

2. Trimm-Analysen

- In einer Trimm-Analyse werden die Trimm-Parameter bestimmt, die zu einem bestimmten stationären oder quasi-stationären Manöver gehören.
- Beispiel 1:
 - Das Flugzeug fliegt mit konstanter Geschwindigkeit geradeaus.
 - Die Beschleunigung in z-Richtung entspricht der Erdbeschleunigung. Alle anderen Beschleunigungen und Winkelbeschleunigungen sind null.
 - Zu bestimmen sind Anstellwinkel, Schiebewinkel, Höhenruder-, Querruder- und Seitenruderausschlag.

2. Trimm-Analysen

- Beispiel 2:
 - Das Flugzeug fliegt wie in Beispiel 1 mit konstanter Geschwindigkeit geradeaus.
 - Statt die Winkelbeschleunigung um die x -Achse zu null zu setzen, wird ein Querruderausschlag vorgeschrieben.
 - Zu bestimmen sind Anstellwinkel, Schiebewinkel, Höhenruder- und Seitenruderausschlag sowie die Winkelbeschleunigung um die x -Achse (Rollbeschleunigung).

2. Trimm-Analysen

- Beim 1. Beispiel handelt es sich um ein *stationäres* Manöver.
- Beim 2. Beispiel handelt es sich um ein *quasi-stationäres* Manöver. Es ist eine Näherung für ein instationäres Manöver, die nur unmittelbar nach dem Ruderausschlag gültig ist.

2. Trimm-Analysen

2.1 Trimm-Parameter

2.2 Das starre Flugzeug

2.3 Das flexible Flugzeug

2.1 Trimm-Parameter

- Die aerodynamischen Kräfte hängen ab von
 - der Richtung der Anströmgeschwindigkeit
 - den Klappenausschlägen
 - der Rotation des Flugzeugs
- Die Parameter, von denen die aerodynamischen Kräfte abhängen, heißen *Konfigurationsparameter*.
- Die Trägheitskräfte hängen von den Starrkörperbeschleunigungen ab.

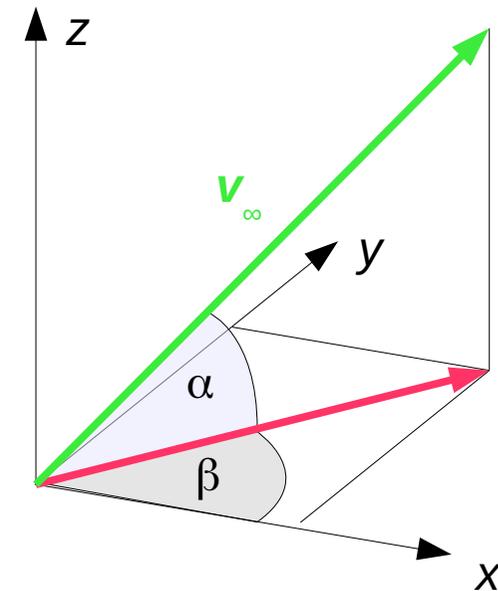
2.1 Trimm-Parameter

- Richtung der Anströmgeschwindigkeit:

- Die Richtung der Anströmgeschwindigkeit wird durch den *Anstellwinkel* α und den *Schiebewinkel* β beschrieben.
- Aus der Zeichnung kann abgelesen werden:

$$\begin{aligned} \mathbf{v}_\infty &= v_\infty \cos(\alpha) \cos(\beta) \mathbf{e}_x \\ &+ v_\infty \cos(\alpha) \sin(\beta) \mathbf{e}_y \\ &+ v_\infty \sin(\alpha) \mathbf{e}_z \end{aligned}$$

- Für kleine Winkel gilt: $\mathbf{v}_\infty = v_\infty (\mathbf{e}_x + \beta \mathbf{e}_y + \alpha \mathbf{e}_z)$



2.1 Trimm-Parameter

- Rotation des Flugzeugs:
 - Die Rotation des Flugzeugs beeinflusst den Abwind an den Kontrollpunkten.
 - Sie wird beschrieben durch die *Rollrate* $p = \omega_x$ um die x -Achse, die *Nickrate* $q = \omega_y$ um die y -Achse und die *Gierrate* $r = \omega_z$ um die z -Achse.
- Starrkörperbeschleunigungen:
 - Beschleunigungen a_x , a_y und a_z in x -, y - und z -Richtung
 - Winkelbeschleunigungen: Rollbeschleunigung \dot{p} , Nickbeschleunigung \dot{q} und Gierbeschleunigung \dot{r}

2.1 Trimm-Parameter

- Matrix der Trimm-Parameter:
 - Die Konfigurationsparameter werden in der Matrix $[u_K]$ zusammengefasst. Sie enthält den Anstellwinkel, den Schiebewinkel, die Klappenwinkel sowie die Nickrate, die Gierrate und die Rollrate.
 - Die Beschleunigungen werden in der Matrix $[a_R]$ zusammengefasst:

$$[a_R] = [a_x \quad a_y \quad a_z \quad \dot{p} \quad \dot{q} \quad \dot{r}]^T$$
 - Die Matrix $[t]$ der Trimm-Parameter enthält beide Matrizen:

$$[t] = \begin{bmatrix} [a_R] \\ [u_K] \end{bmatrix}$$

2.2 Das starre Flugzeug

- Dynamisches Gleichgewicht:
 - Das dynamische Gleichgewicht für das starre Flugzeug lautet:

$$[R]^T \left([l^0] + [l^A] \right) - [M_{RR}] [a_R] = [0]$$

- Matrix $[R]$ beschreibt die Starrkörperbewegungen:
 - Die ersten drei Spalten enthalten die Verschiebungen infolge von Einheitstranslationen in x-, y- und z-Richtung.
 - Die letzten drei Spalten enthalten die Verschiebungen infolge von Einheitsrotationen um die x-, y- und z-Achse.
 - Die Multiplikation mit $[R]^T$ liefert die resultierenden Kräfte und Momente eines Kraftsystems.

2.2 Das starre Flugzeug

- Matrix $[M_{RR}]$ ist die Massenmatrix des starren Flugzeugs:

$$[M_{RR}] = [R]^T [M] [R]$$

- Matrix $[l^0]$ enthält die Lasten, die nicht von der Strömung abhängen.

- Matrix $[l^A]$ enthält die aerodynamischen Lasten:

$$[l^A] = q_\infty \left([q^0] + [Q_K] [u_K] \right)$$

- Matrix $[q^0]$ enthält die aerodynamischen Lasten infolge der Wölbung der Skelettlinie.
- Der zweite Term enthält die aerodynamischen Lasten, die von den Konfigurationsparametern abhängen.

2.2 Das starre Flugzeug

- Einsetzen der aerodynamischen Lasten und Umstellen ergibt:

$$[M_{RR}][a_R] - q_\infty [R]^T [Q_K][u_K] = [R]^T ([l^0] + q_\infty [q^0])$$

- Mit der Trimm-Matrix $[T] = \begin{bmatrix} [M_{RR}] & -q_\infty [R]^T [Q_K] \end{bmatrix}$

folgt: $[T][t] = [R]^T ([l^0] + q_\infty [q^0])$

- Aus diesen sechs Gleichungen lassen sich sechs der Trimm-Parameter berechnen, wenn die anderen Trimm-Parameter gegeben sind.

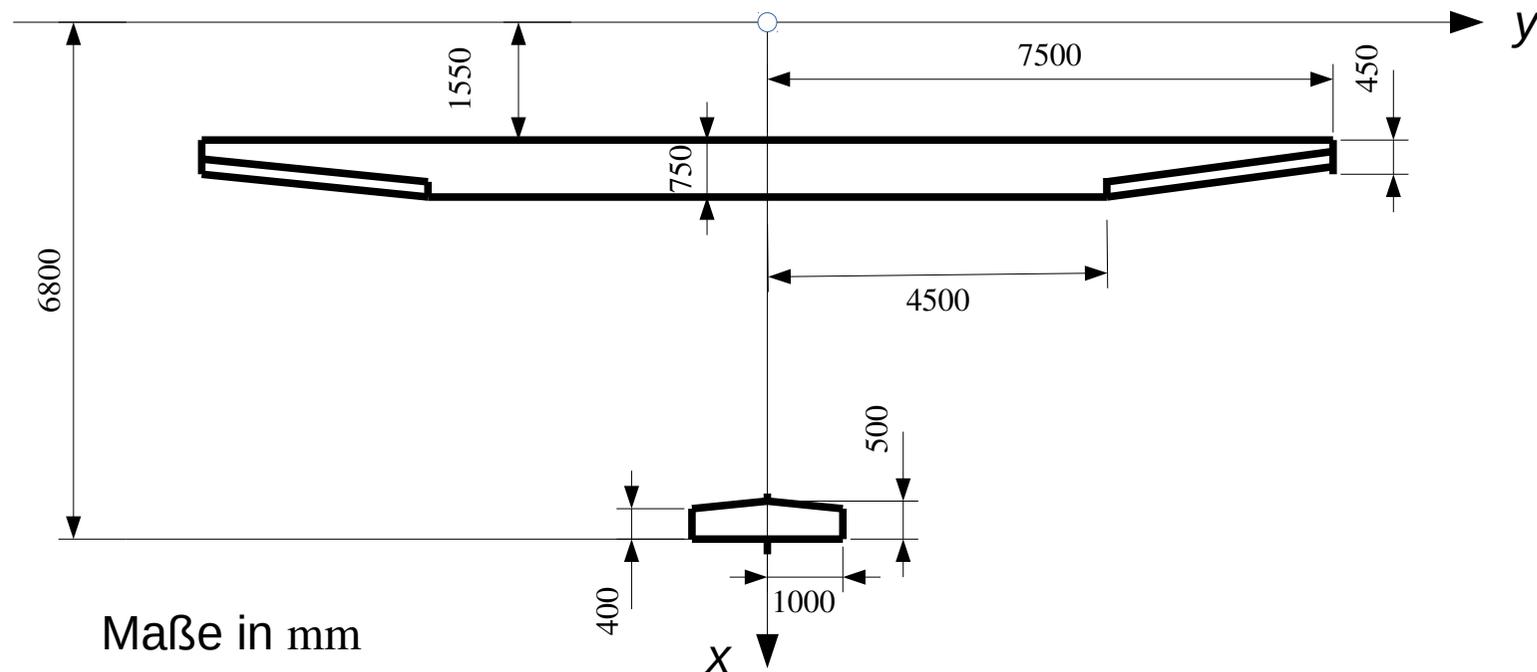
2.2 Das starre Flugzeug

- Bezeichnet Index L die unbekannten Trimm-Parameter und Index P die gegebenen Trimm-Parameter, so lautet die *Trimm-Gleichung* für das starre Flugzeug:

$$[T_L][t_L] = [R]^T \left([l^0] + q_\infty [q^0] \right) - [T_P][t_P]$$

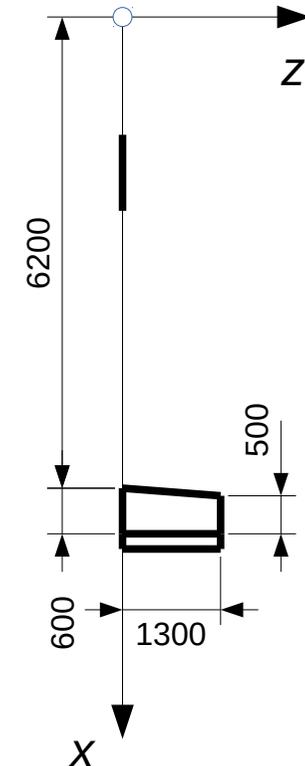
2.2 Das starre Flugzeug

- Beispiel: Standardklasse-Segelflugzeug
 - Geometrie:



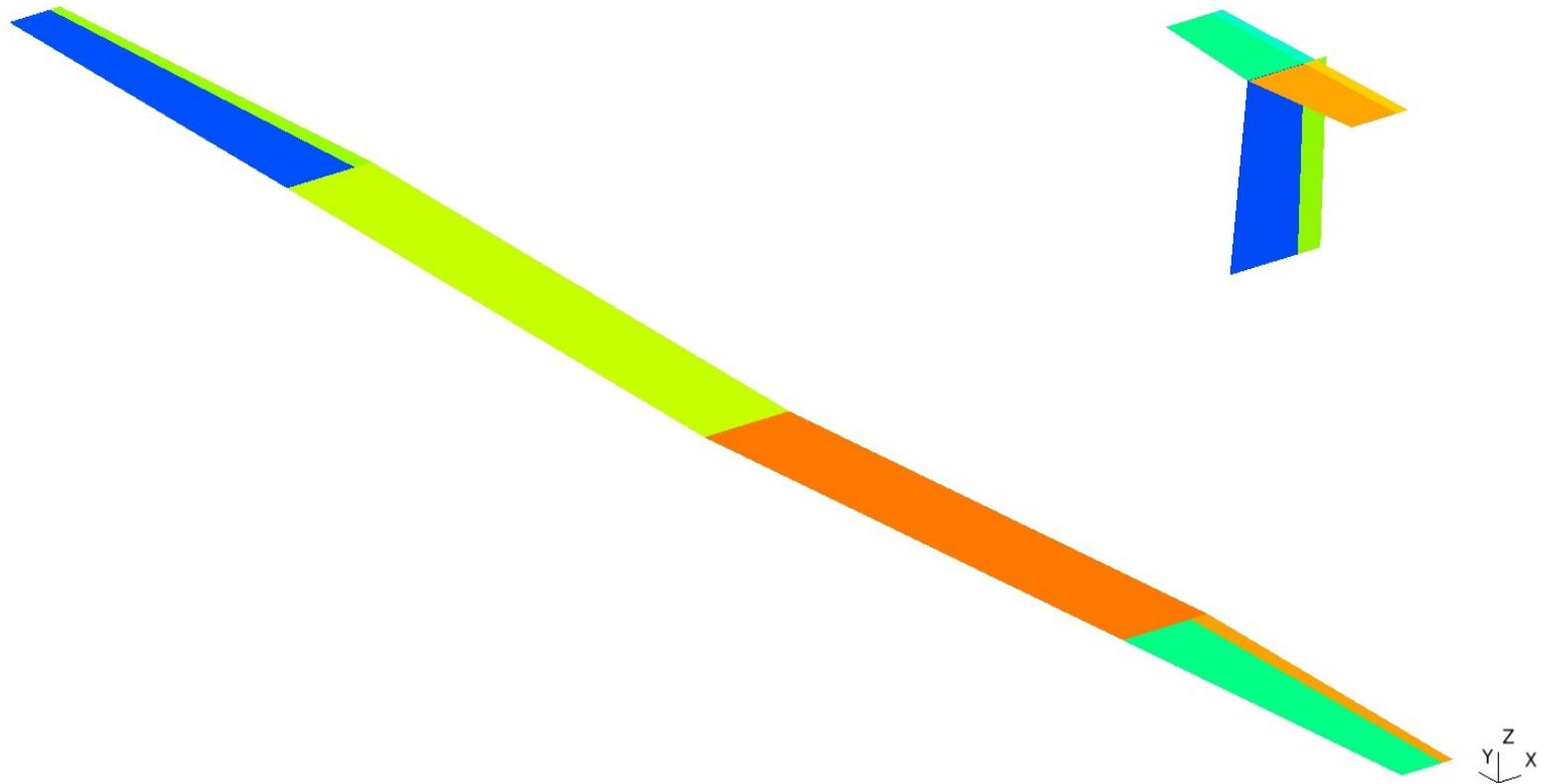
2.2 Das starre Flugzeug

- Aerodynamik:
 - Profil für Tragflügel: FX 66-S-196
 - V-Stellung: 2°
 - Symmetrische Profile für Leitwerke
 - Einstellwinkel an der Flügelwurzel: 0°
 - Einstellwinkel an der Flügelspitze: -2°
 - Einstellwinkel des Höhenruders: -3°
- Steuerflächen:
 - Höhenrudertiefe: 100 mm
 - Seitenrudertiefe: 200 mm
 - Klappentiefenverhältnis des Querruders: 20 %



2.2 Das starre Flugzeug

- Auftriebsflächen:



2.2 Das starre Flugzeug

- Masseneigenschaften:

- Schwerpunkt: $x_S = 1796$ mm, $y_S = 0$ mm, $z_S = 103,0$ mm
- Masse (mit Pilot): $m = 309$ kg
- Tragheitstensor bezüglich Schwerpunkt:

$$[J^S] = \begin{bmatrix} 2467 & 0 & -72,43 \\ 0 & 662,8 & 0 \\ -72,43 & 0 & 3083 \end{bmatrix} \text{kgm}^2$$

- Dichte der Luft: $\rho = 1,21$ kg/m³
- Geschwindigkeit: $v_\infty = 30$ m/s

2.2 Das starre Flugzeug

- Steuerung:
 - Der Höhenruderausschlag η_E ist positiv, wenn am Knüppel gezogen wird.
 - Der Seitenruderausschlag η_R ist positiv, wenn das rechte Seitenruder getreten wird.
 - Der Querruderausschlag η_A ist positiv, wenn der Knüppel nach rechts bewegt wird.
- Trimm-Parameter:
 - 8 Konfigurationsparameter: $\alpha, \beta, \eta_E, \eta_R, \eta_A, p, q, r$
 - 6 Starrkörperbeschleunigungen: $a_x, a_y, a_z, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r}$

2.2 Das starre Flugzeug

- Manöver 1: Geradeausflug
 - Vorgegeben sind die Beschleunigungen $a_y = 0$ und $a_z = g$, die Winkelbeschleunigungen $\dot{p} = \dot{q} = \dot{r} = 0$ und die Winkelgeschwindigkeiten $p = q = r = 0$.
 - Gesucht sind die Längsbeschleunigung a_x , der Anstellwinkel α , der Gierwinkel β und die Ruderausschläge.
 - Da keine Kräfte in x -Richtung wirken, muss die Längsbeschleunigung null sein.
 - Da es sich um ein symmetrisches Manöver handelt, müssen Schiebewinkel, Seiten- und Querruderausschlag null sein.

2.2 Das starre Flugzeug

- Vorgegeben sind die Beschleunigungen $a_y = 0$ und a_z , die Winkelbeschleunigungen $\dot{p} = \dot{q} = \dot{r} = 0$ und die Winkelgeschwindigkeiten $p = 0$, q und r .
- Die Winkelgeschwindigkeiten werden auf die Geschwindigkeit bezogen.
- Gesucht sind die Längsbeschleunigung a_x , der Anstellwinkel α , der Schiebewinkel β und die Ruderausschläge.

2.2 Das starre Flugzeug

- Manöver 3: Querruderausschlag
 - Vorgegeben sind die Beschleunigungen $a_y = 0$ und $a_z = g$, die Winkelbeschleunigungen $\dot{q} = \dot{r} = 0$, die Winkelgeschwindigkeiten $p = q = r = 0$ und der Querruderausschlag $\eta_A = 1^\circ$.
 - Gesucht sind die Längsbeschleunigung a_x , der Anstellwinkel α , der Gierwinkel β , die Rollbeschleunigung \dot{p} sowie der Seiten- und der Höhenruderausschlag zum Zeitpunkt unmittelbar nach dem Querruderausschlag.
- Die Manöver 1 und 2 sind stationäre Manöver. Manöver 3 ist ein quasistationäres Manöver.

2.2 Das starre Flugzeug

- Ergebnisse:

	Manöver 1	Manöver 2	Manöver 3	
a_x	0	0	0	m/s ²
a_y	0	0	0	m/s ²
a_z	9,81	11,33	9,81	m/s ²
\dot{p}	0	0	-0.1420	1/s ²
\dot{q}	0	0	0	1/s ²
\dot{r}	0	0	0	1/s ²
α	1,826°	2,607°	1,826°	
β	0°	1,321°	-2,933°	

2.2 Das starre Flugzeug

	Manöver 1	Manöver 2	Manöver 3	
p/v_∞	0	0	0	1/m
q/v_∞	0	0,003147	0	1/m
r/v_∞	0	0,005450	0	1/m
η_A	0°	-0,1404°	1°	
η_E	-1,202°	1,278°	-1,202°	
η_R	0°	-0,4309°	-4,319°	

- Die schwarzen Werte sind vorgegeben.
- Die roten Werte sind berechnet.

2.3 Das flexible Flugzeug

- Trimm-Gleichungen:
 - Die Bewegungsgleichung für das flexible Flugzeug lautet

$$[M][\ddot{u}^G] + [D][\dot{u}^G] + [K][u^G] = [l^0] + [l^A]$$

mit den Trägheitslasten	$[M][\ddot{u}^G]$
den Dämpfungslasten	$[D][\dot{u}^G]$
den elastischen Lasten	$[K][u^G]$
den äußeren Lasten	$[l^0]$
den aerodynamischen Lasten	$[l^A]$

2.3 Das flexible Flugzeug

- Die gesamten Verschiebungen $[u^G]$ setzen sich zusammen aus der Starrkörperbewegung $[u^R]$ und den elastischen Verschiebungen $[u]$:

$$[u^G] = [u^R] + [u]$$

- In der stationären Aeroelastik wird vorausgesetzt, dass alle Lasten zeitlich konstant sind.
- Damit die elastischen Lasten zeitlich konstant sind, müssen die elastischen Verschiebungen zeitlich konstant sein.
- Daher gilt: $[\dot{u}^G] = [\dot{u}^R]$, $[\ddot{u}^G] = [\ddot{u}^R]$

2.3 Das flexible Flugzeug

- Die elastischen Lasten hängen nur von den elastischen Verschiebungen ab:

$$[K][u^G] = [K][u]$$

- Dämpfungslasten werden durch Verformungen und Relativbewegungen verursacht. Daher gilt:

$$[D][\dot{u}^R] = [0]$$

- Für die Starrkörperbeschleunigungen gilt wie beim starren Flugzeug:

$$[\ddot{u}^R] = [R][a_R]$$

- Für die aerodynamischen Lasten gilt wie beim eingespannten Flügel:

$$[l^A] = q_\infty \left([q^0] + [Q_K][u_K] + [Q][u] \right)$$

2.3 Das flexible Flugzeug

- Einsetzen in die Bewegungsgleichung ergibt:

$$[K][u] = [l^0] - [M][R][a_R] + q_\infty \left([q^0] + [Q_K][u_K] + [Q][u] \right)$$

- Zusätzlich zu den elastischen Verschiebungen $[u]$ sind sechs der Trimm-Parameter aus $[a_R]$ und $[u_K]$ unbekannt.
- Da die Steifigkeitsmatrix $[K]$ singularär ist, ist das Gleichungssystem nur lösbar, wenn gilt:

$$[0] = [R]^T \left([l^0] - [M][R][a_R] + q_\infty \left([q^0] + [Q_K][u_K] + [Q][u] \right) \right)$$

- Diese sechs Gleichungen beschreiben das dynamische Gleichgewicht:

$$[R]^T [l^0] + q_\infty [R]^T \left([q^0] + [Q_K][u_K] + [Q][u] \right) - [M_{RR}][a_R] = [0]$$

2.3 Das flexible Flugzeug

- Daraus folgt die Trimm-Gleichung für das flexible Flugzeug:

$$[M_{RR}][a_R] - q_\infty [R]^T ([Q_K][u_K] + [Q][u]) = [R]^T ([l^0] + q_\infty [q^0])$$

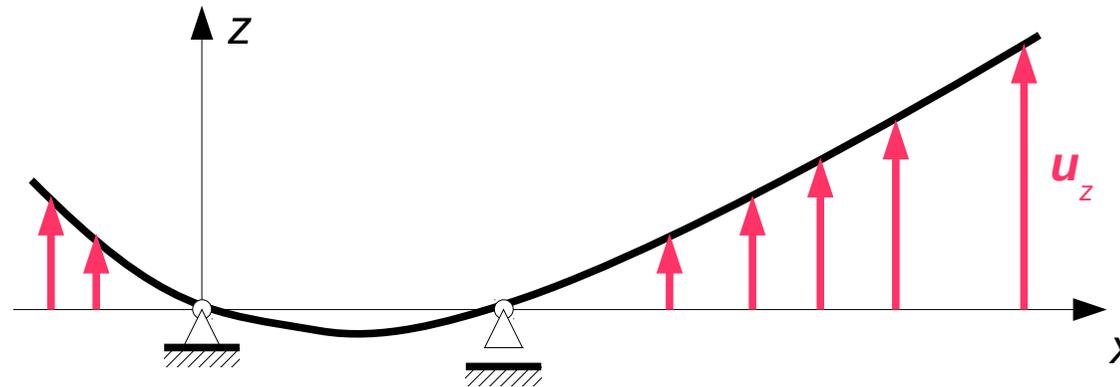
- Gegenüber der Trimm-Gleichung für das starre Flugzeug enthält sie einen zusätzlichen Term, der von den elastischen Verschiebungen abhängt, und ist damit mit der Bewegungsgleichung gekoppelt.
- Bezugssysteme:
 - Da das Flugzeug nicht gelagert ist, ist die Lösung der Bewegungsgleichung nicht eindeutig.
 - Zwei Lösungen können sich jedoch nur durch eine Linearkombination von Starrkörperbewegungen unterscheiden.

2.3 Das flexible Flugzeug

- Um die Lösung eindeutig zu machen, werden sechs weitere Bedingungen benötigt.
- Diese Bedingungen legen ein Bezugssystem für die elastischen Verschiebungen fest.
- Fiktive Lagerung:
 - Das Flugzeug wird statisch bestimmt gelagert, indem die Verschiebungen an sechs geeignet gewählten Freiheitsgraden zu null gesetzt werden.
 - Die elastischen Verschiebungen sind dann Verschiebungen relativ zu einem Bezugssystem, das an diesen sechs Freiheitsgraden mit dem Flugzeug verbunden ist.

2.3 Das flexible Flugzeug

- 2-dimensionale Darstellung des Bezugssystems:

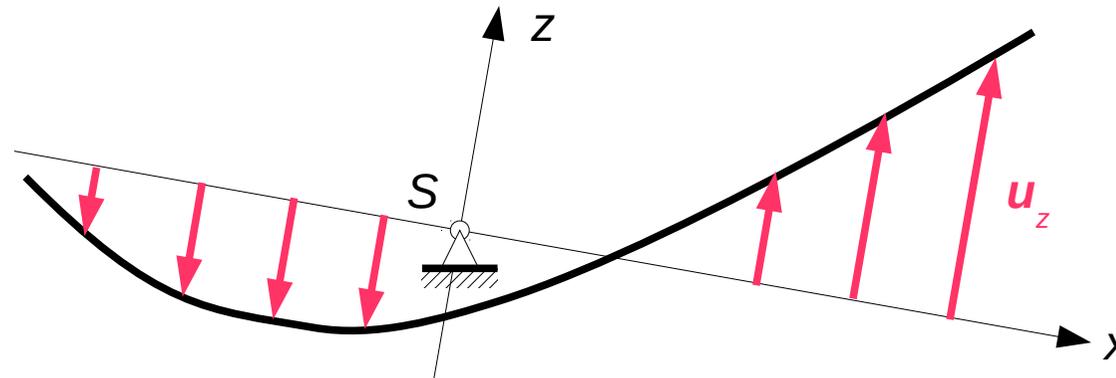


- Trägheitsachsensystem:

- Das Trägheitsachsensystem hat seinen Ursprung im Schwerpunkt der verformten Struktur.

2.3 Das flexible Flugzeug

- Das System dreht sich so, dass sich die Richtung der Hauptträgheitsachsen relativ zum Trägheitsachsensystem nicht ändert.
- 2-dimensionale Darstellung des Trägheitsachsensystems:



2.3 Das flexible Flugzeug

- Bei einer freien Schwingung des nicht gelagerten Flugzeugs greifen am Flugzeug keine Kräfte und Momente an.
- Daher ändert sich die Lage des Schwerpunkts und die Orientierung der Hauptträgheitsachsen nicht.
- Die freien Schwingungen sind massenorthogonal bezüglich den Starrkörperbewegungen:

$$[R]^T [M] [x_n] = [0]$$

- Sie bilden eine Basis des Unterraums der Verschiebungen, bei denen sich Schwerpunkt und Hauptträgheitsachsen nicht ändern.
- Die elastischen Verschiebungen bezüglich dem Trägheitsachsensystem können daher als Linearkombination der freien Schwingungen dargestellt werden.

2.3 Das flexible Flugzeug

- Damit müssen sie massenorthogonal bezüglich den Starrkörperbewegungen sein:

$$[R]^T [M] [u] = [0]$$

- Durch diese sechs Bedingungen sind die elastischen Verschiebungen eindeutig festgelegt.
 - Das Trägheitsachsensystem wird im Englischen als *Mean Axes System* bezeichnet.
- Die elastischen Verschiebungen, der Anstellwinkel und der Schiebewinkel hängen vom gewählten Bezugssystem ab.
 - Alle anderen Ergebnisse sind unabhängig vom Bezugssystem.

2.3 Das flexible Flugzeug

- Lösung mit fiktiver Lagerung:
 - Die Verschiebungen an der fiktiven Lagerung werden zu null gesetzt.
 - Der Index L kennzeichnet die verbleibenden Freiheitsgrade und der Index G die Menge aller Freiheitsgrade.
 - Aus der Bewegungsgleichung

$$\left([K_{LL}] - q_\infty [Q_{LL}] \right) [u_L] = [l_L^0] - [M_{LG}] [R] [a_R] + q_\infty \left([q_L^0] + [Q_{LK}] [u_K] \right)$$

folgt:

$$[u_L] = \left([K_{LL}] - q_\infty [Q_{LL}] \right)^{-1} \left([l_L^0] - [M_{LG}] [R] [a_R] + q_\infty \left([q_L^0] + [Q_{LK}] [u_K] \right) \right)$$

2.3 Das flexible Flugzeug

- Mit den Matrizen $[u_L^0] = ([K_{LL}] - q_\infty [Q_{LL}])^{-1} ([l_L^0] + q_\infty [q_L^0])$

und $[U_{LT}] = ([K_{LL}] - q_\infty [Q_{LL}])^{-1} [[M_{LG}][R] - q_\infty [Q_{LK}]]$

gilt: $[u_L] = [u_L^0] - [U_{LT}][t]$

- Die Matrix $[u_L^0]$ enthält die Verschiebungen infolge der bekannten äußeren Kräfte und der aerodynamischen Kräfte infolge der Wölbung der Skelettlinie.
- Die Matrix $[U_{LT}]$ beschreibt die lineare Abhängigkeit der Verschiebungen von den Trimm-Parametern, die wie beim starren Flugzeug in der Matrix $[t]$ zusammengefasst sind.

2.3 Das flexible Flugzeug

- Einsetzen in die Trimm-Gleichung ergibt:

$$\begin{aligned} [M_{RR}][a_R] - q_\infty [R]^T [Q_K][u_K] + q_\infty [R]^T [Q_{GL}][U_{LT}][t] \\ = [R]^T \left([l^0] + q_\infty \left([q^0] + [Q_{GL}][u_L^0] \right) \right) \end{aligned}$$

- Mit der Trimm-Matrix

$$[T^F] = \left[[M_{RR}] \quad -q_\infty [R]^T [Q_K] \right] + q_\infty [R]^T [Q_{GL}][U_{LT}]$$

des flexiblen Flugzeugs folgt:

$$[T^F][t] = [R]^T \left([l^0] + q_\infty \left([q^0] + [Q_{GL}][u_L^0] \right) \right)$$

- Im Vergleich zum starren Flugzeug enthält die Matrix $[T^F]$ einen zusätzlichen Term, der die elastischen Inkremente beschreibt.

2.3 Das flexible Flugzeug

- Der zusätzliche Term auf der rechten Seite beschreibt die elastischen Inkremente infolge der Verformung, die durch die äußeren Lasten und die aerodynamischen Kräfte infolge der Wölbung der Skelettlinie verursacht werden.
- Wie im Falle des starren Flugzeugs werden die Trimm-Parameter in bekannte (Index P) und unbekannte (Index L) Parameter unterteilt.
- Dann lautet die Trimm-Gleichung für das flexible Flugzeug:

$$[T_L^F][t_L] = [R]^T \left([l^0] + q_\infty \left([q^0] + [Q_{GL}][u_L^0] \right) \right) - [T_P^F][t_P]$$

2.3 Das flexible Flugzeug

- Die Lösung mit fiktiver Lagerung wird in Nastran als *Restraigned Analysis* bezeichnet.
- Lösung im Trägheitsachsensystem:
 - Die elastischen Verschiebungen unterscheiden sich nur um eine Starrkörperbewegung von den mit fiktiver Lagerung berechneten Verschiebungen:

$$[u]_M = \begin{bmatrix} [u_L] \\ [0] \end{bmatrix} + [R][q_R]$$

- Aus der Bedingung $[R]^T [M][u]_M = [0]$

folgt: $[R]^T [M_{GL}][u_L] + [M_{RR}][q_R] = [0]$

2.3 Das flexible Flugzeug

- Auflösen ergibt: $[q_R] = -[M_{RR}]^{-1}[R]^T[M_{GL}][u_L]$
- Zur Bestimmung der Trimm-Parameter werden die Verschiebungen $[u]_M$ in die Trimm-Gleichung eingesetzt:

$$[M_{RR}][a_R] - q_\infty [R]^T [Q_K][u_K] = [R]^T \left([l^0] + q_\infty \left([q^0] + [Q][u]_M \right) \right)$$

- Mit der Trimm-Matrix $[T] = \begin{bmatrix} [M_{RR}] & -q_\infty [R]^T [Q_K] \end{bmatrix}$

lautet die Trimm-Gleichung: $[T][t] = [R]^T \left([l^0] + q_\infty \left([q^0] + [Q][u]_M \right) \right)$

- Sie wird genauso wie im Fall des starren Flugzeugs nach den unbekanntem Trimm-Parametern aufgelöst.

2.3 Das flexible Flugzeug

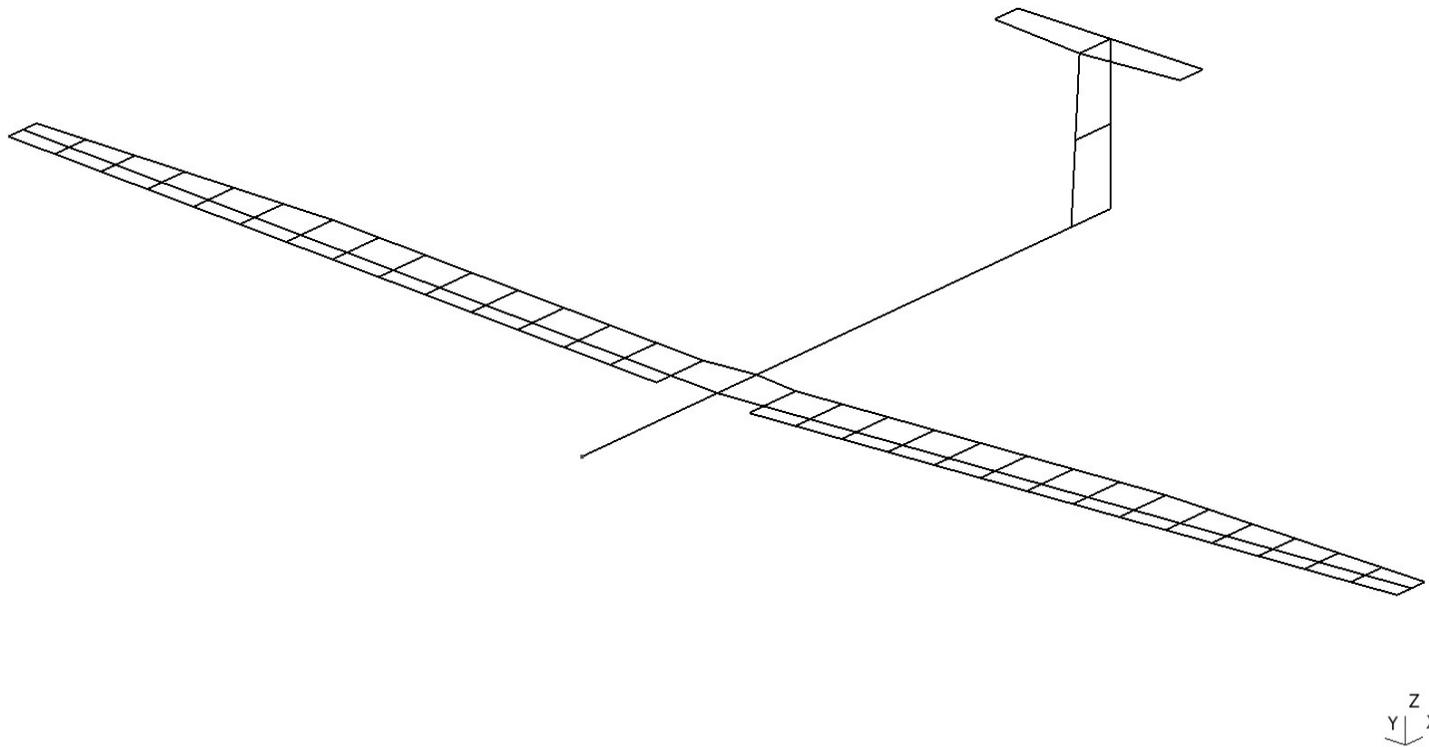
- Nur die Werte für den Anstellwinkel und den Schiebewinkel dürfen sich von den mit fiktiver Lagerung ermittelten Werten unterscheiden.
- Die Lösung im Trägheitsachsensystem wird in Nastran als *Unrestrained Analysis* bezeichnet.

2.3 Das flexible Flugzeug

- Beispiel: Standardklasse-Segelflugzeug
 - Die Daten sind die gleichen wie beim starren Flugzeug.
 - Die Struktur des Segelflugzeugs wird durch ein einfaches Balkenmodell abgebildet.
 - Es werden die gleichen Manöver untersucht wie beim starren Flugzeug:
 - Manöver 1: Geradeausflug
 - Manöver 2: Kurvenflug
 - Manöver 3: Querruderausschlag

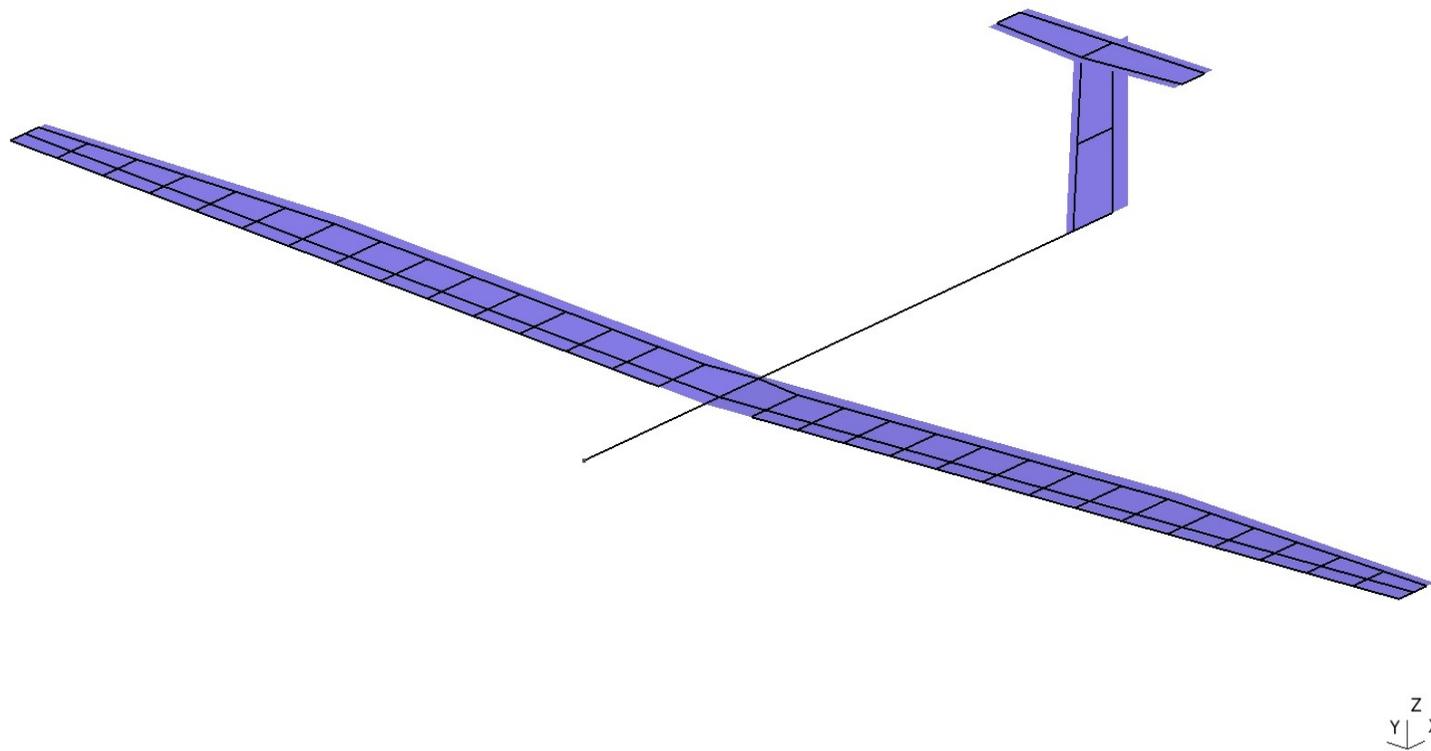
2.3 Das flexible Flugzeug

- Strukturmodell:



2.3 Das flexible Flugzeug

- Strukturmodell und aerodynamisches Modell:



2.3 Das flexible Flugzeug

- Fiktive Lagerung:

- Knoten 6:

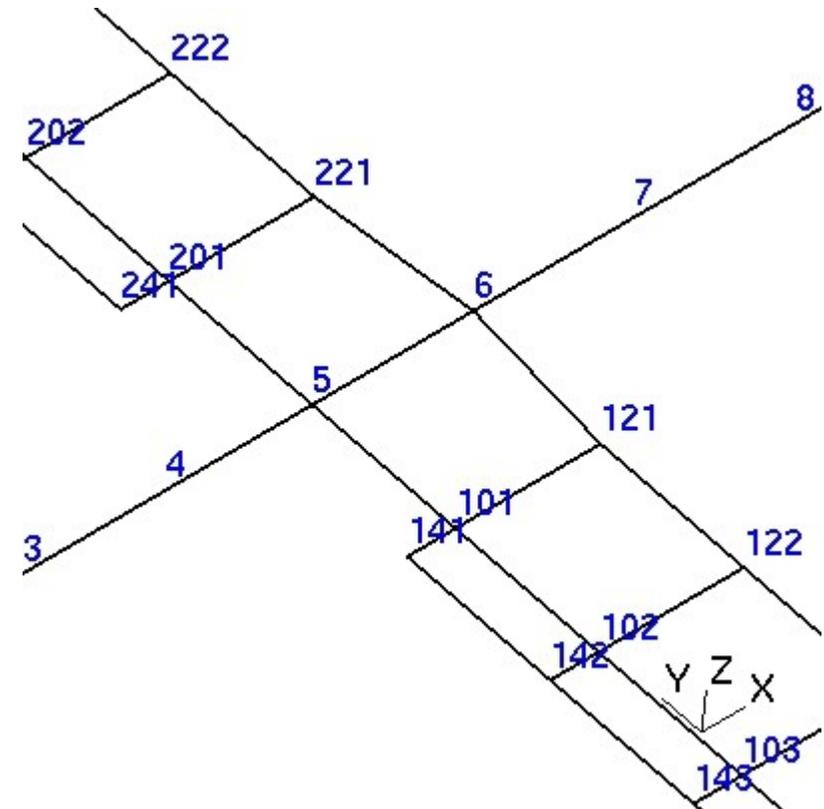
$$u_x = u_y = u_z = 0$$

- Knoten 101:

$$u_x = u_z = 0$$

- Knoten 201:

$$u_z = 0$$



2.3 Das flexible Flugzeug

- Ergebnisse für Manöver 1:
 - Die berechneten Trimm-Parameter sind **rot**.

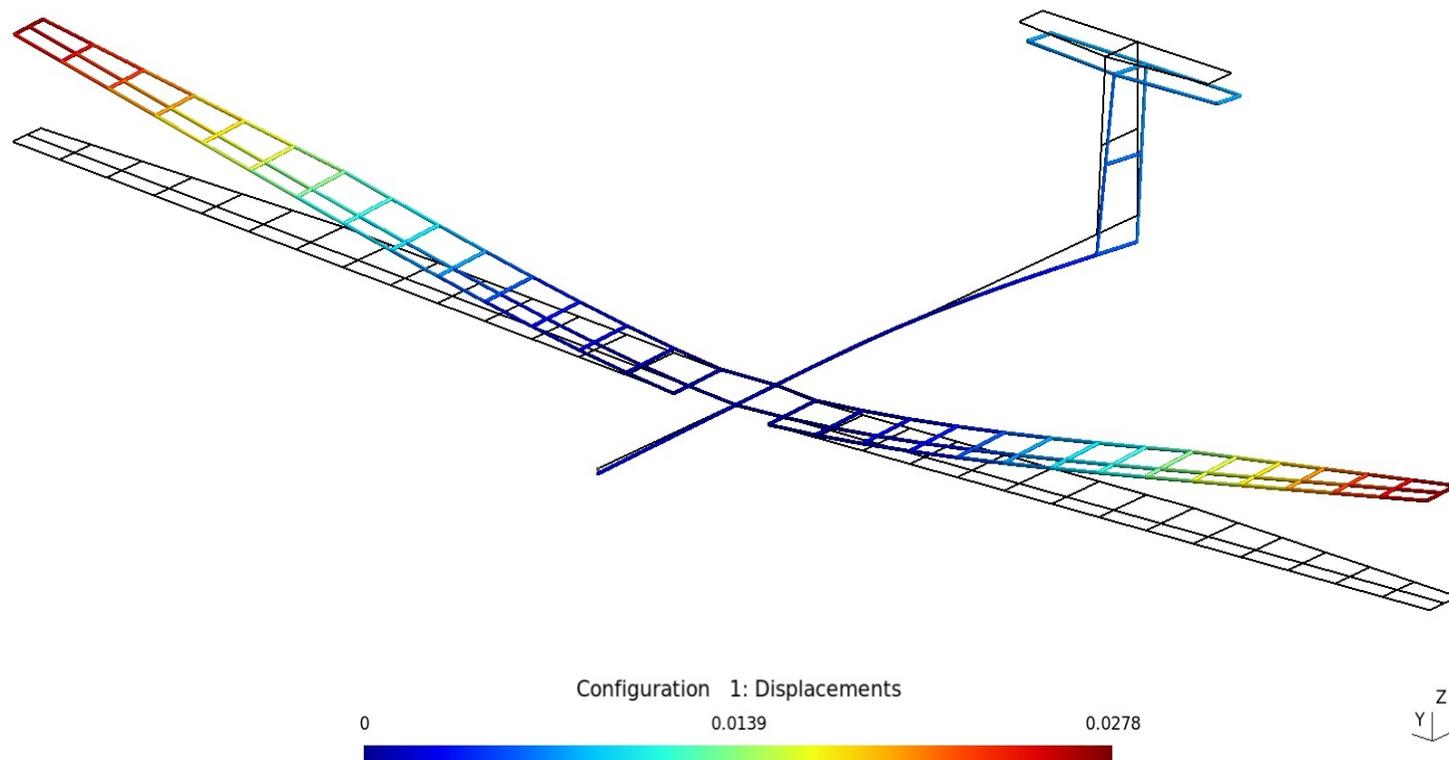
	starr	fiktive Lagerung	Trägheitsachsen	
a_x	0	0	0	m/s ²
a_y	0	0	0	m/s ²
a_z	9,81	9,81	9,81	m/s ²
\dot{p}	0	0	0	1/s ²
\dot{q}	0	0	0	1/s ²
\dot{r}	0	0	0	1/s ²

2.3 Das flexible Flugzeug

	starr	fiktive Lagerung	Trägheitsachsen	
α	1,826°	1,885°	1,937°	
β	0°	0°	0°	
p/v_∞	0	0	0	1/m
q/v_∞	0	0	0	1/m
r/v_∞	0	0	0	1/m
η_A	0°	0°	0°	
η_E	-1.202°	-0,8202°	-0,8202°	
η_R	0°	0°	0°	

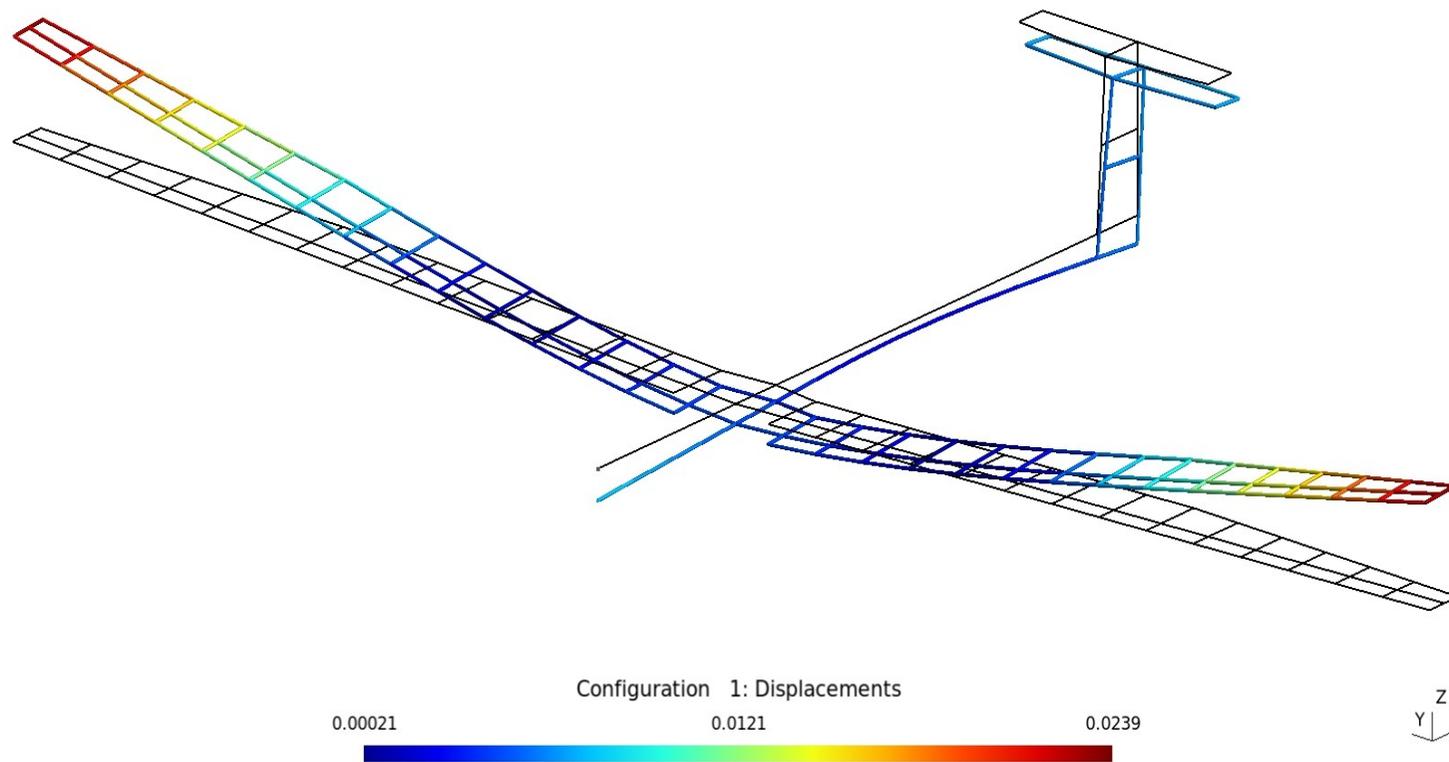
2.3 Das flexible Flugzeug

- Verformung bezüglich fiktiver Lagerung:



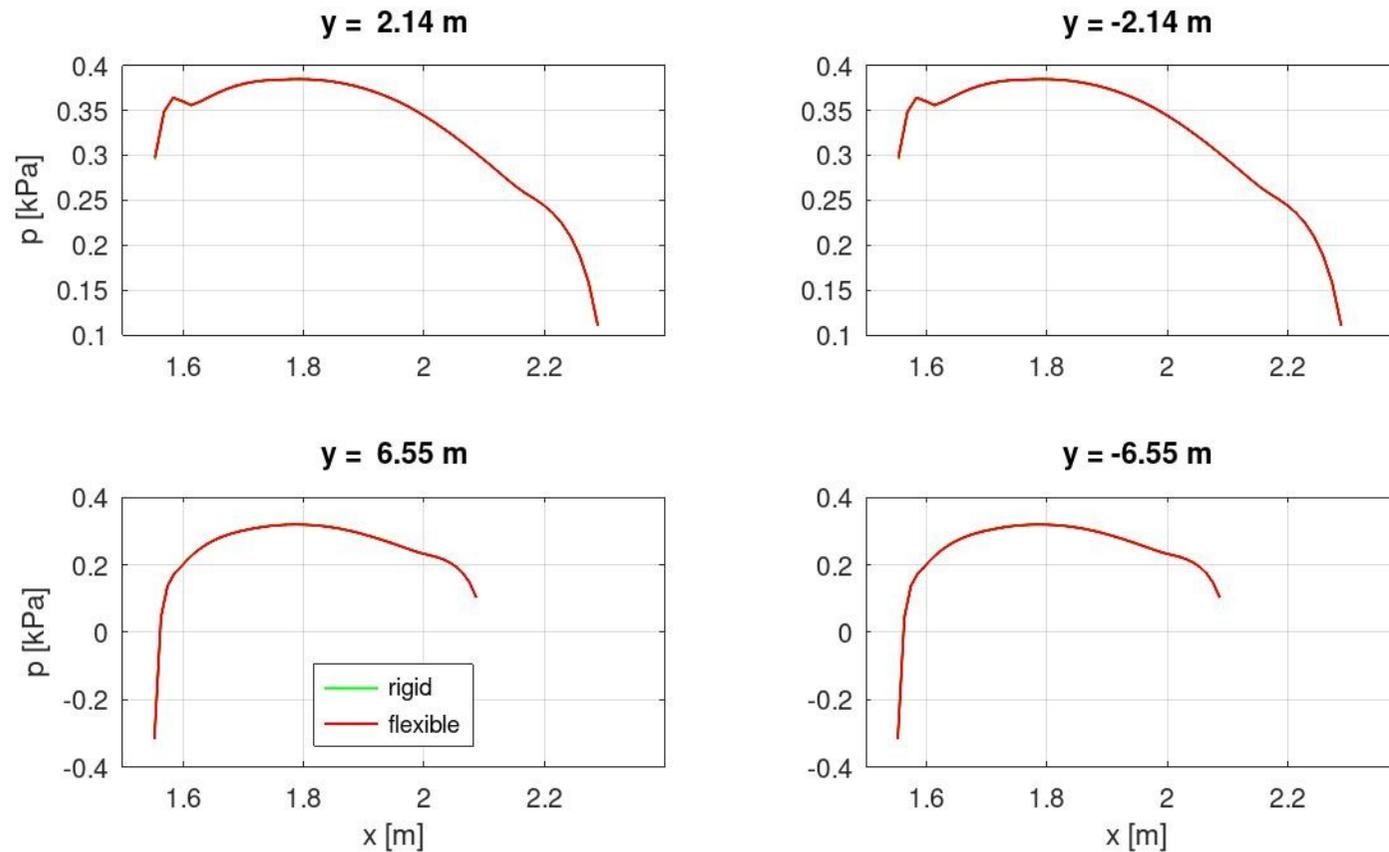
2.3 Das flexible Flugzeug

- Verformung bezüglich Trägheitsachsen:



2.3 Das flexible Flugzeug

- Druck in ausgewählten Flügelschnitten:



2.3 Das flexible Flugzeug

- Ergebnisse für Manöver 2:
 - Die berechneten Trimm-Parameter sind **rot**.

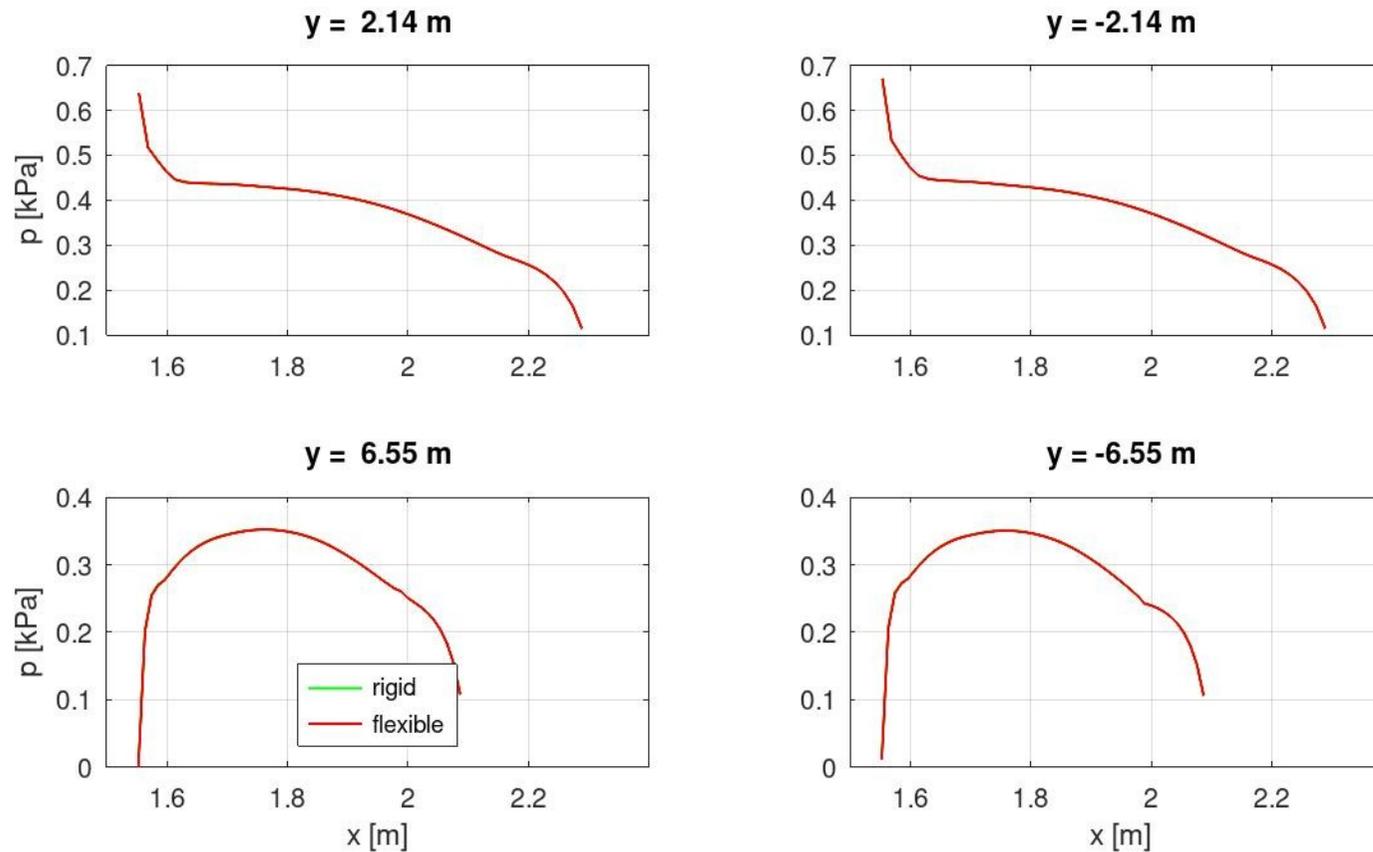
	starr	fiktive Lagerung	Trägheitsachsen	
a_x	0	0	0	m/s ²
a_y	0	0	0	m/s ²
a_z	11,33	11,33	11,33	m/s ²
\dot{p}	0	0	0	1/s ²
\dot{q}	0	0	0	1/s ²
\dot{r}	0	0	0	1/s ²

2.3 Das flexible Flugzeug

	starr	fiktive Lagerung	Trägheitsachsen	
α	2,607°	2,671°	2,728°	
β	1,321°	1,325°	1,323°	
p/v_∞	0	0	0	1/m
q/v_∞	0,003147	0,003147	0,003147	1/m
r/v_∞	0,005450	0,005450	0,005450	1/m
η_A	-0,1404°	-0,1414°	-0,1414°	
η_E	1,278°	1,704°	1,704°	
η_R	-0,4209°	-0,4221°	-0,4221°	

2.3 Das flexible Flugzeug

- Druck in ausgewählten Flügelschnitten:



2.3 Das flexible Flugzeug

- Ergebnisse für Manöver 3:
 - Die berechneten Trimm-Parameter sind **rot**.

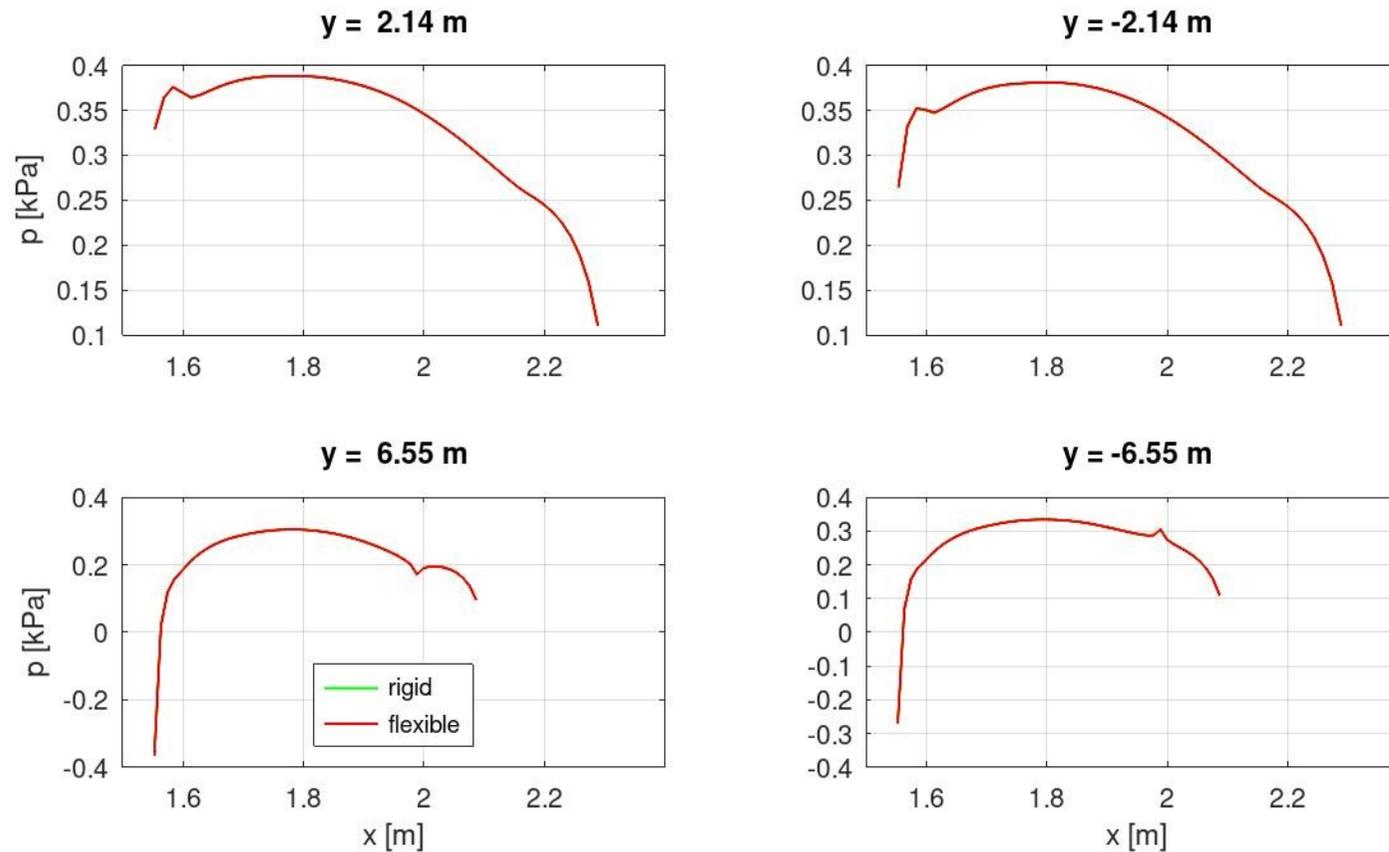
	starr	fiktive Lagerung	Trägheitsachsen	
a_x	0	0	0	m/s ²
a_y	0	0	0	m/s ²
a_z	9,81	9,81	9,81	m/s ²
\dot{p}	-0,1420	-0,1420	-0,1420	1/s ²
\dot{q}	0	0	0	1/s ²
\dot{r}	0	0	0	1/s ²

2.3 Das flexible Flugzeug

	starr	fiktive Lagerung	Trägheitsachsen	
α	1,826°	1,885°	1,937°	
β	-2,933°	-2,894°	-2,895°	
p/v_∞	0	0	0	1/m
q/v_∞	0	0	0	1/m
r/v_∞	0	0	0	1/m
η_A	1°	1°	1°	
η_E	-1,202°	-0,8202°	-0,8202°	
η_R	-4,319°	-4,325°	-4,325°	

2.3 Das flexible Flugzeug

- Druck in ausgewählten Flügelschnitten:



2.3 Das flexible Flugzeug

- Querkraft und Biegemoment im Hauptholm:

