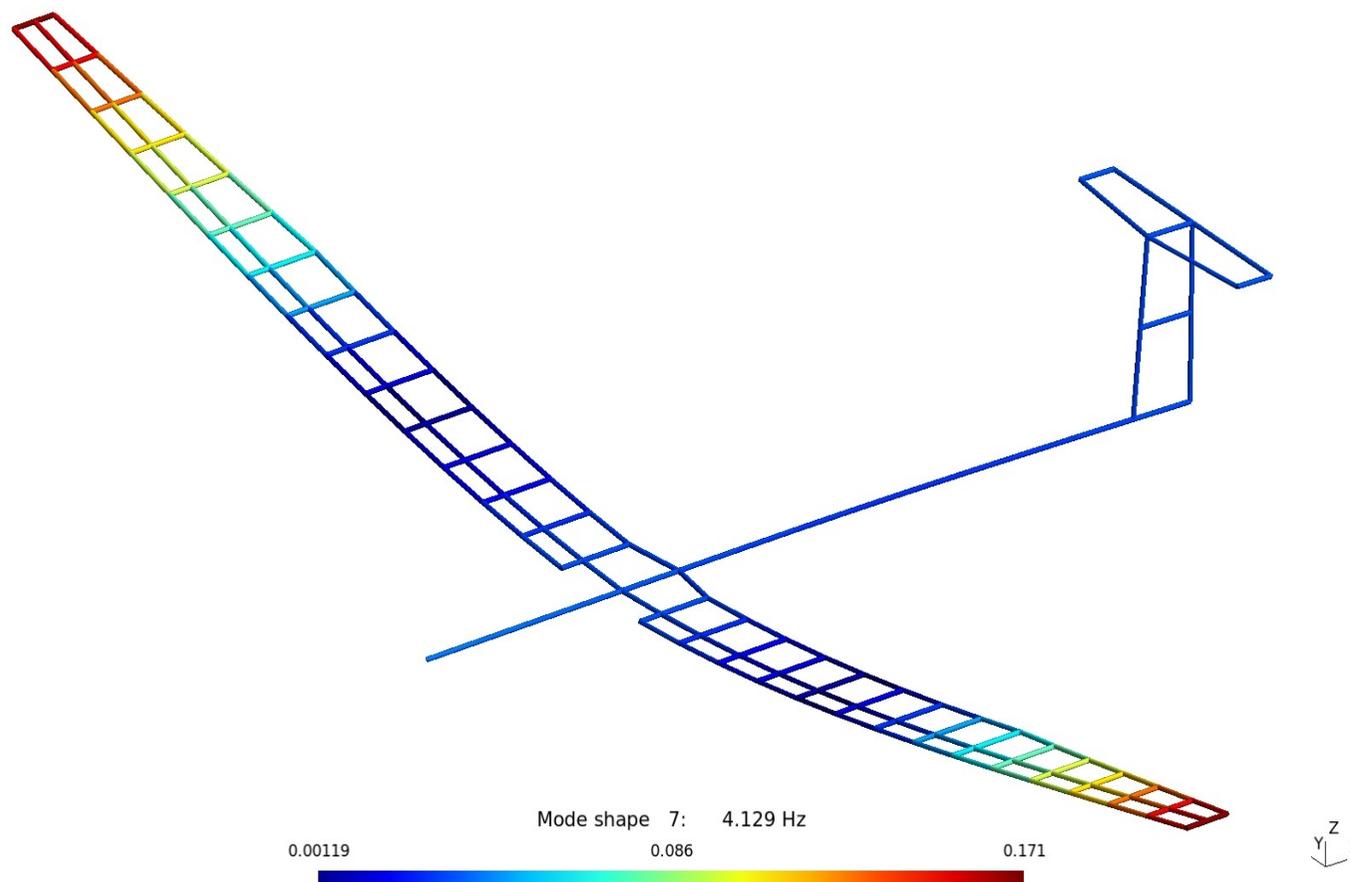
3.4 Beispiel

- Elastische Schwingungen:

7	4,13 Hz	1. vertikale Flügelbiegeschwingung
8	5,68 Hz	1. horizontale Rumpfbiegeschwingung
9	7,34 Hz	1. horizontale Flügelbiegeschwingung
10	12,31 Hz	1. vertikale Rumpfbiegeschwingung
11	13,50 Hz	1. Torsionsschwingung des Rumpfs
12	15,99 Hz	2. vertikale Flügelbiegeschwingung
13	22,45 Hz	2. horizontale Rumpfbiegeschwingung
14	22,94 Hz	3. vertikale Flügelbiegeschwingung
15	28,46 Hz	3. horizontale Rumpfbiegeschwingung

4.3 Beispiel

- 1. vertikale Flügelbiegeschwingung:

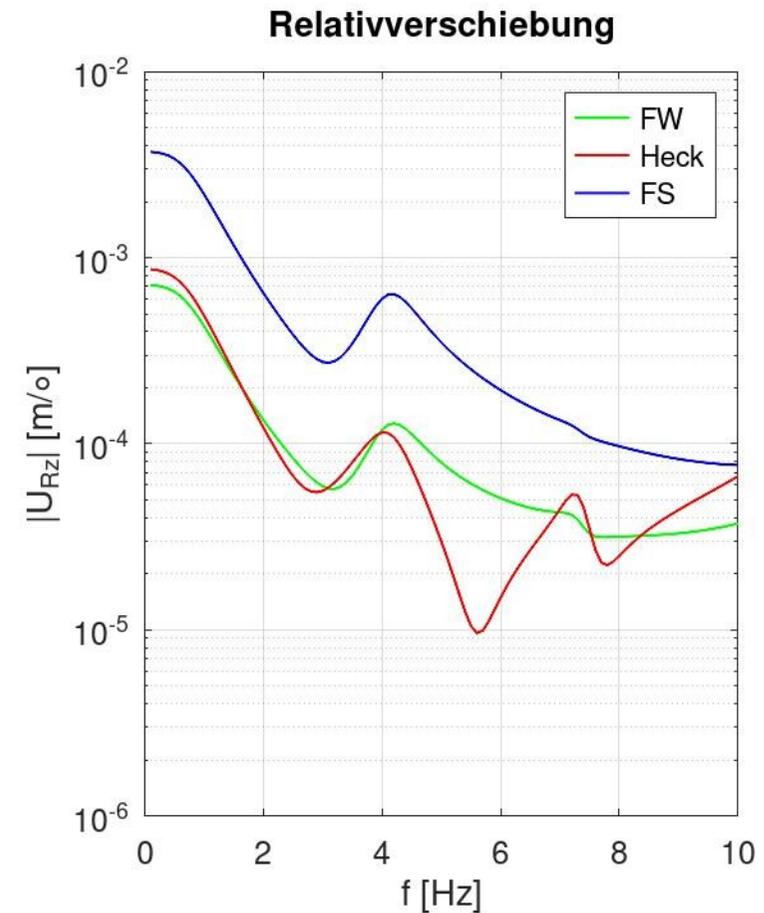
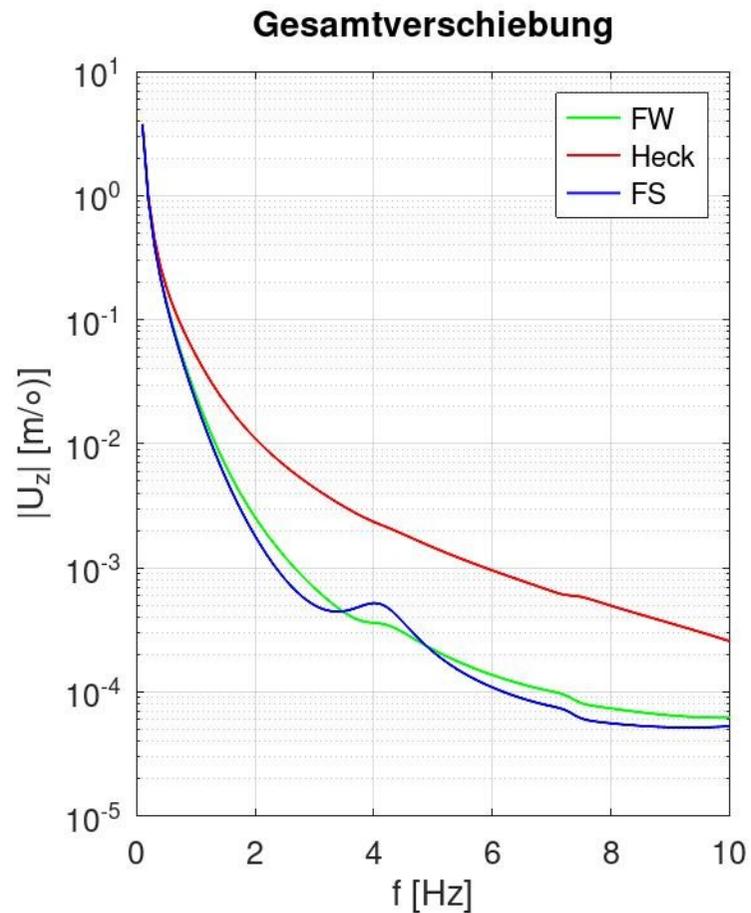


4.3 Beispiel

- Übertragungsfunktionen:
 - Die Übertragungsfunktionen werden mit der Methode der modalen Beschleunigungen im Frequenzbereich von 0,1 Hz bis 10 Hz mit einer Schrittweite von 0,1 Hz berechnet.
 - Eine Berechnung bei 0 Hz ist nicht möglich, da wegen der Starrkörperbewegungen keine eindeutige statische Lösung existiert.
 - Die Ergebnisse werden für die Darstellung und die Berechnung der transienten Antwort in einer binären Datei gespeichert.

4.3 Beispiel

- Verschiebungen:

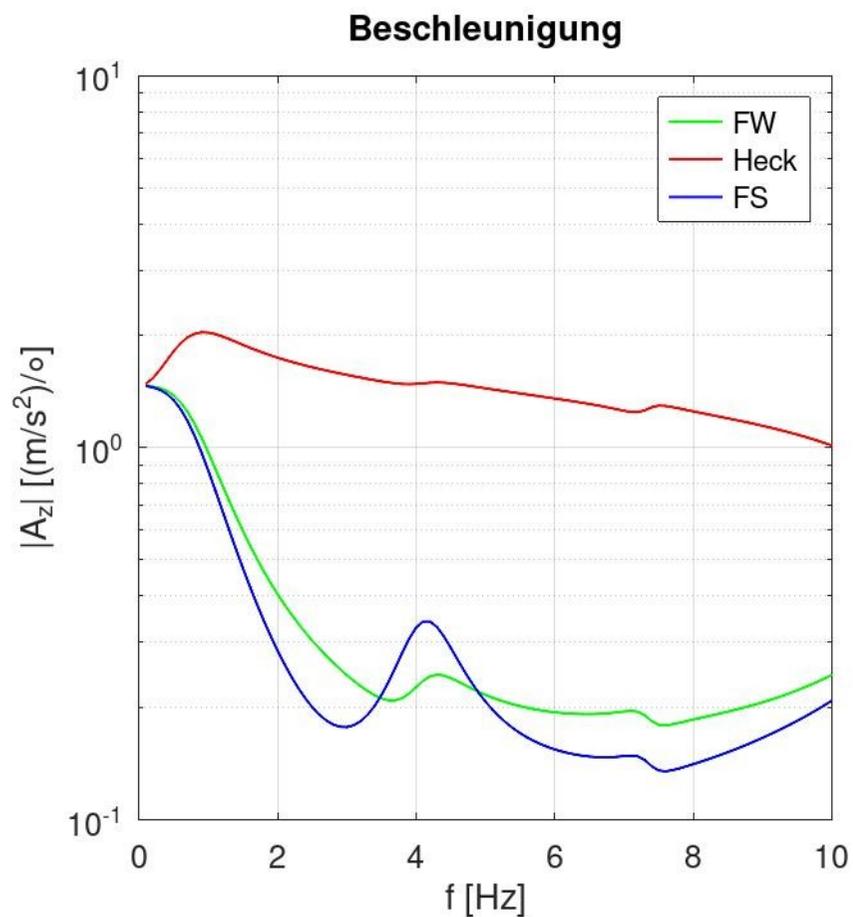


4.3 Beispiel

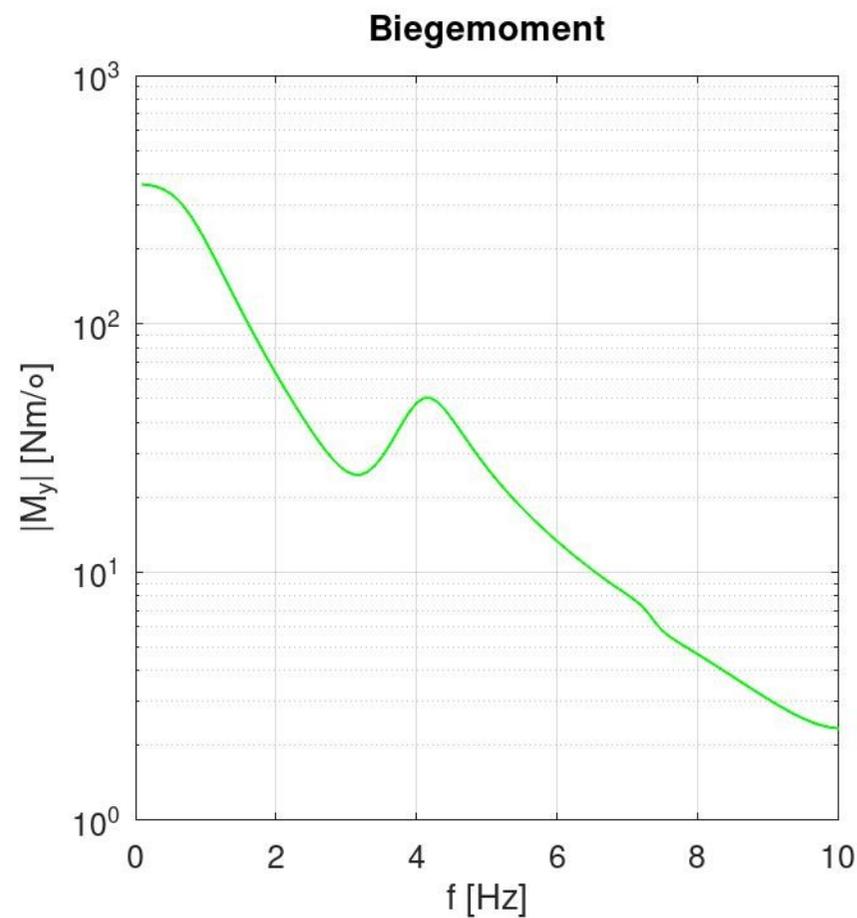
- Wegen der Starrkörperverschiebungen werden die Gesamtverschiebungen bei 0 Hz unendlich groß.
- Die elastischen Verschiebungen relativ zur Starrkörperbewegung sind bei diesem Beispiel sehr klein.

4.3 Beispiel

- Beschleunigungen:



- Biegemoment:

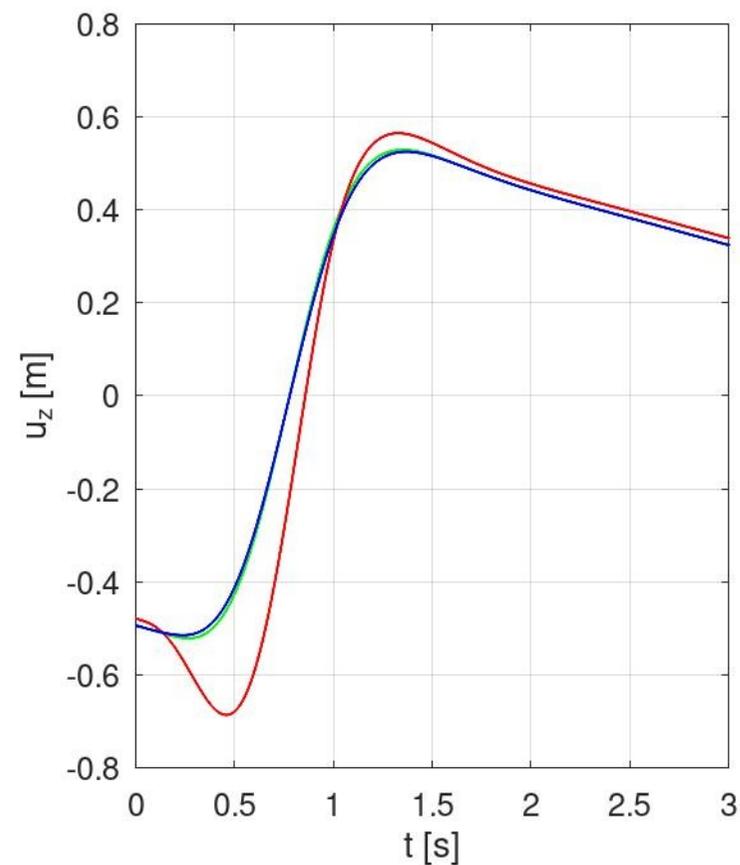
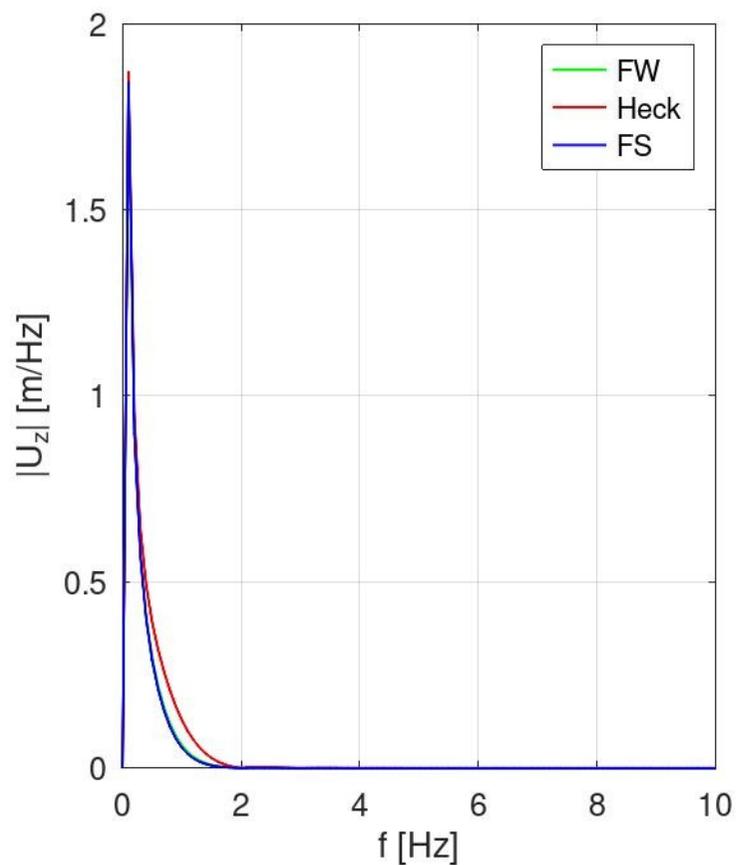


4.3 Beispiel

- Antworten:
 - Die folgenden Bilder zeigen die Fourier-Transformation der Antwort und den zeitlichen Verlauf der Antwort.
 - Die Fourier-Transformationen der Absolutverschiebung werden bei 0 Hz unendlich groß. Das zeigt, dass die Absolutverschiebungen nicht wieder auf null abklingen. Die Fourier-Transformationen existieren daher nicht.
 - Die zeitlichen Verläufe der Absolutverschiebungen sind daher physikalisch sinnlos. Sie beginnen nicht bei null.
 - Das Biegemoment bezieht sich auf das Balkenkoordinatensystem, dessen x -Achse zur Flügelspitze und dessen y -Achse zum Heck zeigt.

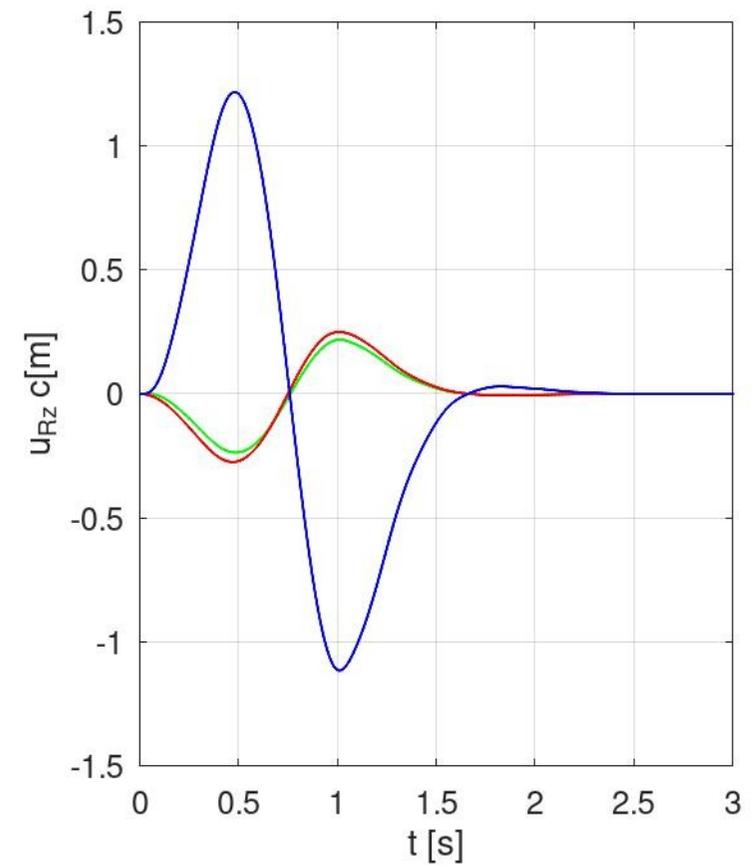
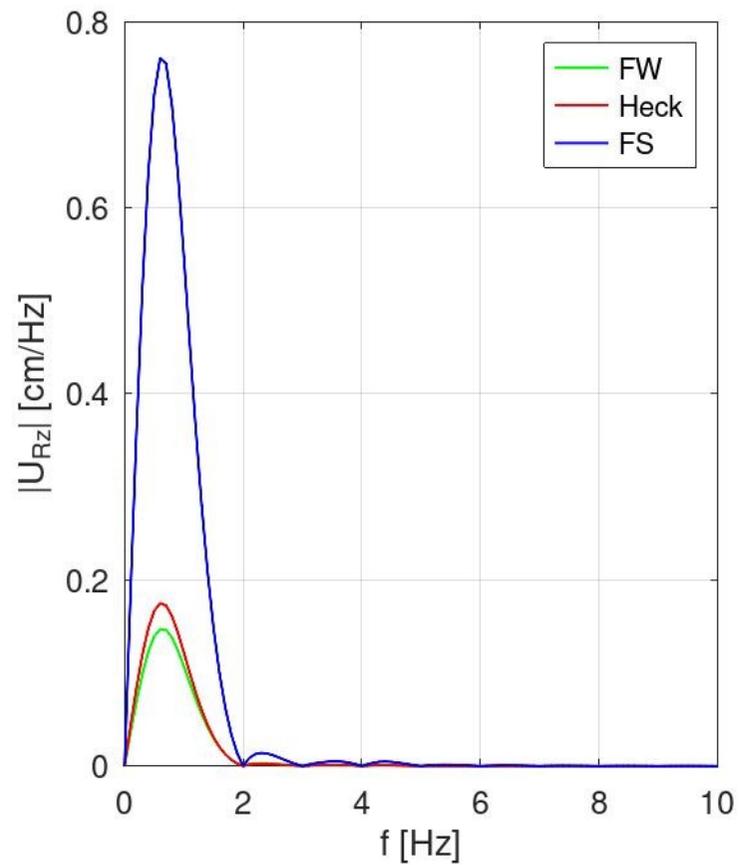
4.3 Beispiel

- Absolutverschiebungen:



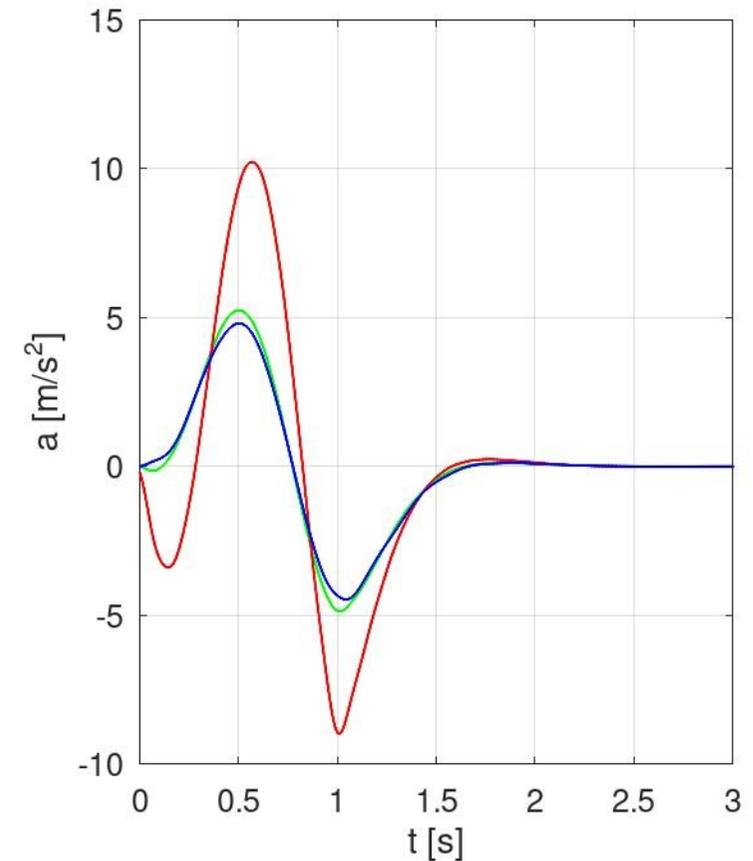
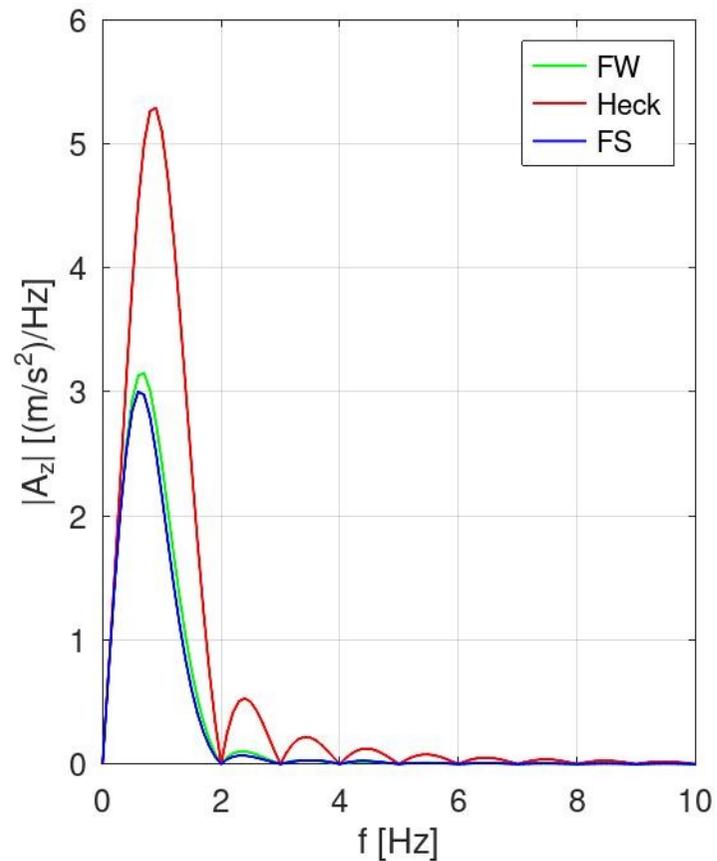
4.3 Beispiel

- Relativverschiebungen:



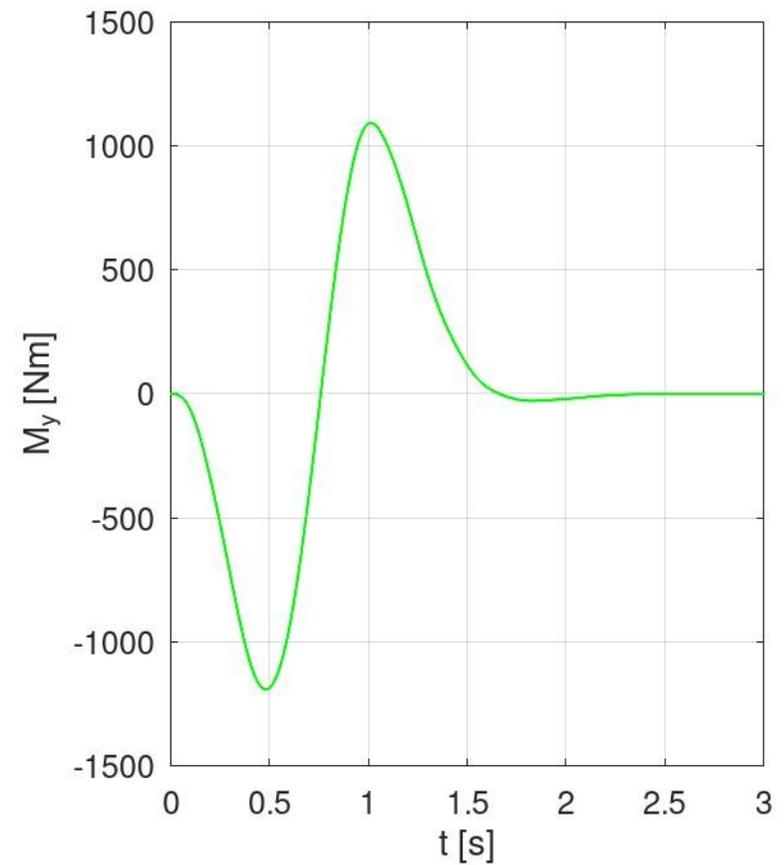
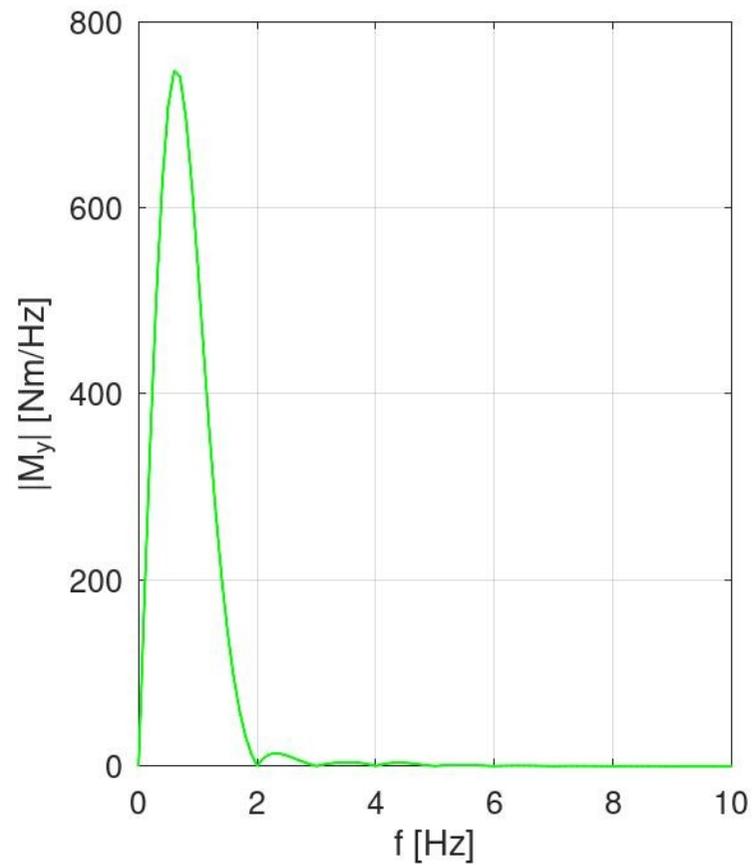
4.3 Beispiel

- Absolutbeschleunigungen:



4.3 Beispiel

- Biegemoment:



4.3 Beispiel

- Die Abbildungen zeigen:
 - Die 1. vertikale Flügelbiegeschwingung wird kaum angeregt. Grund dafür ist, dass die Fourier-Transformierte der Anregung bei der zugehörigen Frequenz von 4,12 Hz bereits sehr klein ist.
 - Die Beschleunigung am Heck ist deutlich größer als an der Flügelwurzel und an der Flügelspitze.
 - Das zeigt, dass die Antwort überwiegend aus einer Überlagerung der vertikalen Starrkörpertranslation und der Starrkörperrotation um die Querachse besteht.