



DLRK 2022

**DEUTSCHER LUFT- UND
RAUMFAHRTKONGRESS**

27. - 29. SEPTEMBER 2022 – DRESDEN

„Luft- und Raumfahrt - gemeinsam forschen und nachhaltig gestalten“

Untersuchung einer Regionalflugzeug- konfiguration mit verteilten Antrieben und flügel-integrierten Batterien

Deutscher Luft- und Raumfahrtkongress 2024 – Hamburg

Hecken Tobias, Thomas Klimmek, Matthias Schulze – Institut für Aeroelastik

Session: Aeroelastik 8:30-10:10 – 01.10.2024

Session chair: Herr Prof. Dr.-Ing Tichy



DLR

Motivation

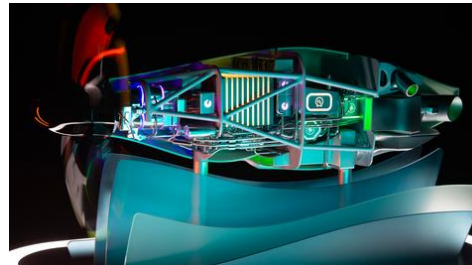
Ziel: Reduktion der CO₂- und Nicht-CO₂-Effekte (ACARE)

- Neuartige Flugzeugkonfigurationen
- Neue Antriebsarchitekturen
- Einfluss auf die Flugzeugzelle (strukturmechanisch)

Aura Aero ERA – hybrid electric



Airbus Aerostack GmbH – Fuel cell



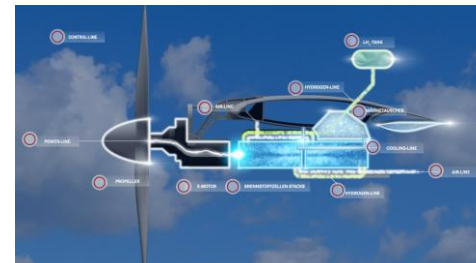
Heart Aerospace CS30 – hybrid electric



Airbus ZEROe



MTU Flying Fuel Cell



Elysian E9X – electric



- SynergIE-Konfiguration
- Energieträgerwechsel
- Aeroelastische Modelle
- Ergebnisse
- Zusammenfassung & Ausblick

SynergIE-Konfiguration

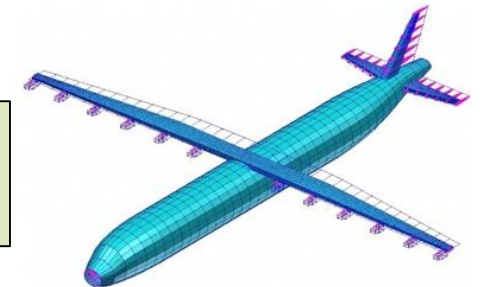
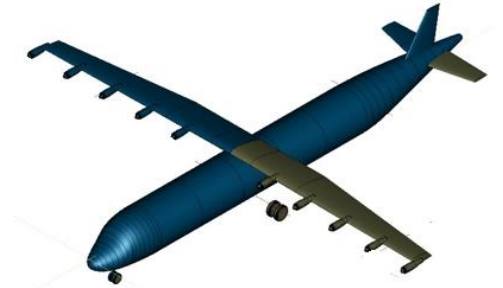
Spezifikationen

Parameter	Wert
Maximales Abfluggewicht (MTOM)	22993 kg
Betriebsleermasse (OEM)	13977 kg
Design Reichweite	1000 NM
Design Nutzlast 70 PAX á 95 kg	6650 kg
Maximale Nutzlast	7500 kg
Maximum Betriebs-Machzahl Ma_{MO}	0.59
Maximum Betriebsgeschwindigkeit v_{MO}	130 m/s
Maximale Flughöhe	27000 ft
Flügelspanweite	27.0 m

- Geometrisch gleiches Flugzeug
- Gleiche Maximale Abflugmasse

➤ **Kein Redesign**

Bestehende Konfiguration, die bereits analysiert wurde



Gasturbinen auf dem Rumpf
(optimaler Betriebspunkt)

Guter Startpunkt für den
Wechsel auf einen
elektrischen Energieträger
mit dem Ziel das Geometrie
und Design Masse MTOM
unverändert bleiben



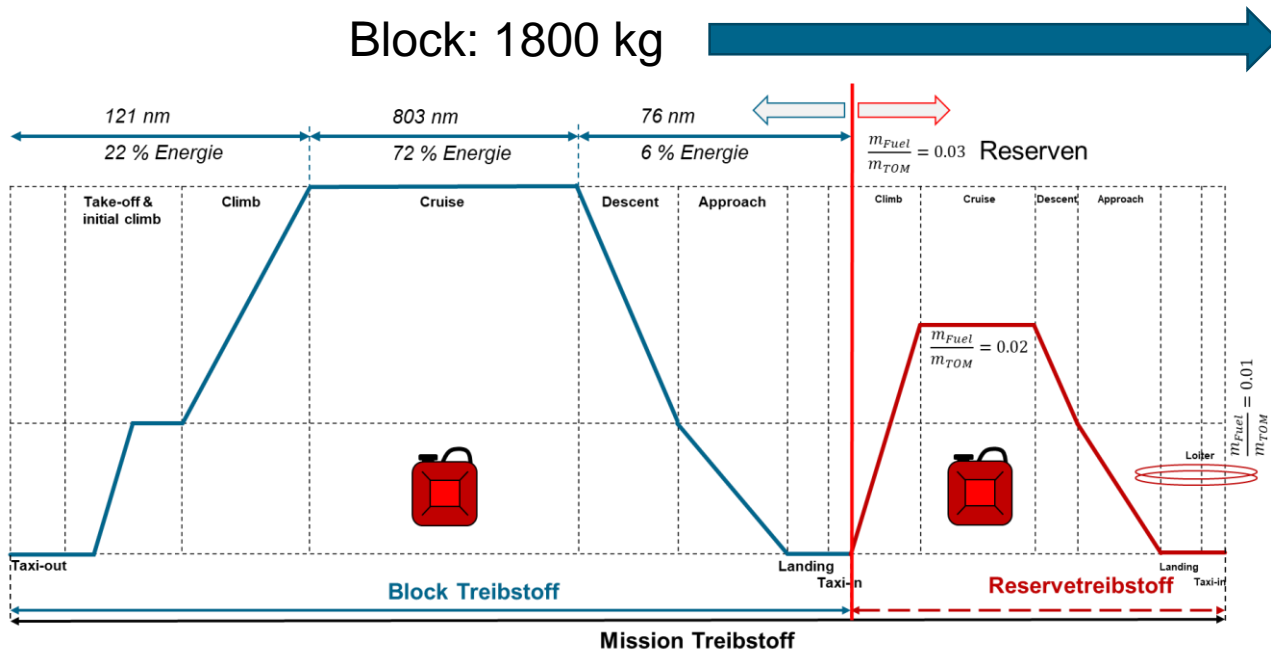
Verteilte Antriebe:
Elektrische Motoren am Flügel

Energieträgerwechsel

Energiebedarf

Energiebedarf verlustfrei

Energiedichte Kerosin
 $4.31 \cdot 10^7 \frac{J}{kg}$



Gesamtenergiebedarf: $77.6 \cdot GJ$

Antriebswirkungsgrad $\eta_E = 0.35$

Vortriebswirkungsgrad $\eta_P = 0.90$

Gesamtwirkungsgrad $\eta_G = 0.315$

Blockenergiebedarf $24.4 \cdot GJ$

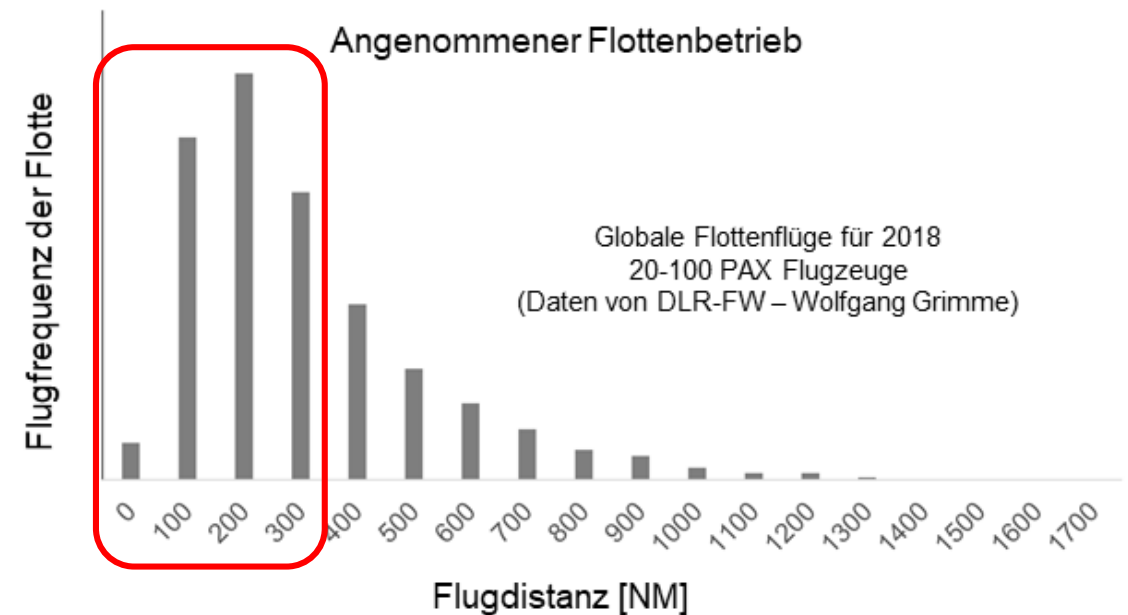
~~Reserveenergiebedarf $7.7 \cdot GJ$~~ **24%**

Verlustfreier Missionsenergiebedarf $24.4 \cdot GJ$

Range-Extender = 0.02 MTOM + Reservekerosin

Energieträgerwechsel Energiebedarf

Energiebedarf elektrisch



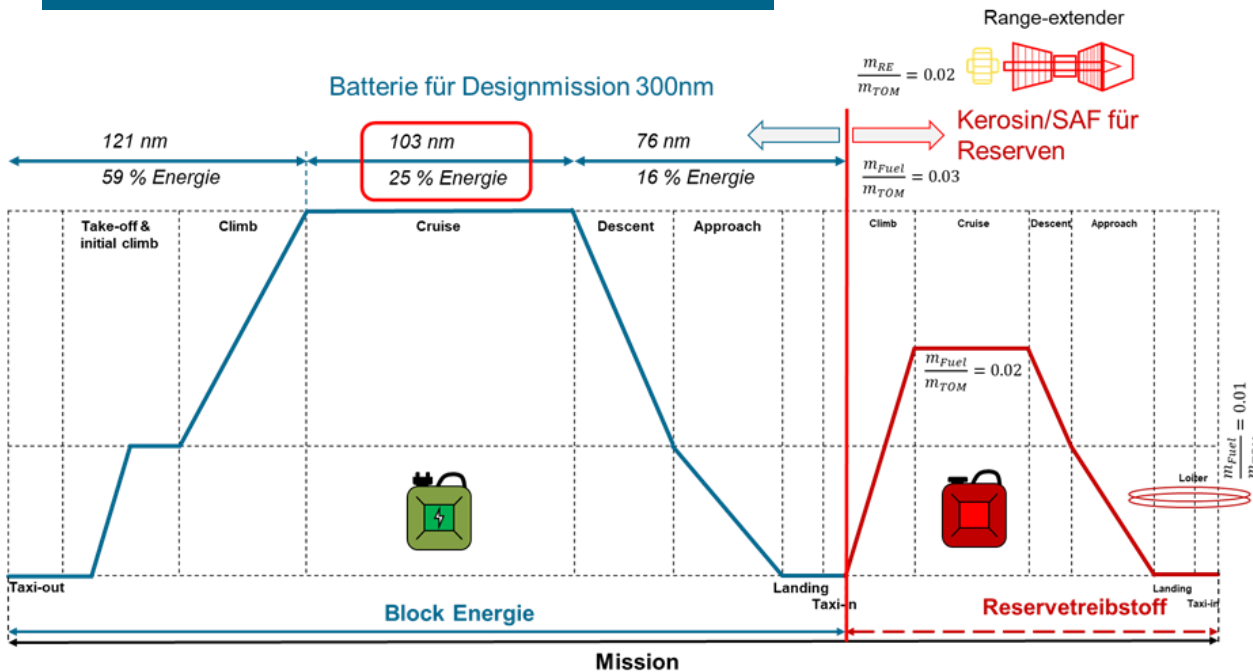
Atanasov, Georgi (2022) Concept Introduction: 70 PAX
Plug-In Hybrid-Electric Aircraft (D70-PHEA), DLRK Dresden

Energieträgerwechsel

Energiebedarf

Reduzierte Reichweite von 1000 auf 300 NM

Energiebedarf elektrisch



Missionsenergiebedarf: $24.4 * GJ$

Missionsenergiebedarf: $9.1 * GJ$

63%

Antriebswirkungsgrad

$$\eta_E = 0.90$$

Vortriebswirkungsgrad

$$\eta_P = 0.90$$

Batteriebetrieb (5-95%)

$$\eta_B = 0.90$$

Gesamtwirkungsgrad

$$\eta_G = 0.729$$

Blockenergiebedarf

$$12.4 * GJ$$

Annahmen EIS2035:

500 Wh/kg & 800 Wh/l

➔ Erforderliche Batteriemasse 6913 kg

Energieträgerwechsel Massenkonfigurationen

Annahmen EIS2035:

400 - 500 Wh/kg

800 - 1000 Wh/L = 4.32-3.46 m³

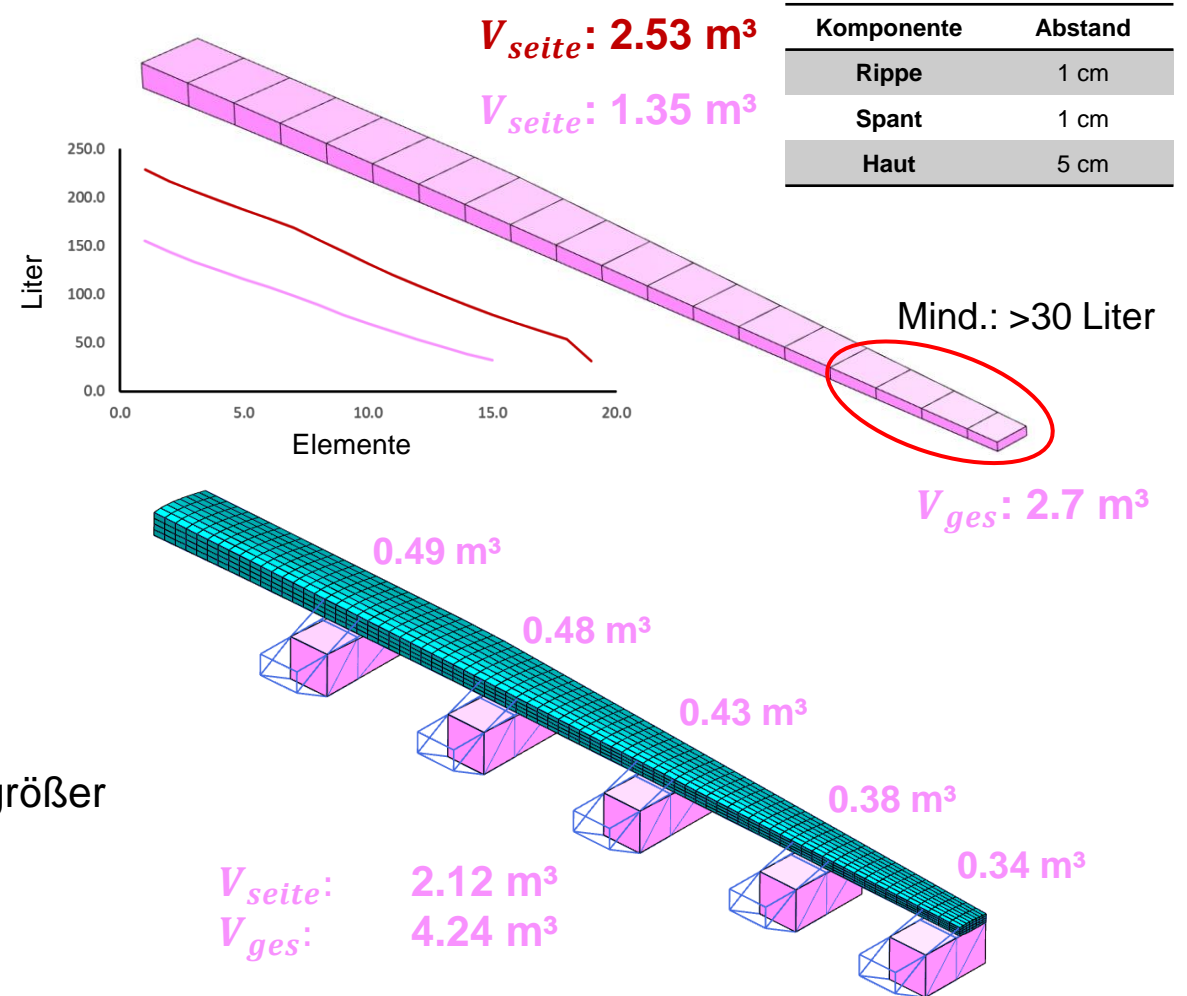
Volumenbedarf

Massenaufteilung

Komponente	[kg]
Turbogeneratoren	1290
Blocktreibstoff	1800
PAX 34 á 95 kg	3230
Ausstattung	612
Betriebsgegenstände	510
Range-Extender	-460
Tank	-59
Fahrwerk	-10
Batteriebedarf	6913 ✓

➤ OEM & MLM größer

- Geometrisch gleiches Flugzeug
- Gleiche Maximale Abflugmasse, Schwerpunktlage
- **Kein Redesign für elektrisches fliegen**



Energieträgerwechsel Massenkonfigurationen

Annahmen EIS2035:

400 - 500 Wh/kg

800 - 1000 Wh/L = 4.32-3.46 m³

Kombinationen

	Rumpf	Flügelkasten	Gondel	Wh/l
Ref	-	-	-	-
R	6913			800
FK		6913		1285
G			6913	814
FK+R	2607	4306		800
G-+FK		1219	5694	800

R: Rumpf

FK: Flügelkasten

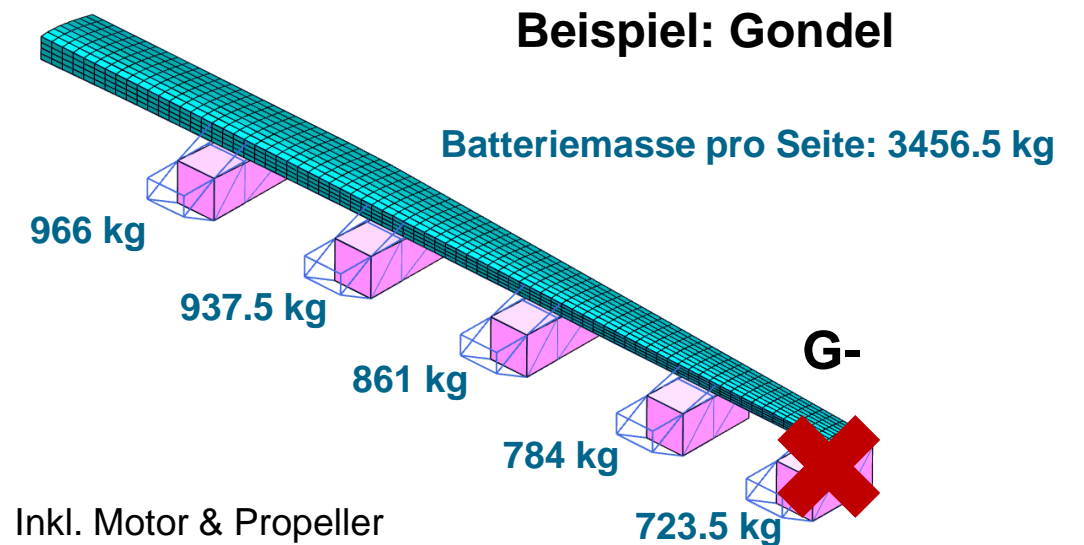
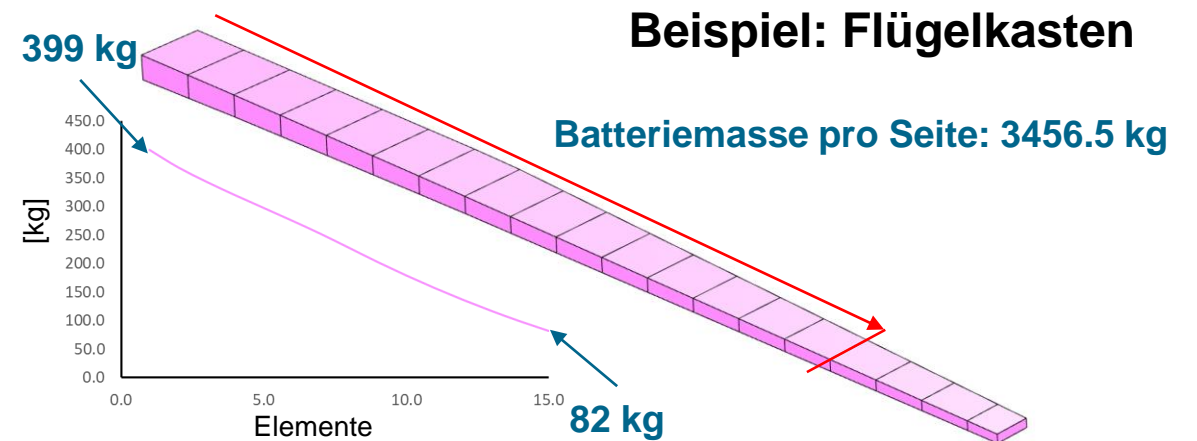
G: Gondel

G-: Gondel – außen Gondel

Von außen nach Innen

Massen als Punktmassen mit Massenträgheitsmomenten

➤ **Kein Integrationskonzept**



Aeroelastische Modelle

Simulationsparameter

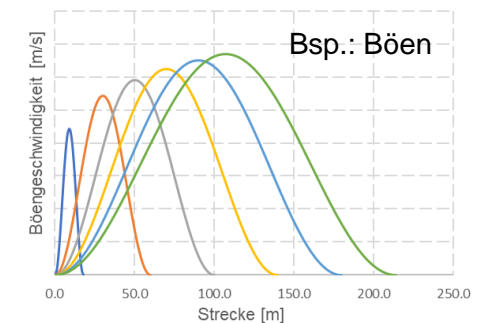
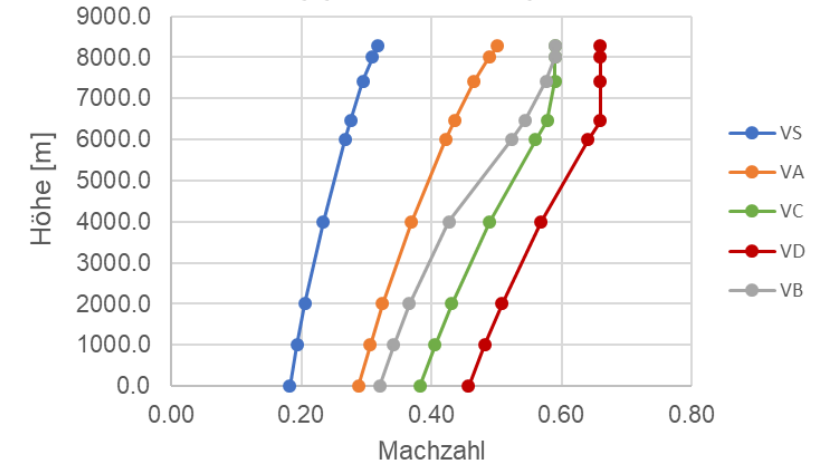


Simulationsparameter

Pro zu untersuchenden Konfiguration

Parameter	Anzahl	Bemerkung
Massenkonfigurationen	2-4	OEM MTOM MZFM (nur für Referenz) MFOM (nur für Referenz)
Flughöhen		Zwischen 0 m und 8229.6 m
Fluggeschwindigkeiten	3	v_B, v_C, v_D
Böengradienten	CS25: 7	Zwischen 9 m und 107 m
Böenrichtung	2	Vertikal von unten und von oben
Manöverarten	4	2.5g Pull-Up -1g Push-down Gieren (stetig, beschleunigt, +/-) Rollen (stetig, beschleunigt, +/-)
Boden- und Landelasten	6-8	CS25 quasi-statisch

Fluggeschwindigkeiten



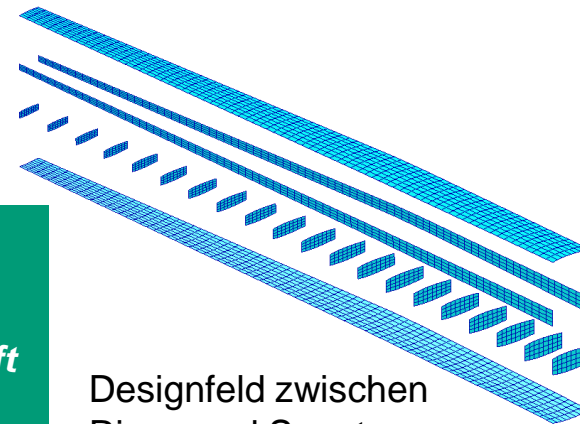
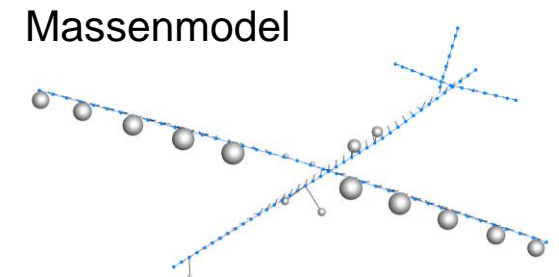
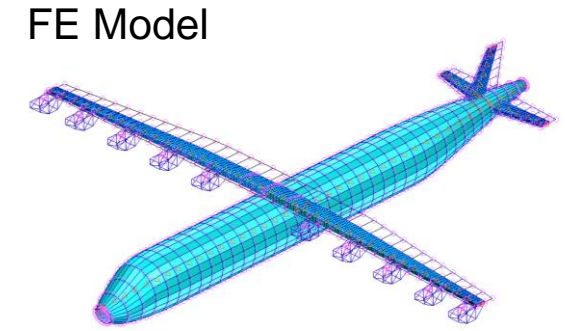
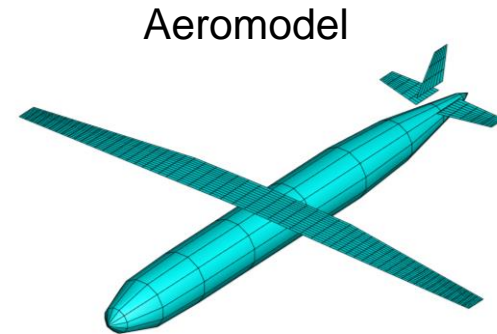
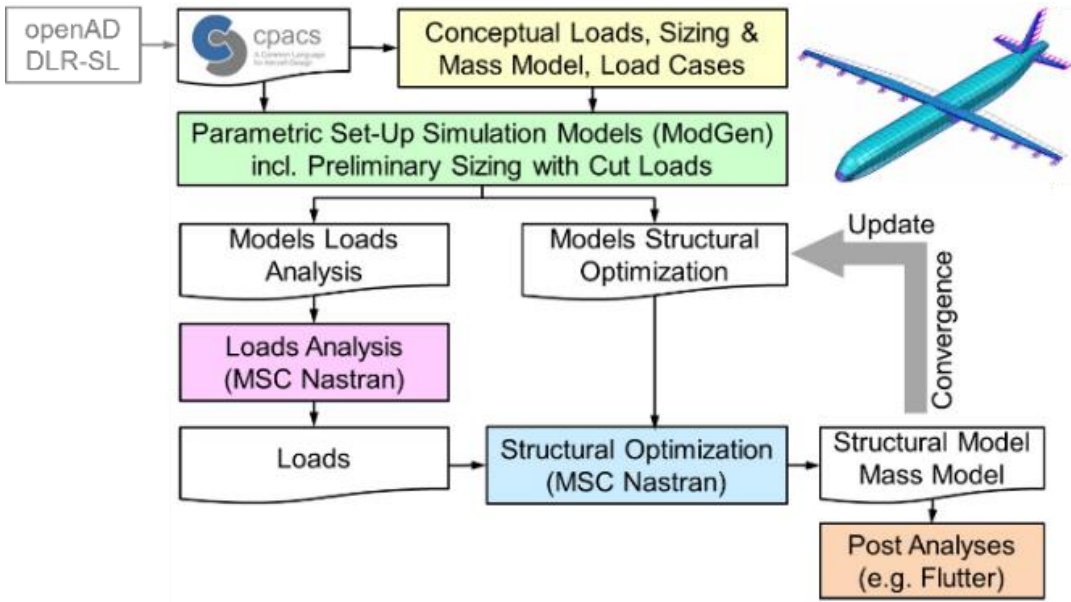
Punktlasten gemäß CS25 an Fahrwerksanbindung am Rumpf
➤ Keine Reaktionslasten



Aeroelastische Modelle

Aerodynamik Model & FE Model & Massen Modelle

cpacs-MONA



Designfeld zwischen Rippe und Spanten

Strukturkomponenten:

Hautfelder

Spanten: 2

Rippen: 20

Stringer

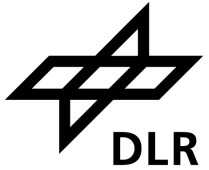
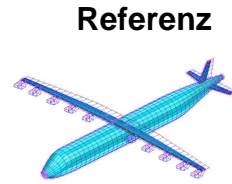
Versteifungen in Spanten

und Rippen

Material: Aluminium

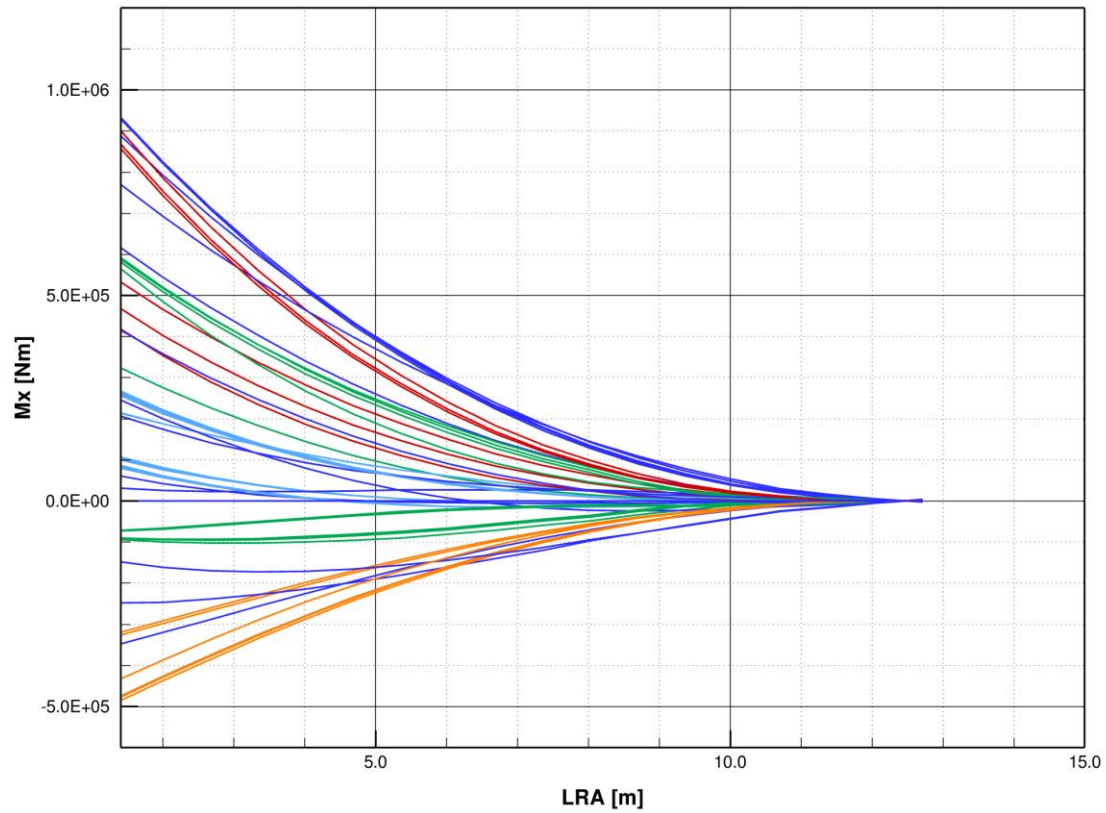
Session: Hochgestreckter Flügel 9:45-10:10 – 02.10.2024
Thomas Klimmek: Various Design and Analysis Tasks from Conceptual and Preliminary Design applied to the SMR Aircraft Configuration DLR-D2AE

Ergebnisse Lasten



Biegemoment Mx

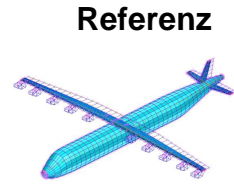
Torsionsmoment My



PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen

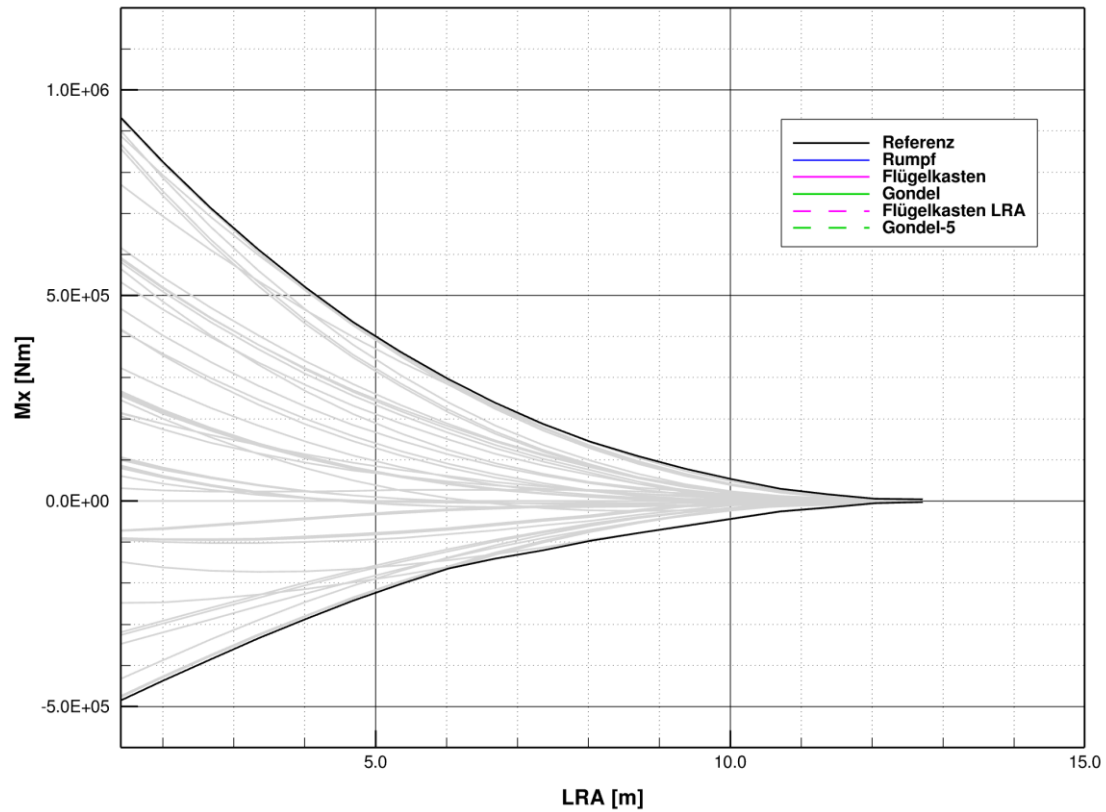


Ergebnisse Lasten



Biegemoment M_x

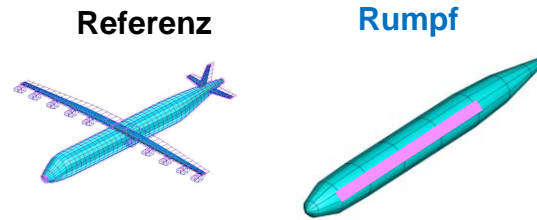
Torsionsmoment M_y



PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



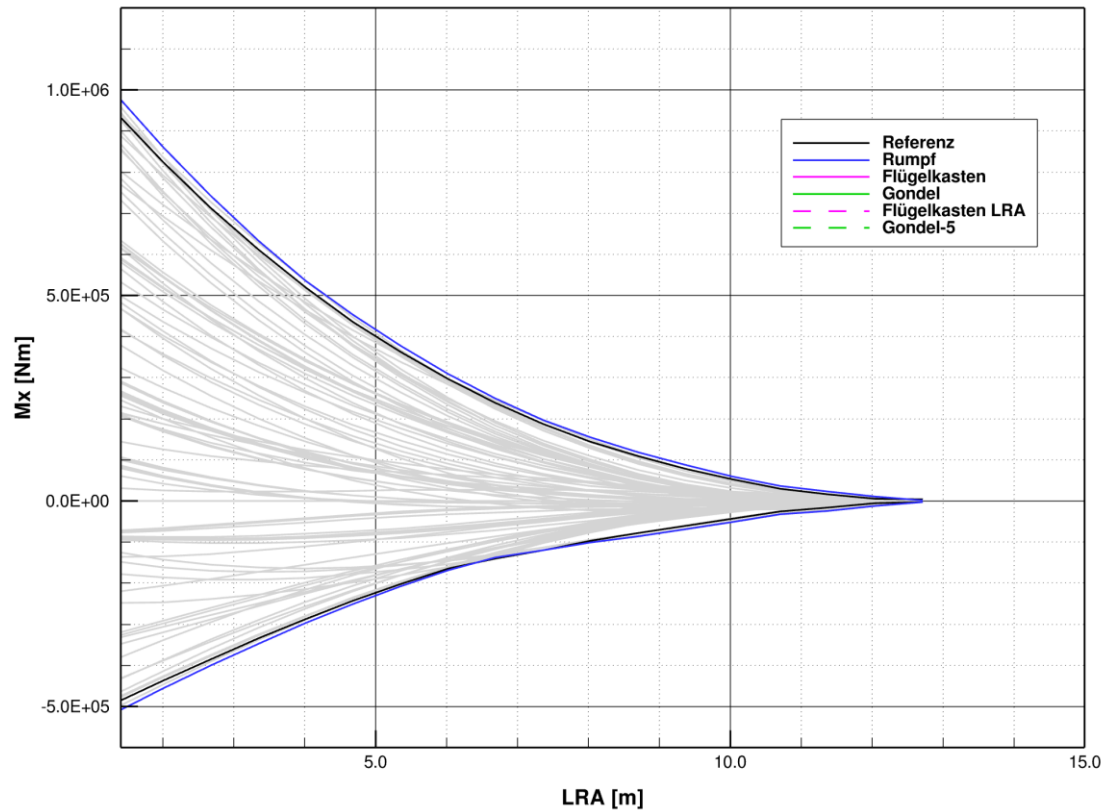
Ergebnisse Lasten



Biegemoment Mx

Torsionsmoment My

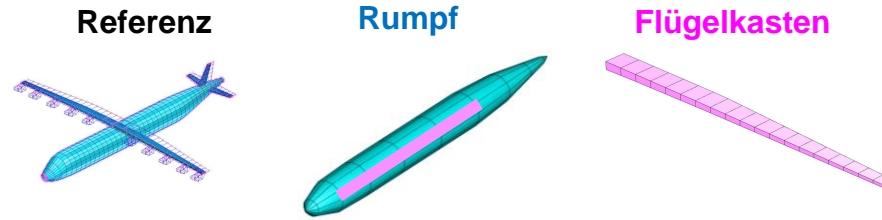
$\Delta_{max}, \Delta_{min}: 5\% \& 5\%$



PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



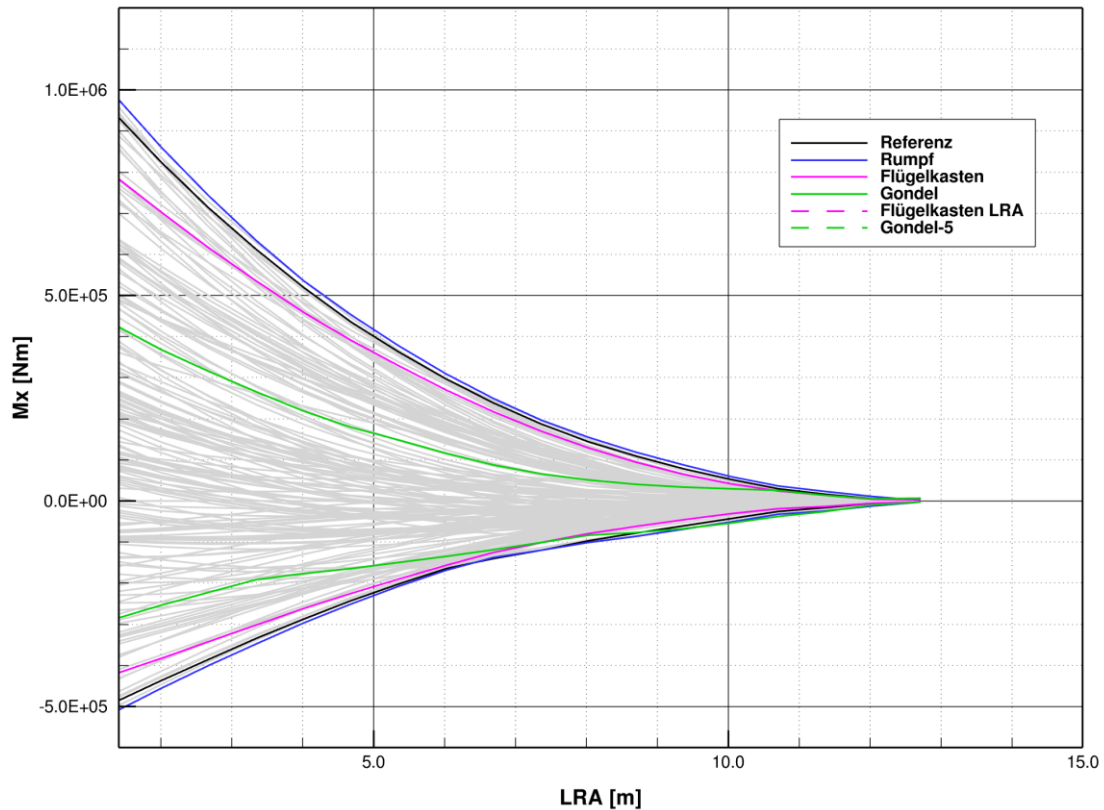
Ergebnisse Lasten



Biegemoment Mx

Torsionsmoment My

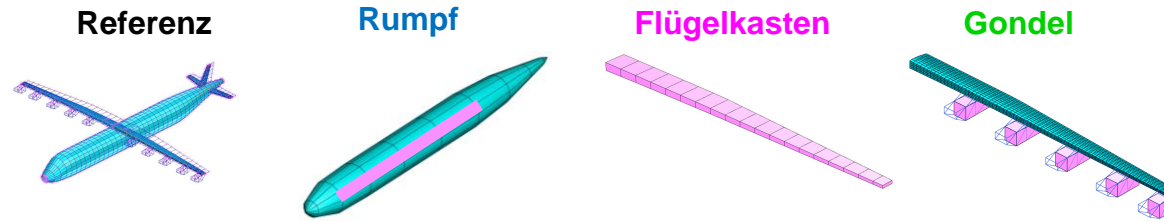
$\Delta_{max}, \Delta_{min}$: -16% & -14%



PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



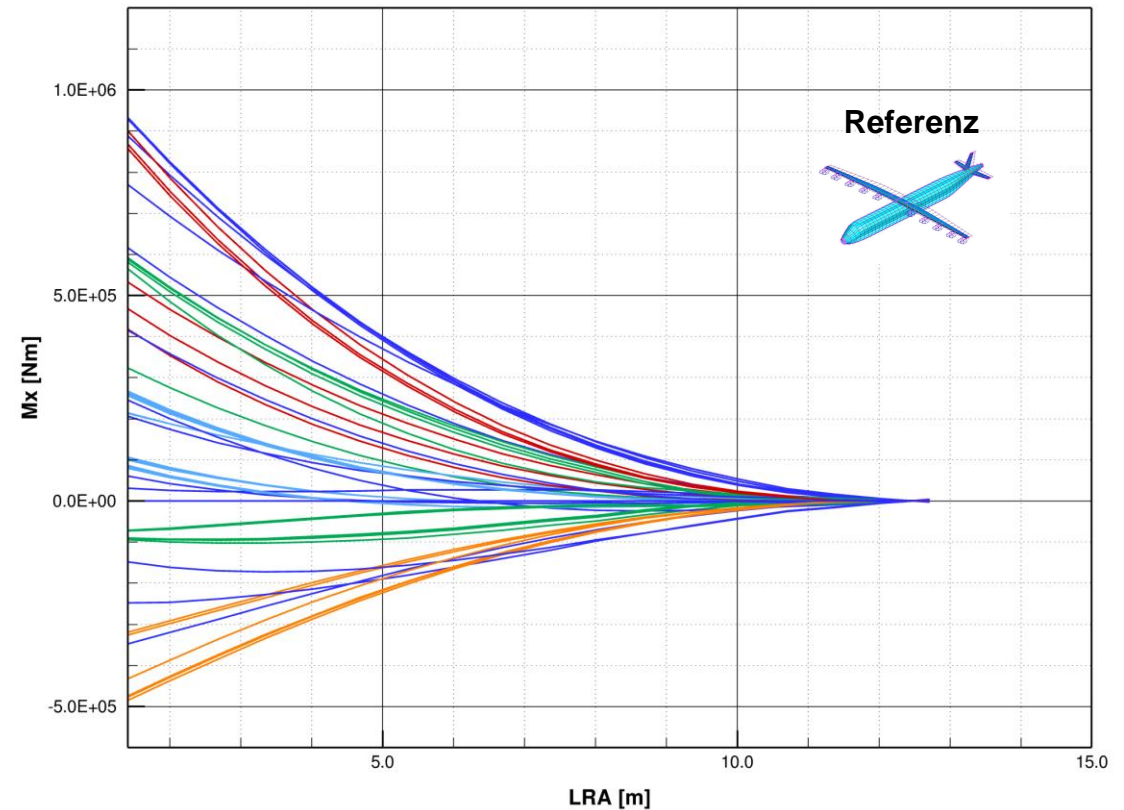
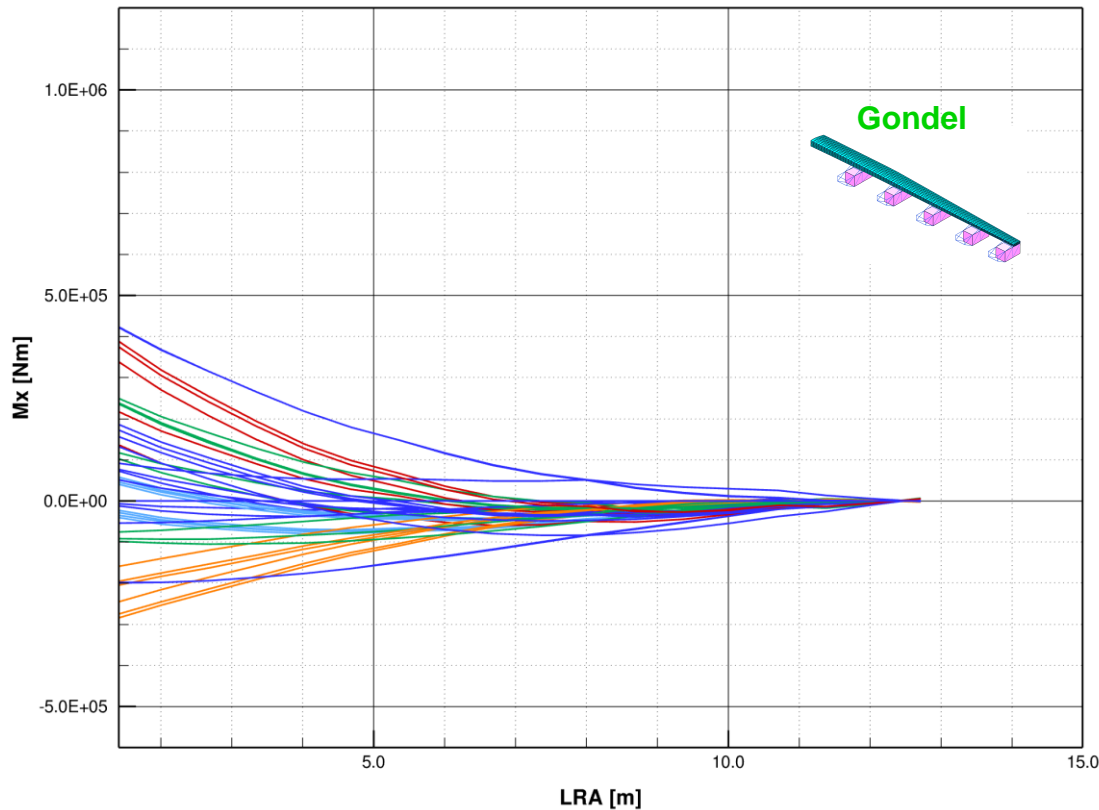
Ergebnisse Lasten



Biegemoment Mx

Torsionsmoment My

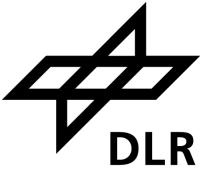
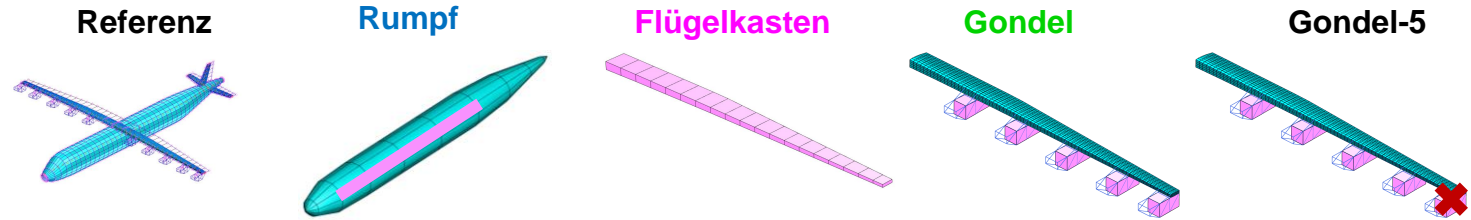
$\Delta_{max}, \Delta_{min}$: -55% & -42%



PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



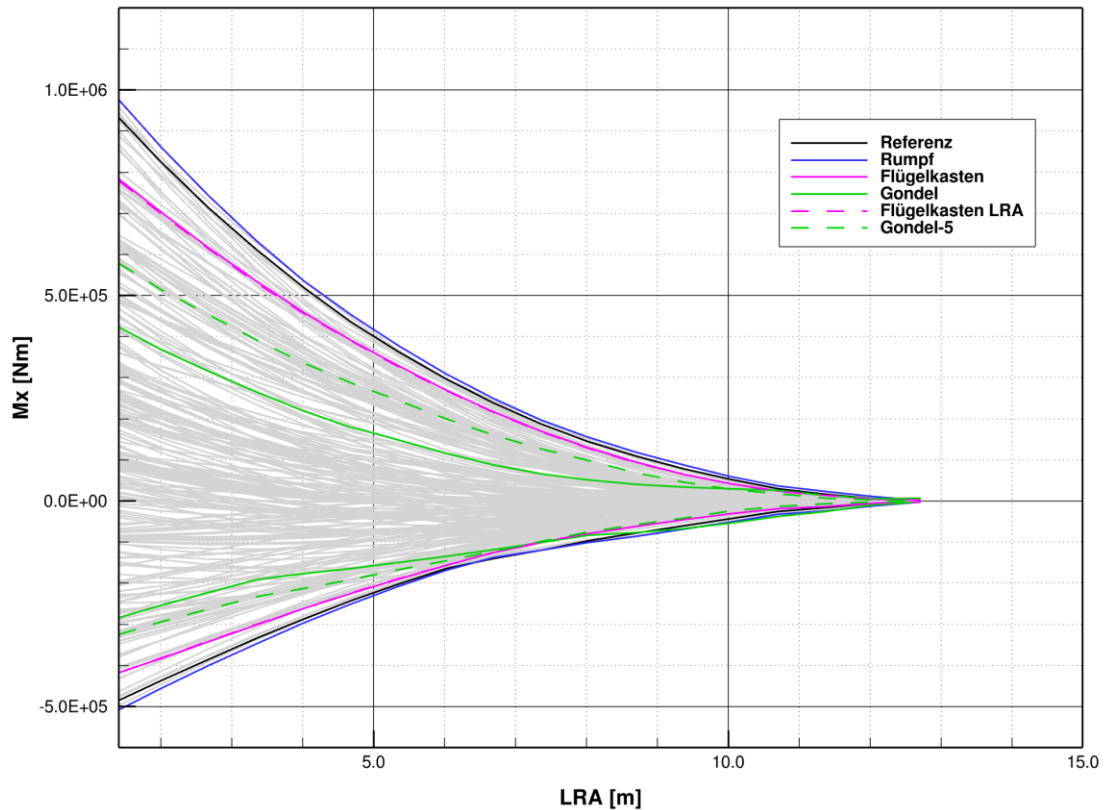
Ergebnisse Lasten



Biegemoment Mx

Torsionsmoment My

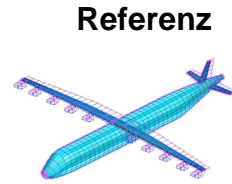
$\Delta_{max}, \Delta_{min}$: -38% & -33%



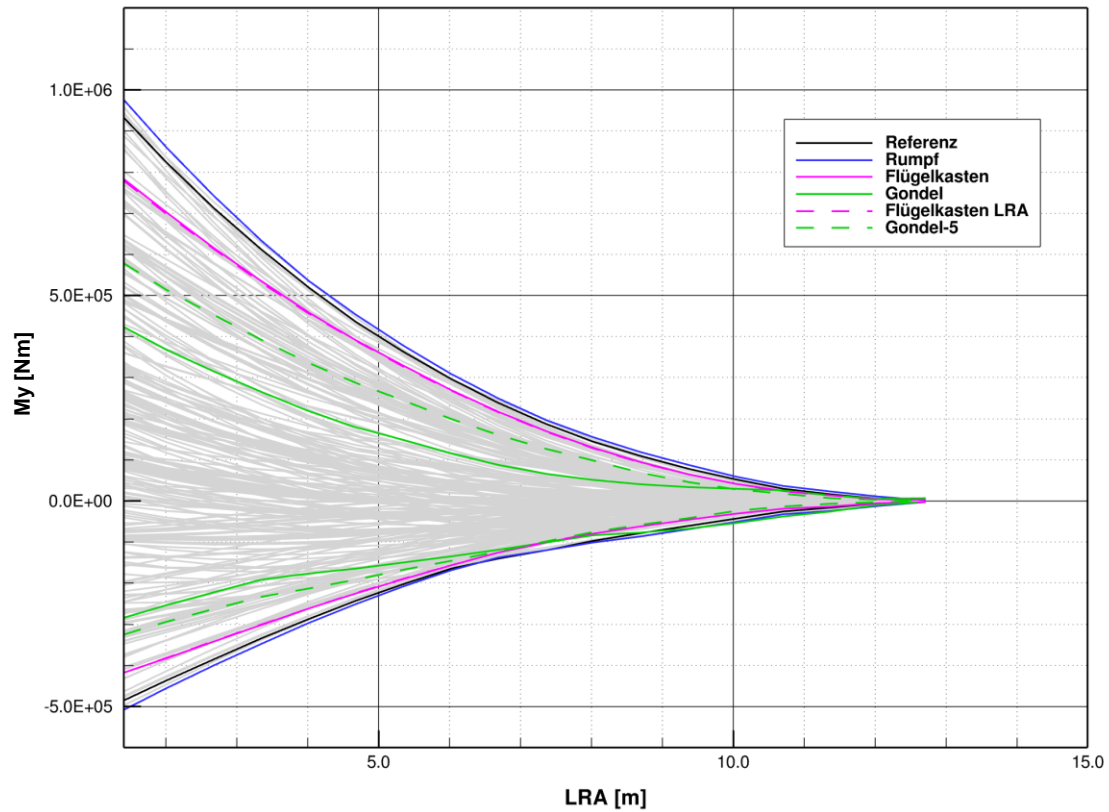
PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



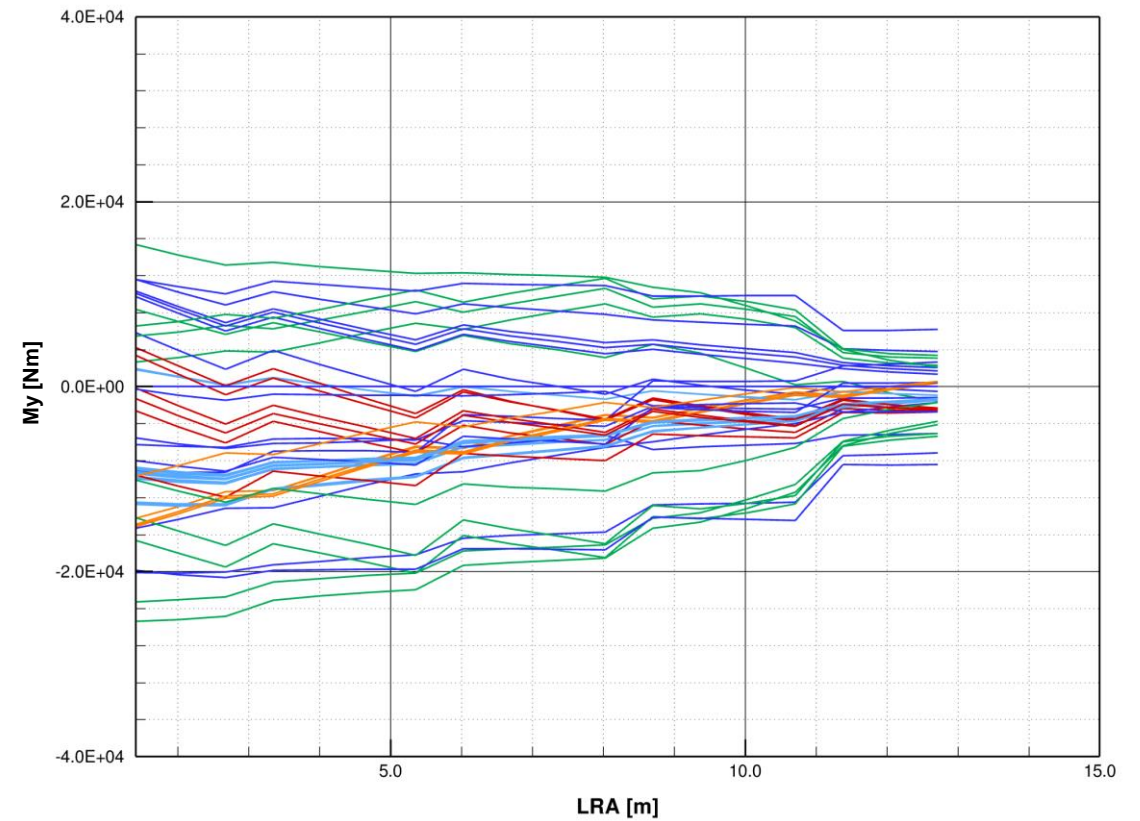
Ergebnisse Lasten



Biegemoment Mx



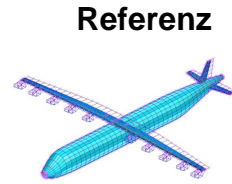
Torsionsmoment My



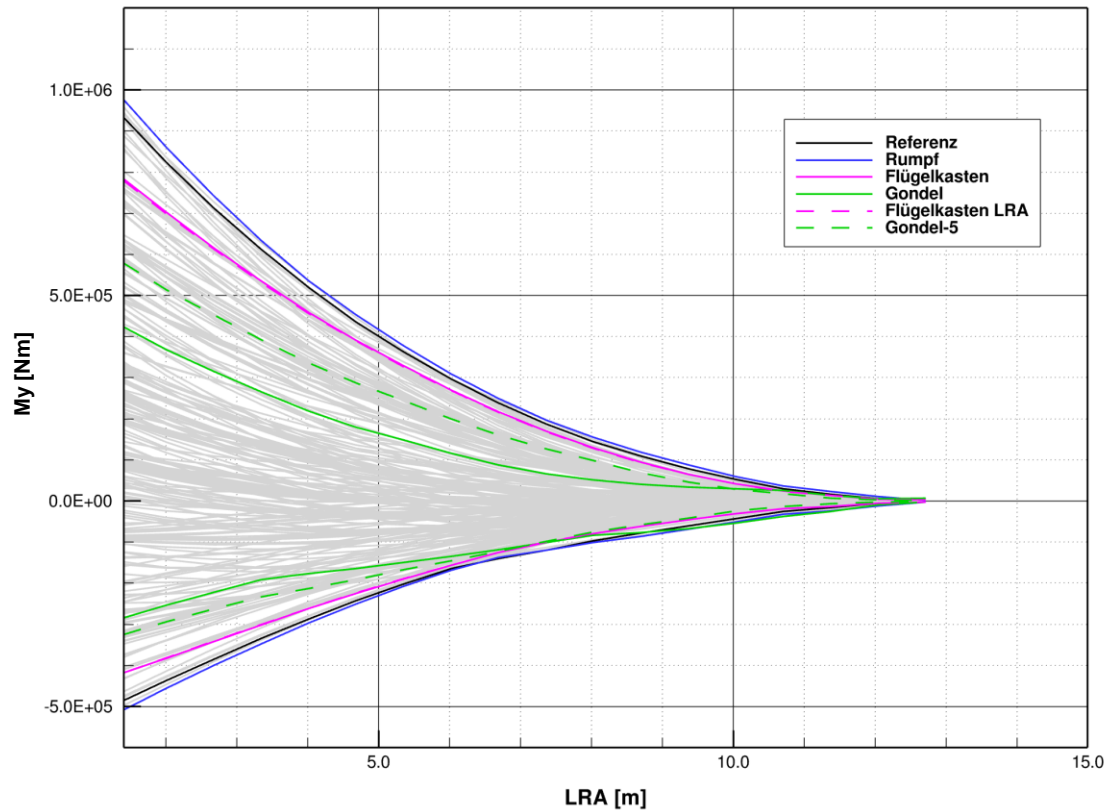
PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



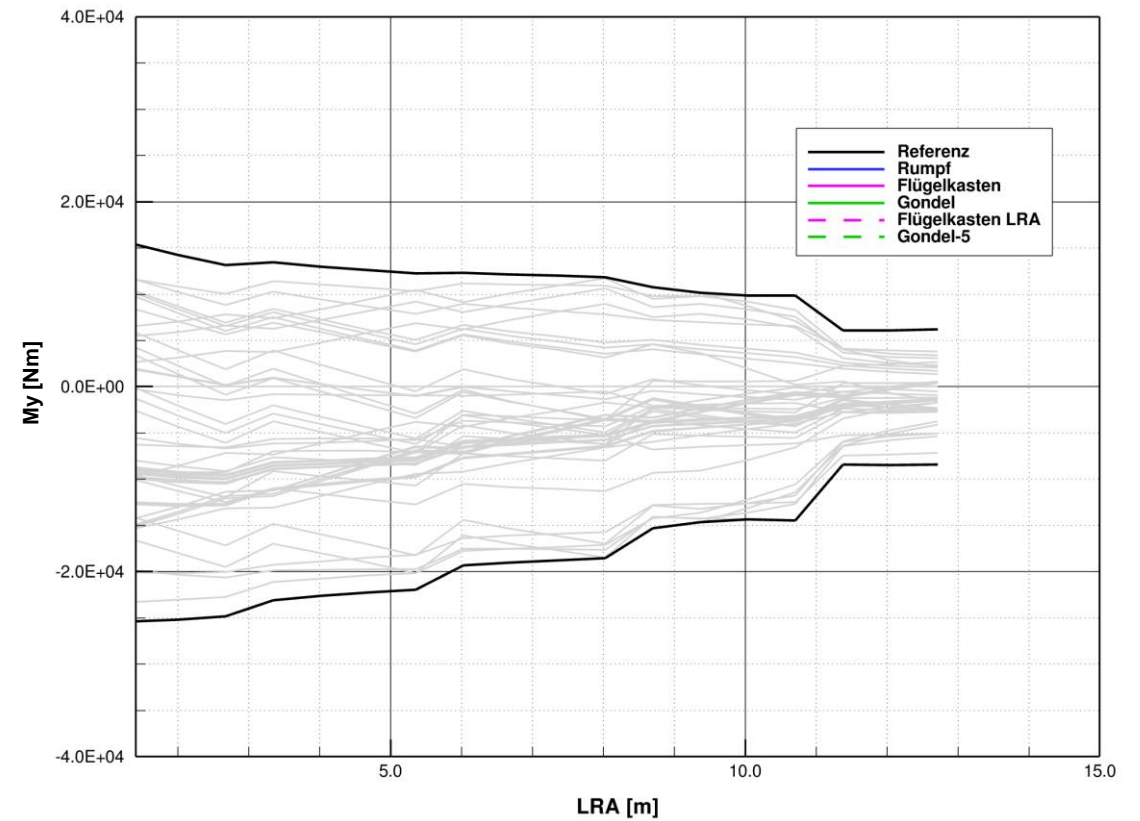
Ergebnisse Lasten



Biegemoment Mx



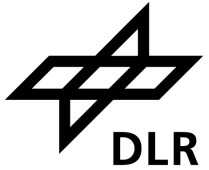
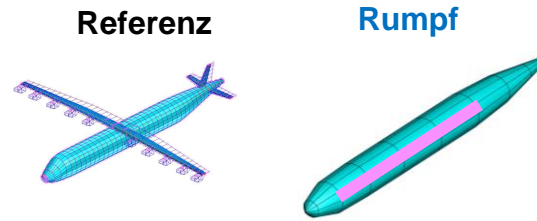
Torsionsmoment My



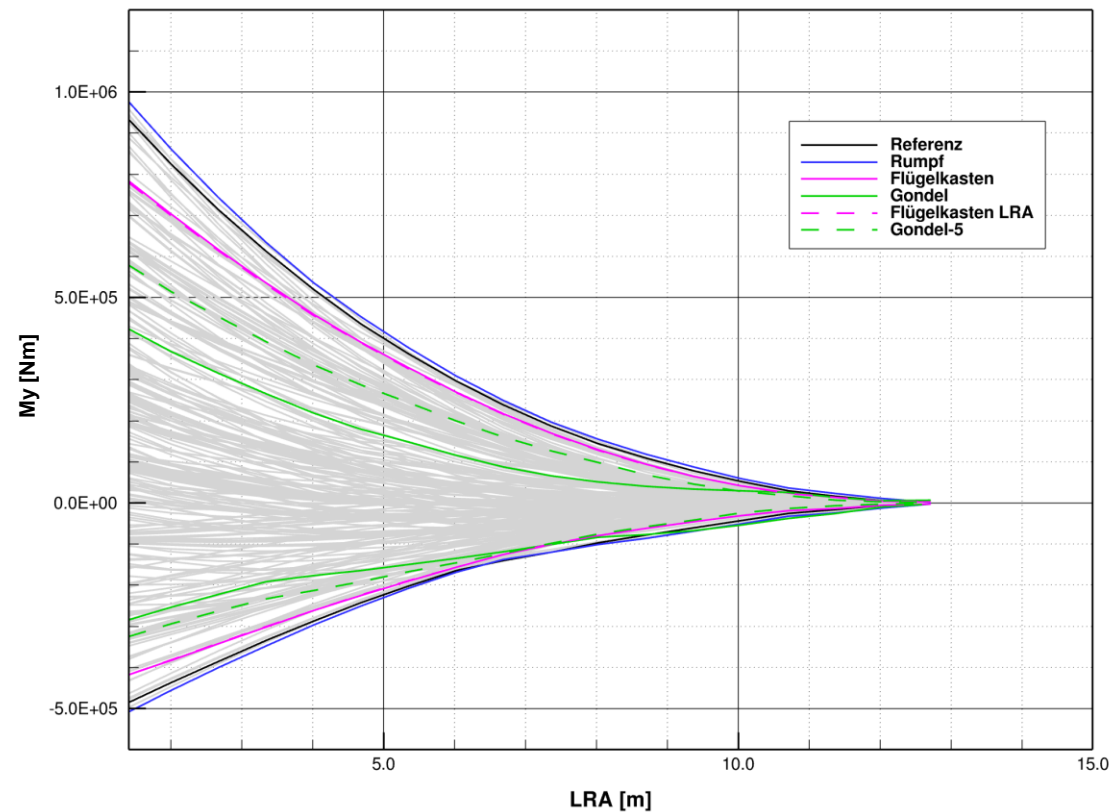
PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



Ergebnisse Lasten

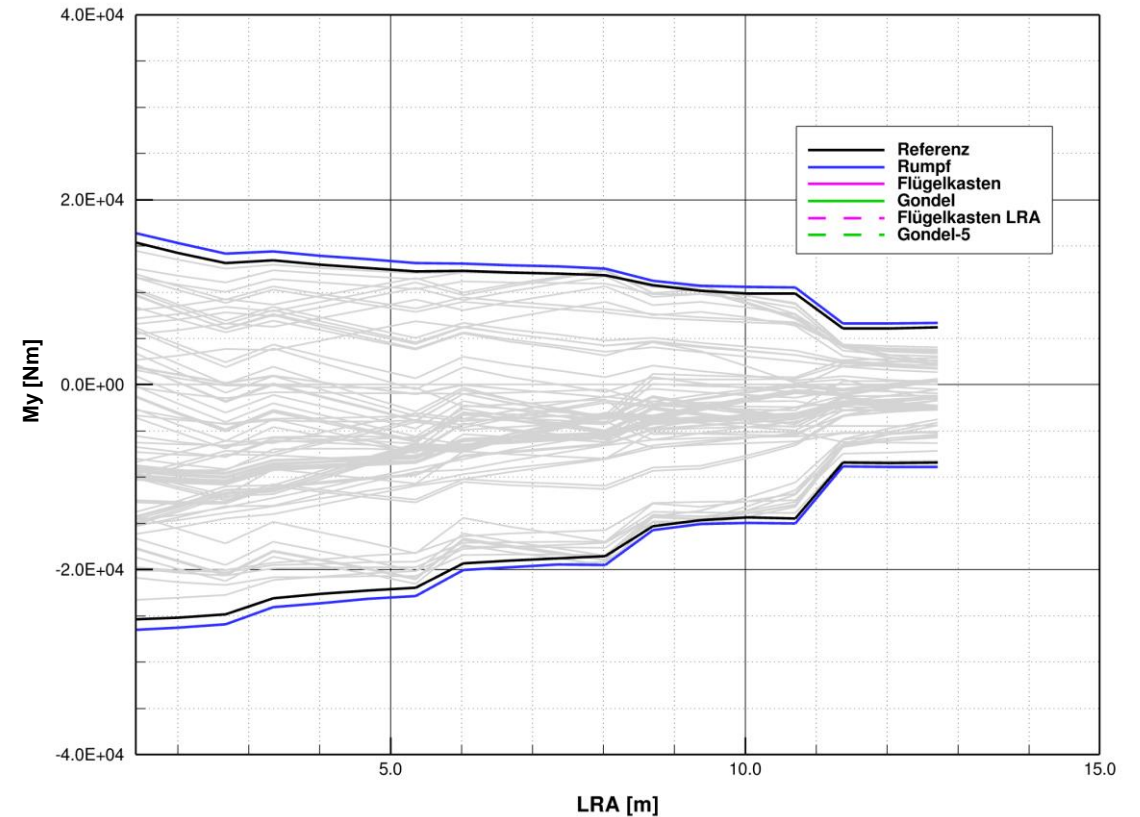


Biegemoment Mx



Torsionsmoment My

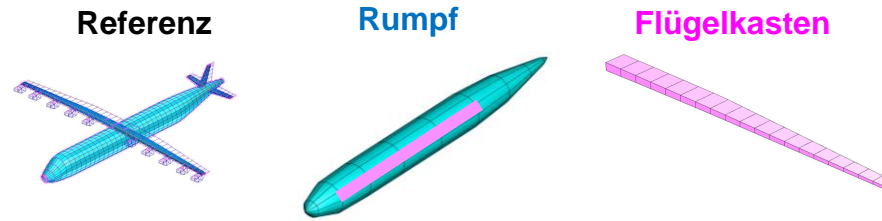
$\Delta_{max}, \Delta_{min}$: 7% & 4%



PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



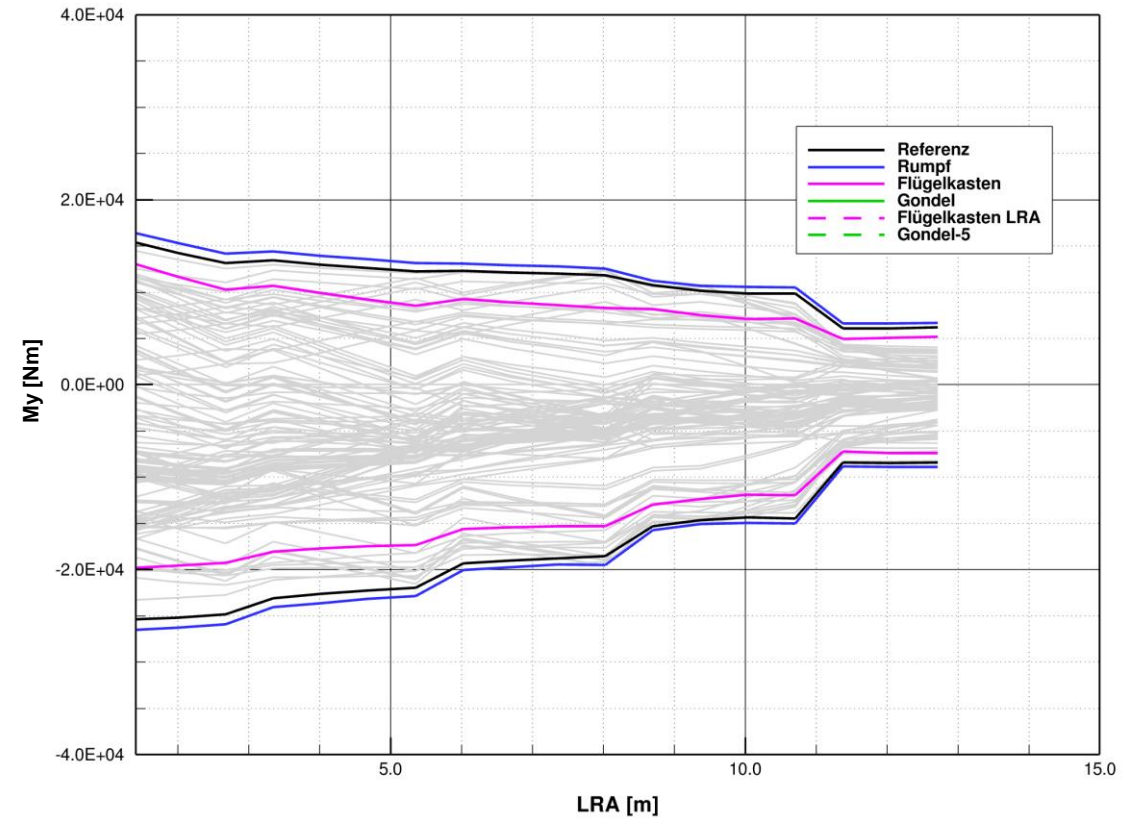
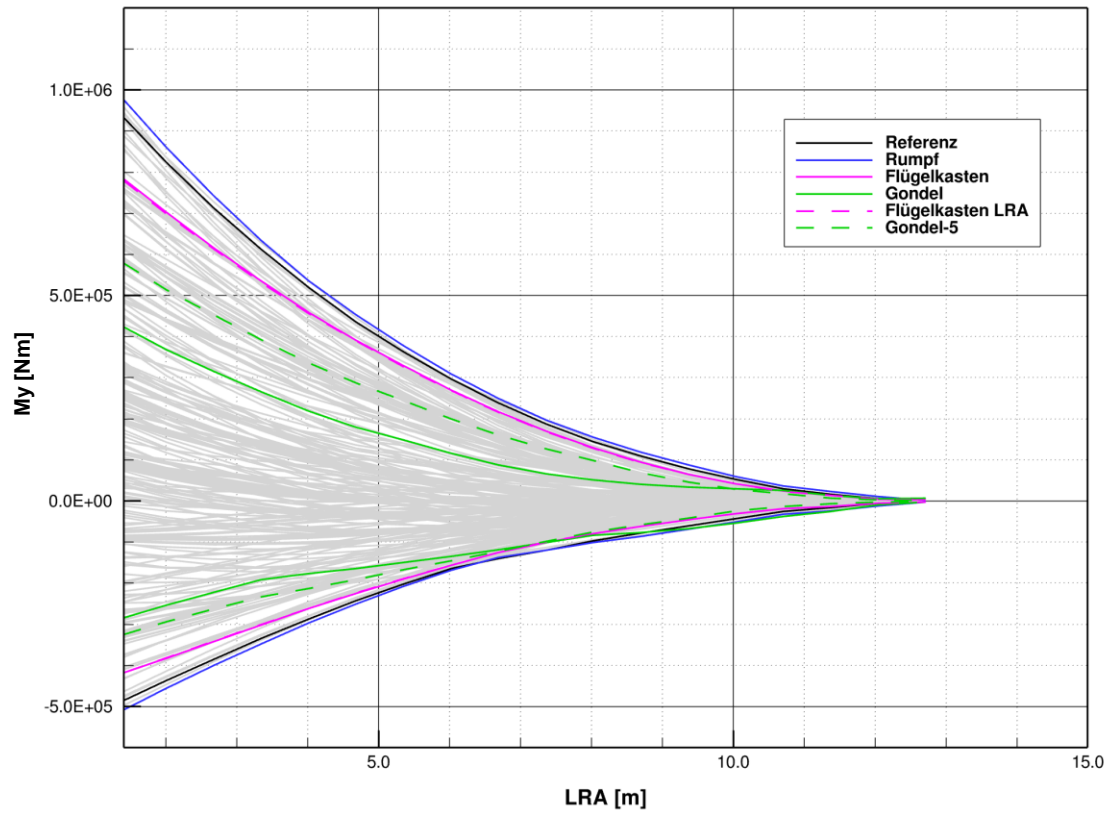
Ergebnisse Lasten



Biegemoment Mx

Torsionsmoment My

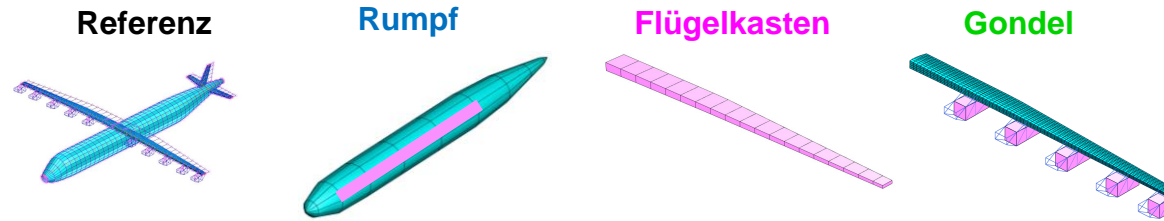
$\Delta_{max}, \Delta_{min}: -15\% \text{ \& } -22\%$



PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen

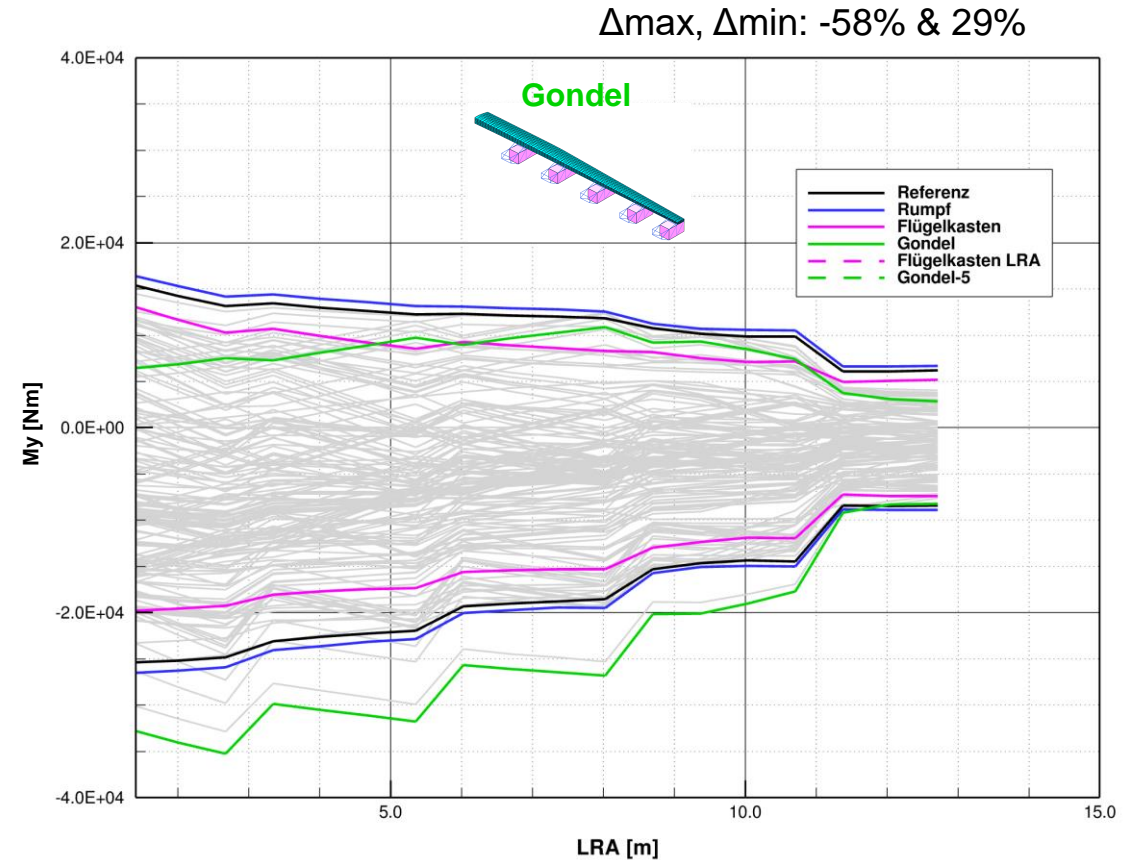
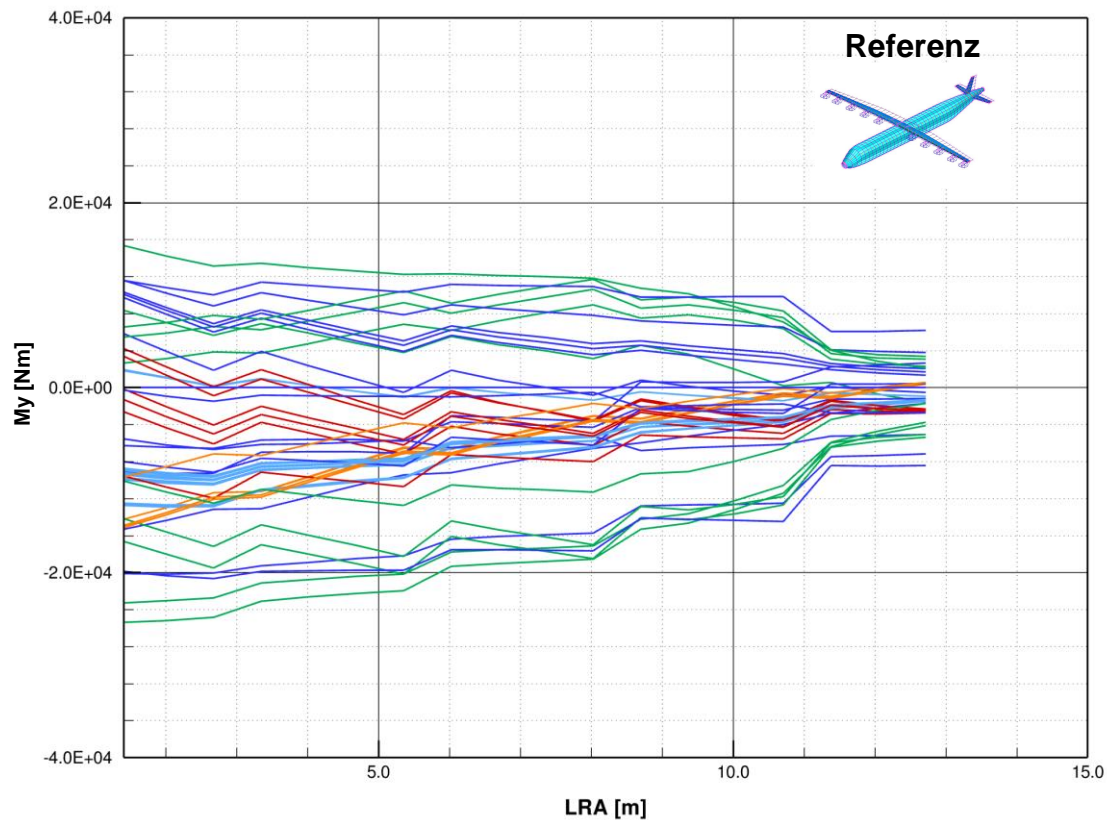


Ergebnisse Lasten



Biegemoment Mx

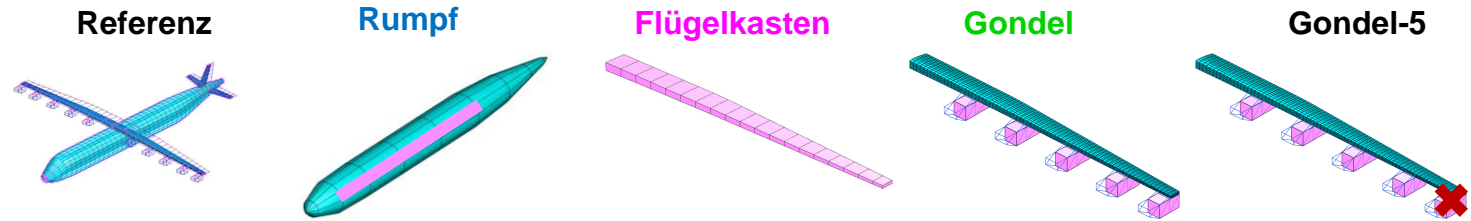
Torsionsmoment My



PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen

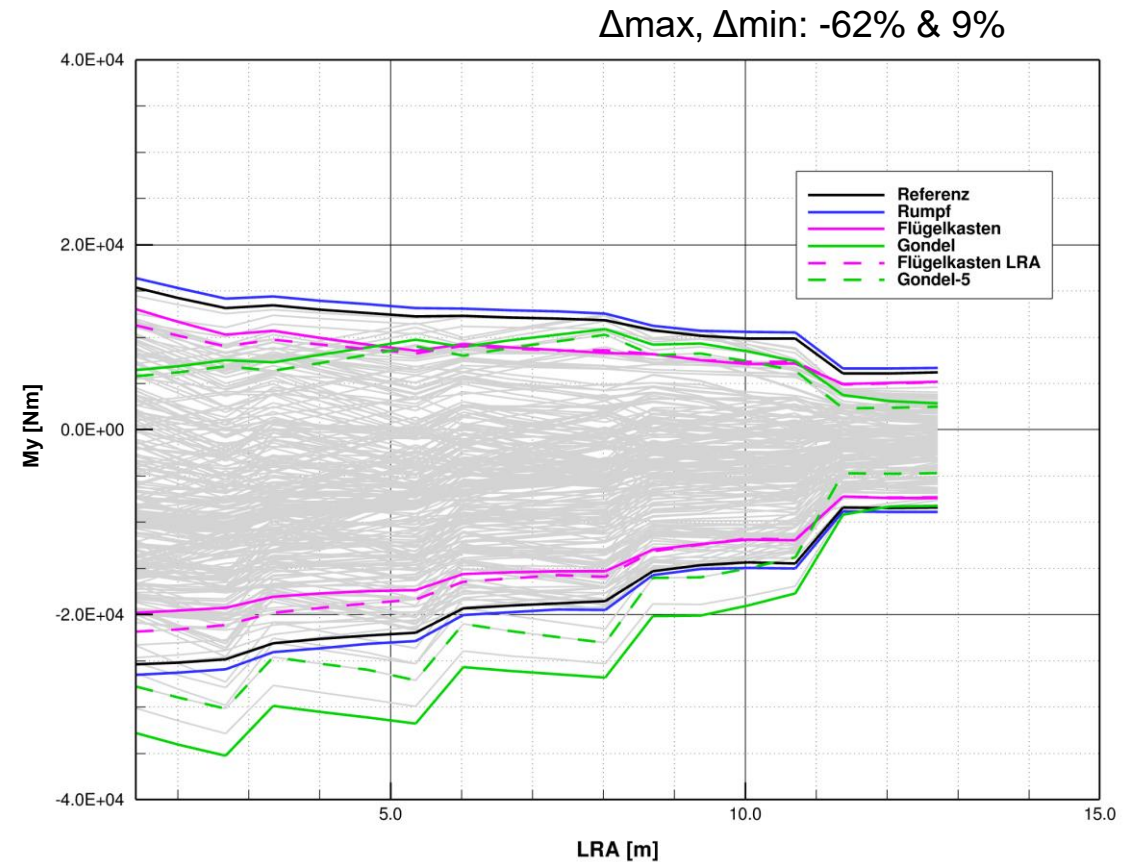
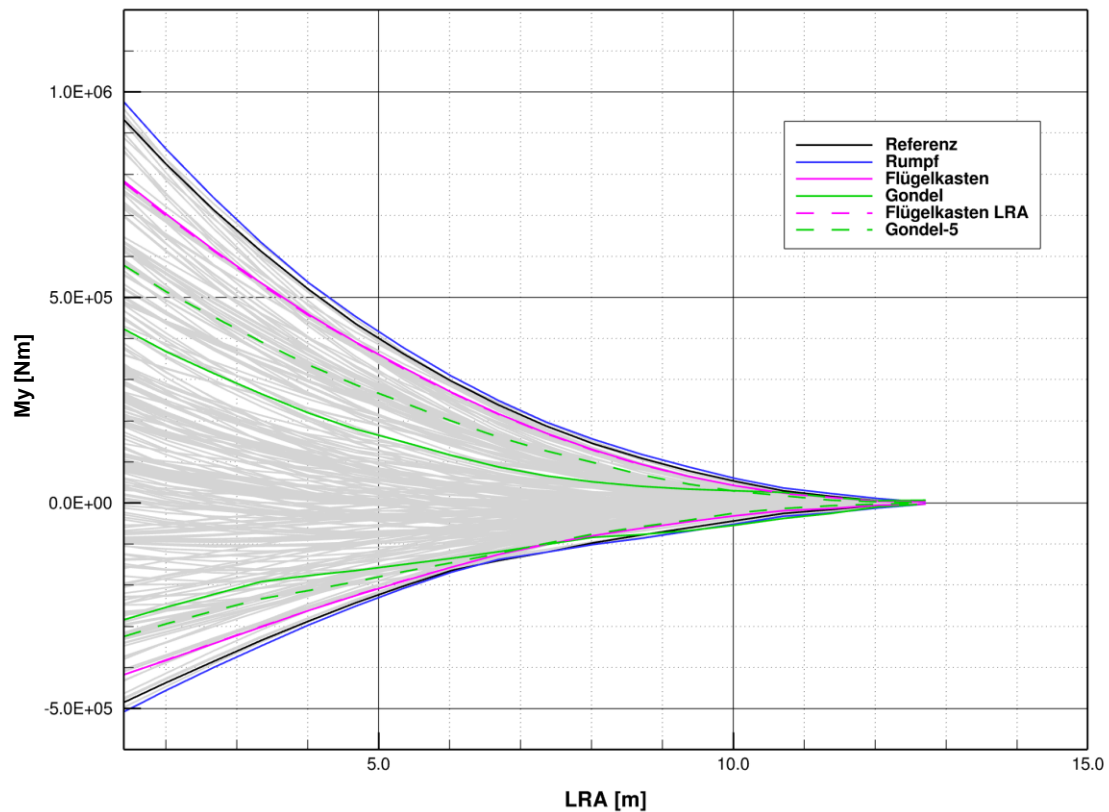


Ergebnisse Lasten



Biegemoment Mx

Torsionsmoment My

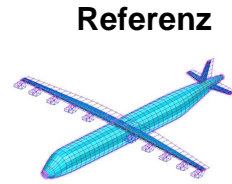


PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



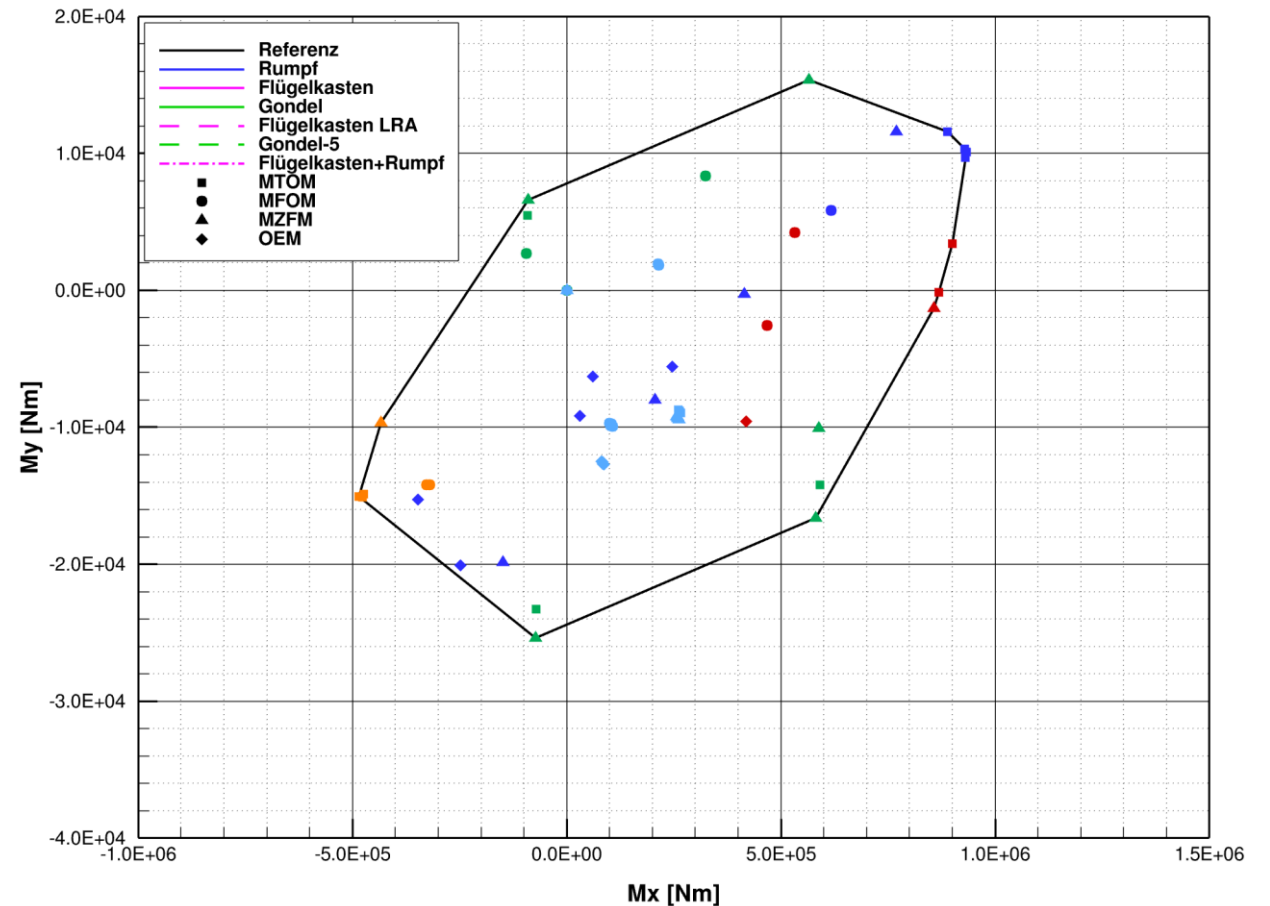
Ergebnisse

Lasten



Lastkartoffeln My | Mx

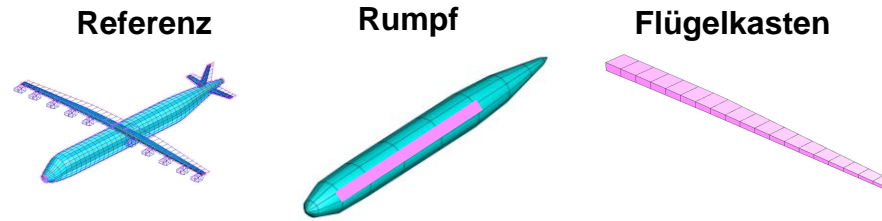
- Batteriemassen hinter LRA - Massenträgheiten
- Gondelmassen vor LRA und Luftangriffspunkt
- Biegemoment einzelner großer Massen entlastender
- Torsion einzelner großer Massen je nach Lage positiv/negativ
- Landelasten sind nur Punktlasten an Fahrwerkanbindung: Effekt der Reaktionslasten durch große Massen werden derzeit nicht berücksichtigt.



PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen

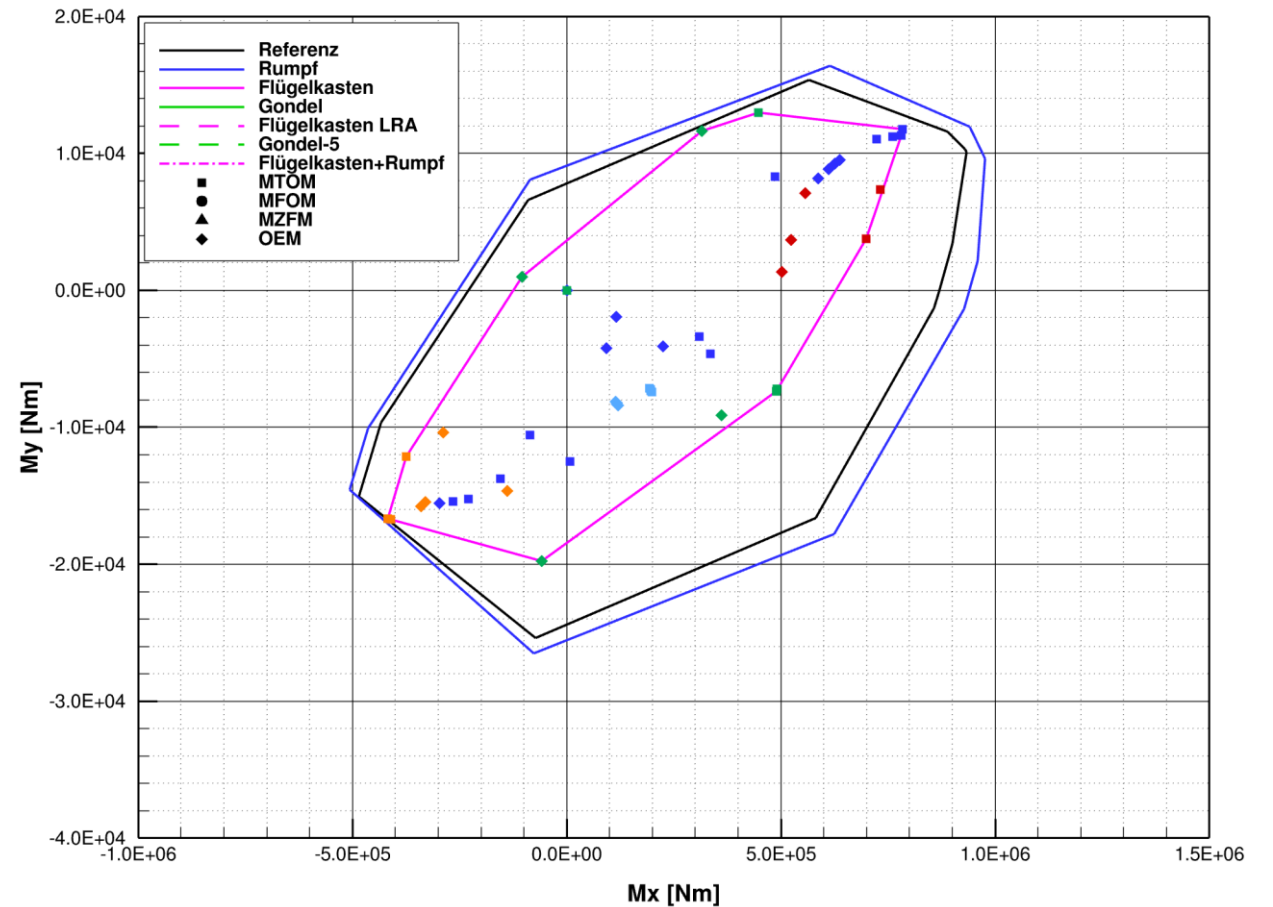


Ergebnisse Lasten



Lastkartoffeln My | Mx

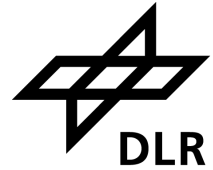
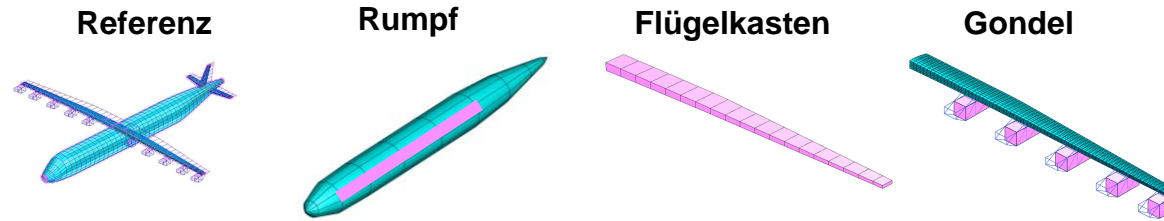
- Batteriemassen hinter LRA - Massenträgheiten
- Gondelmassen vor LRA und Luftangriffspunkt
- Biegemoment einzelner großer Massen entlastender
- Torsion einzelner großer Massen je nach Lage positiv/negativ
- Landelasten sind nur Punktlasten an Fahrwerkanbindung: Effekt der Reaktionslasten durch große Massen werden derzeit nicht berücksichtigt.



PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen

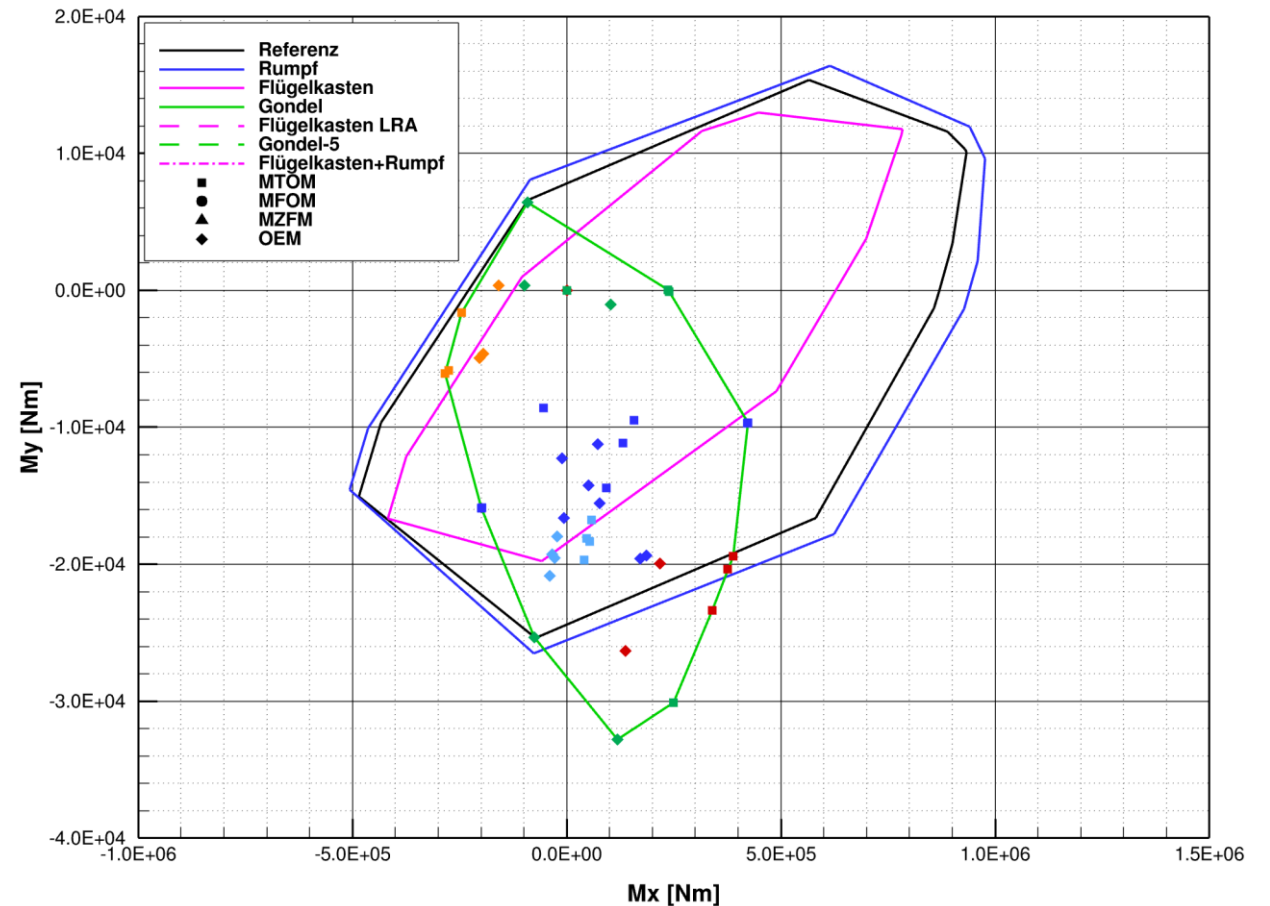


Ergebnisse Lasten



Lastkartoffeln My | Mx

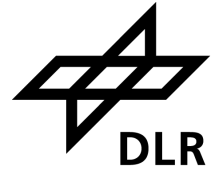
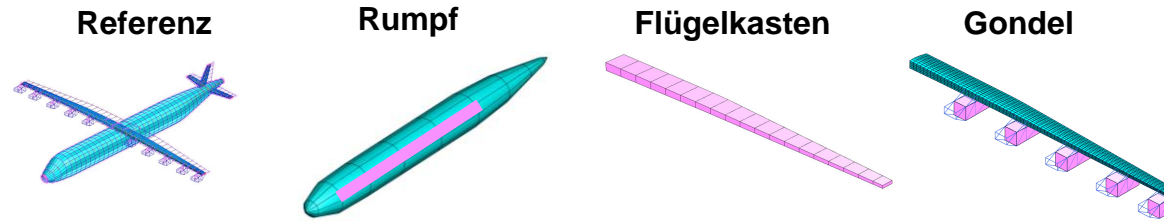
- Batteriemassen hinter LRA - Massenträgheiten
- Gondelmassen vor LRA und Luftangriffspunkt
- Biegemoment einzelner großer Massen entlastender
- Torsion einzelner großer Massen je nach Lage positiv/negativ
- Landelasten sind nur Punktlasten an Fahrwerkanbindung: Effekt der Reaktionslasten durch große Massen werden derzeit nicht berücksichtigt.



PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen

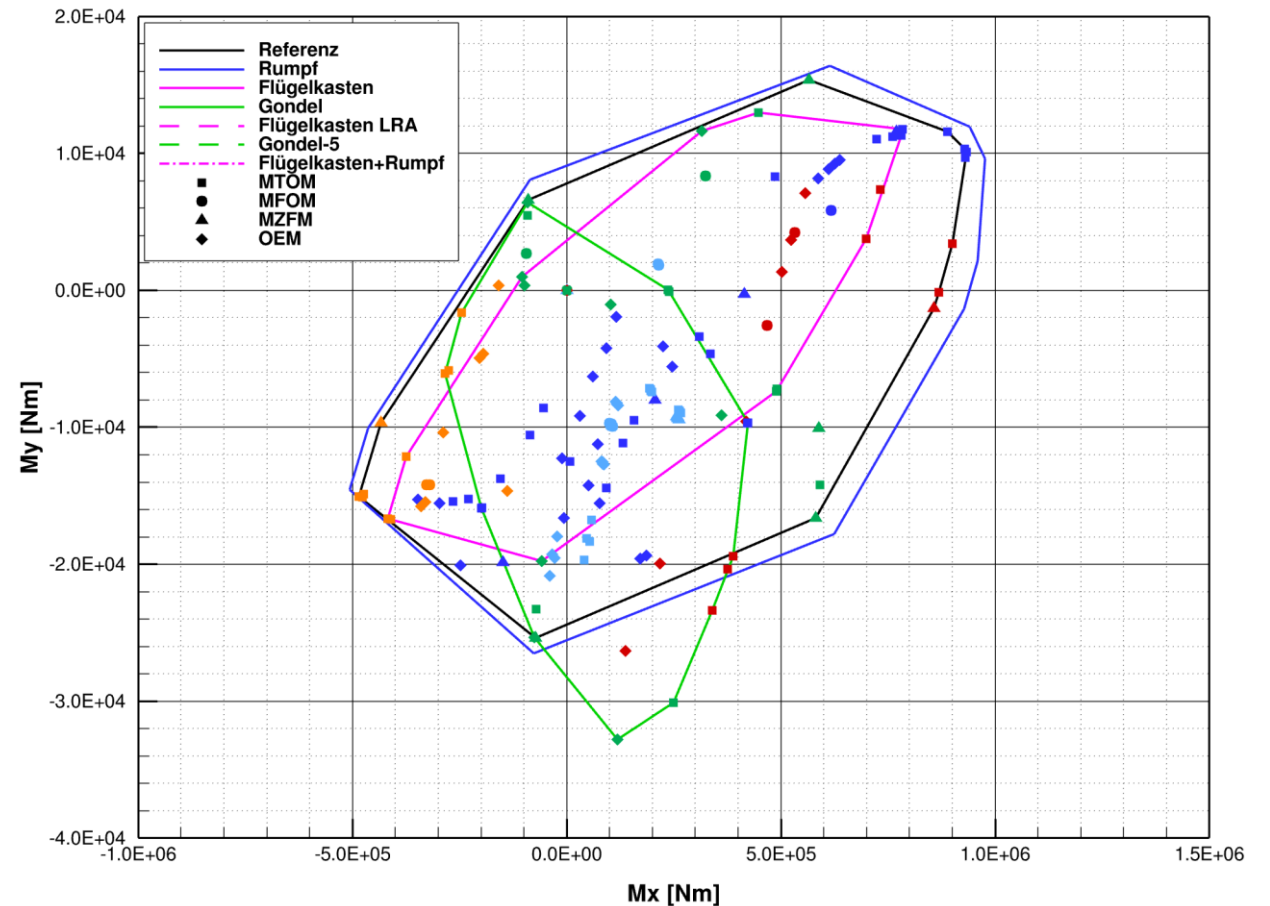


Ergebnisse Lasten



Lastkartoffeln My | Mx

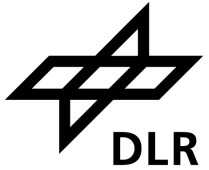
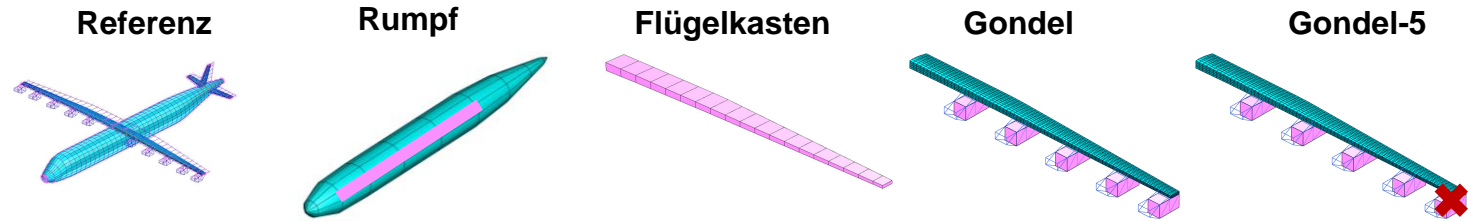
- Batteriemassen hinter LRA - Massenträgheiten
- Gondelmassen vor LRA und Luftangriffspunkt
- Biegemoment einzelner großer Massen entlastender
- Torsion einzelner großer Massen je nach Lage positiv/negativ
- Landelasten sind nur Punktlasten an Fahrwerkanbindung: Effekt der Reaktionslasten durch große Massen werden derzeit nicht berücksichtigt.



PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen

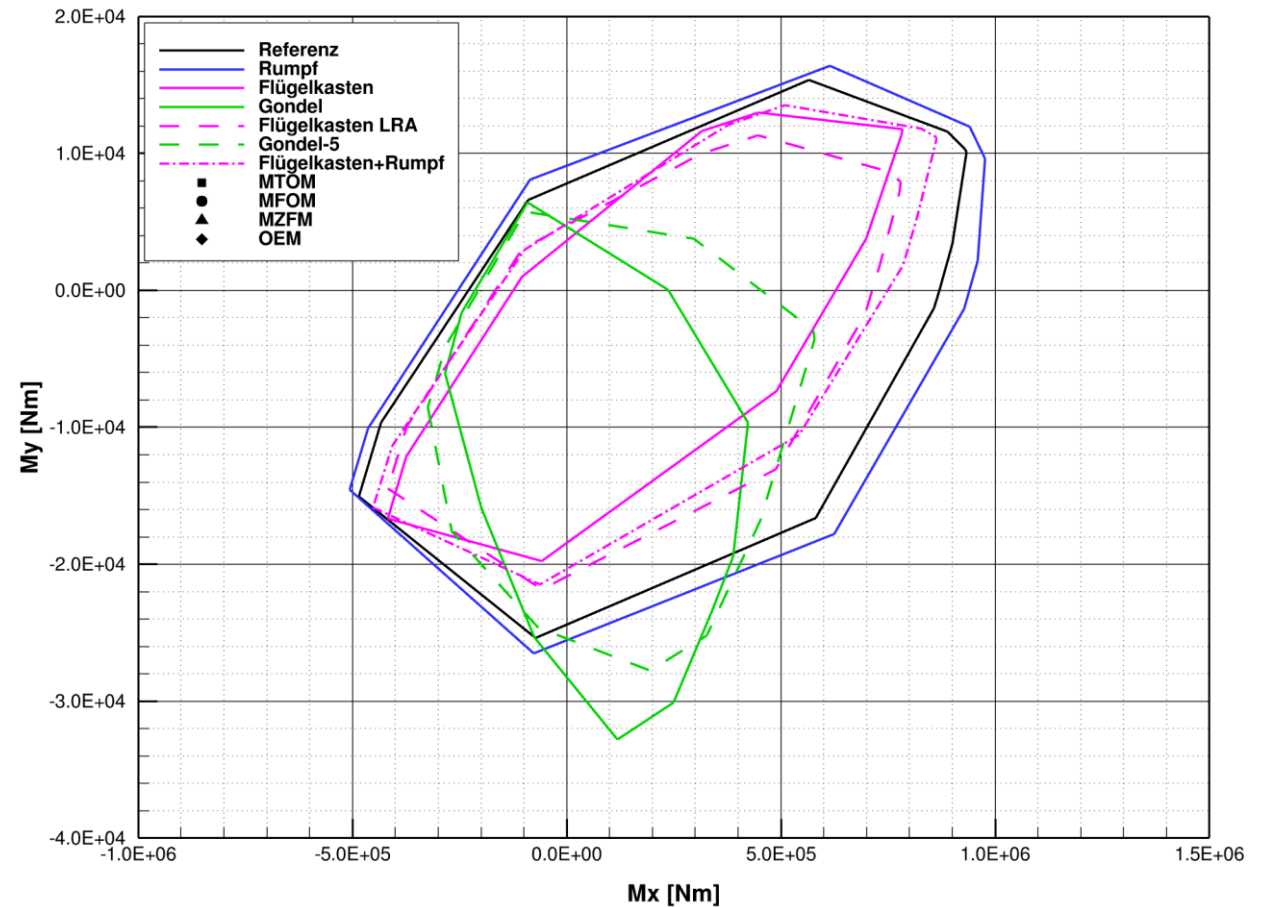


Ergebnisse Lasten



Lastkartoffeln My | Mx

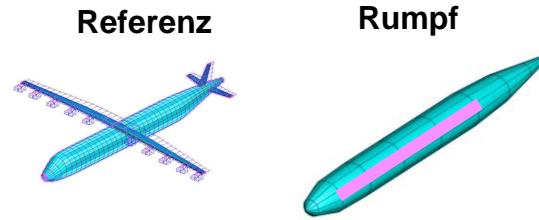
- Batteriemassen hinter LRA - Massenträgheiten
- Gondelmassen vor LRA und Luftangriffspunkt
- Biegemoment einzelner großer Massen entlastender
- Torsion einzelner großer Massen je nach Lage positiv/negativ
- Landelasten sind nur Punktlasten an Fahrwerkanbindung: Effekt der Reaktionslasten durch große Massen werden derzeit nicht berücksichtigt.



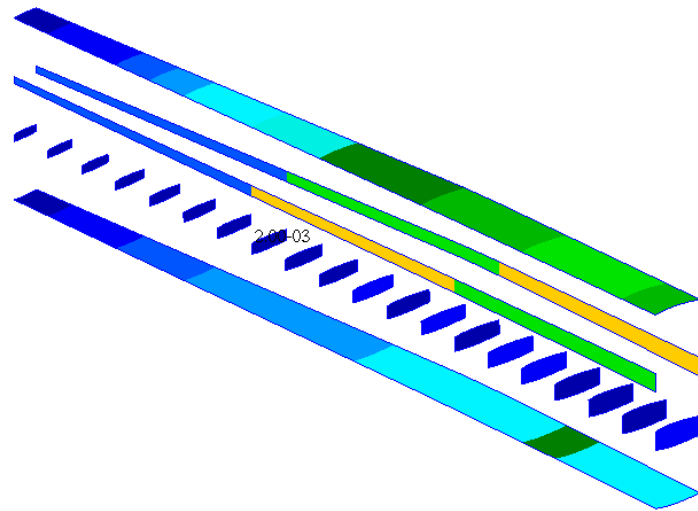
PullUp PushDown 1g Rollen Gieren Böen



Ergebnisse Strukturoptimierung

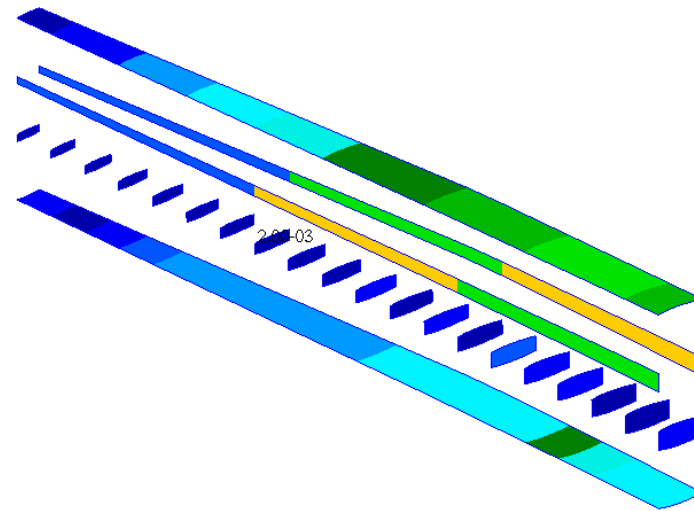


Dickenverteilung



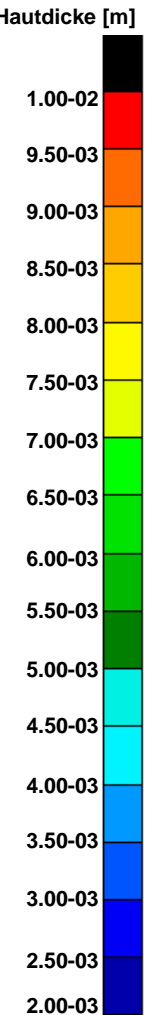
Referenz

Primärmasse: 1588.5 kg

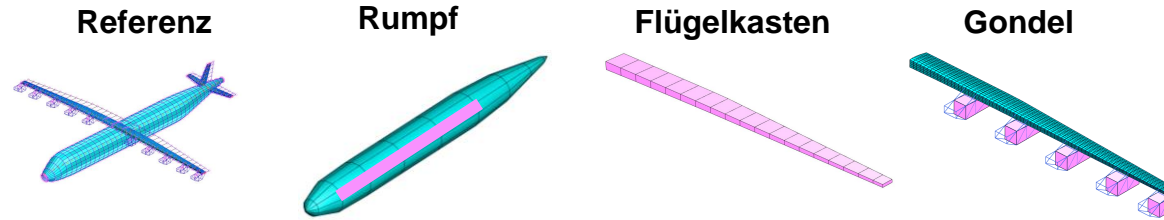


Rumpf

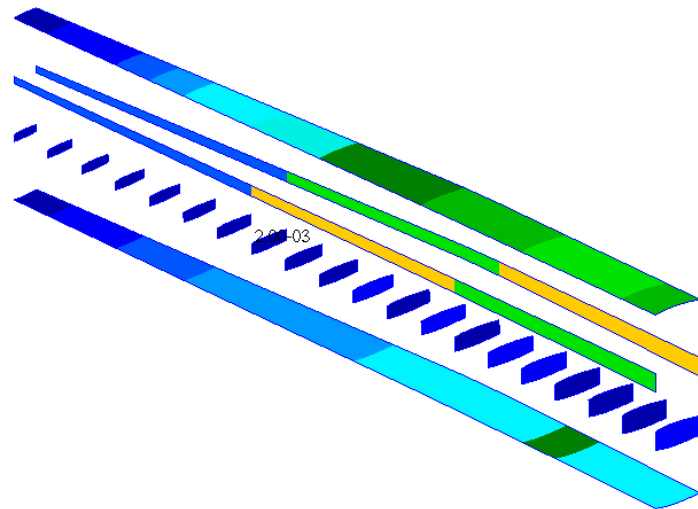
Primärmasse: 1618.3 kg



Ergebnisse Strukturoptimierung

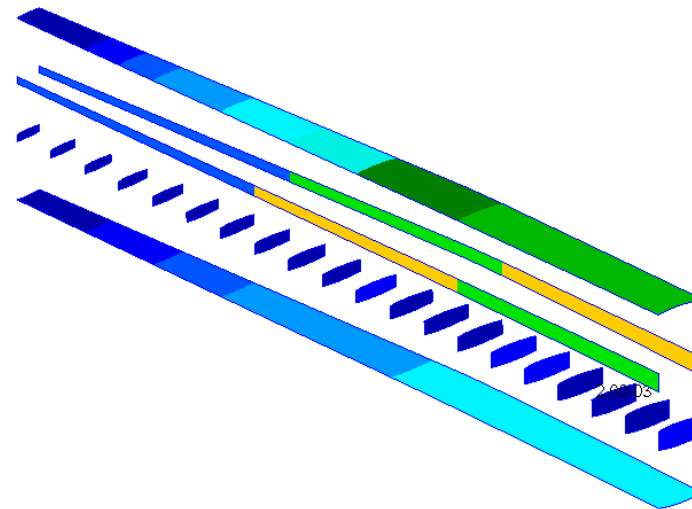


Dickenverteilung



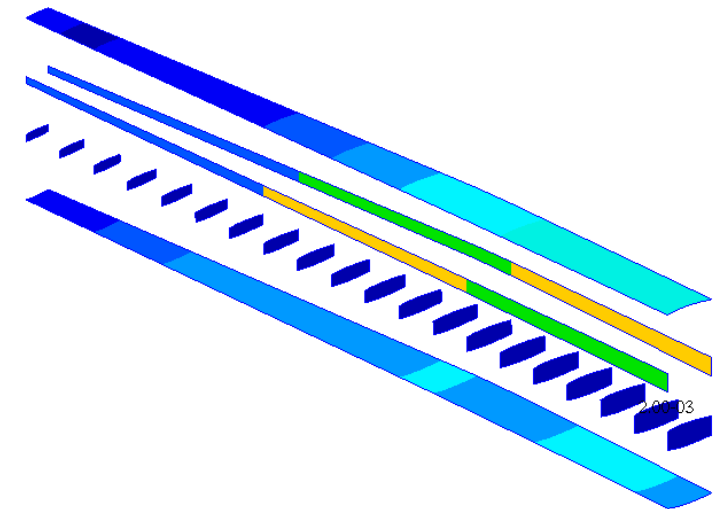
Referenz

Primärmasse: 1588.5 kg



Flügelkasten

Primärmasse: 1503.8 kg
 Δ -5.3%



Gondel

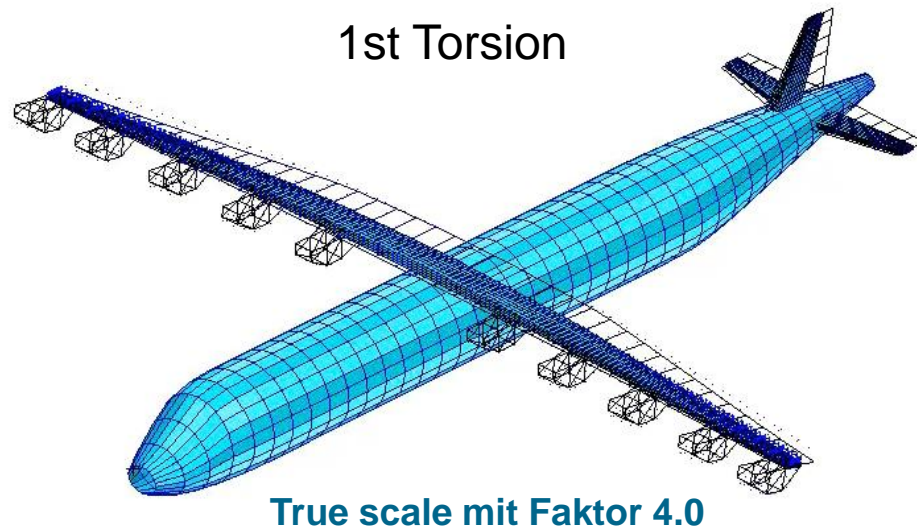
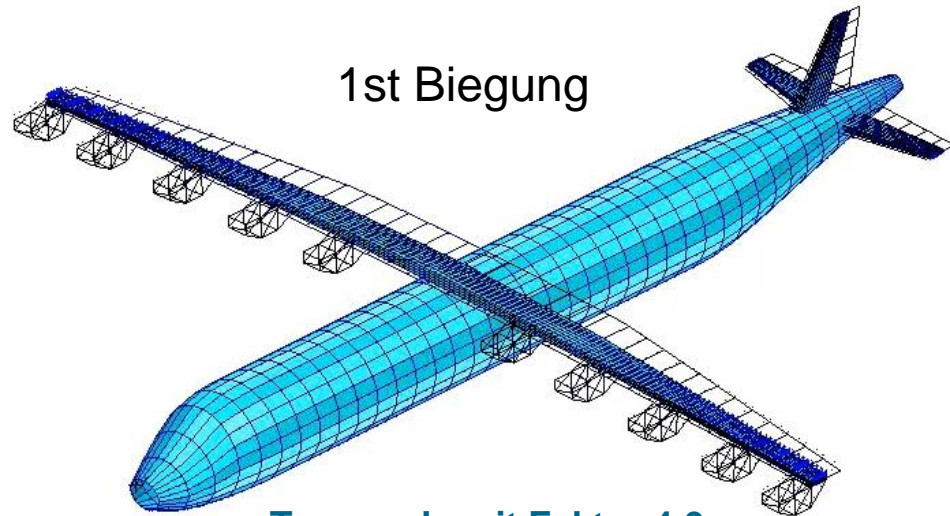
Primärmasse: 1272.1 kg
 Δ -20%

Hautdicke [m]



Ergebnisse

Fluttergeschwindigkeit und Eigenformen

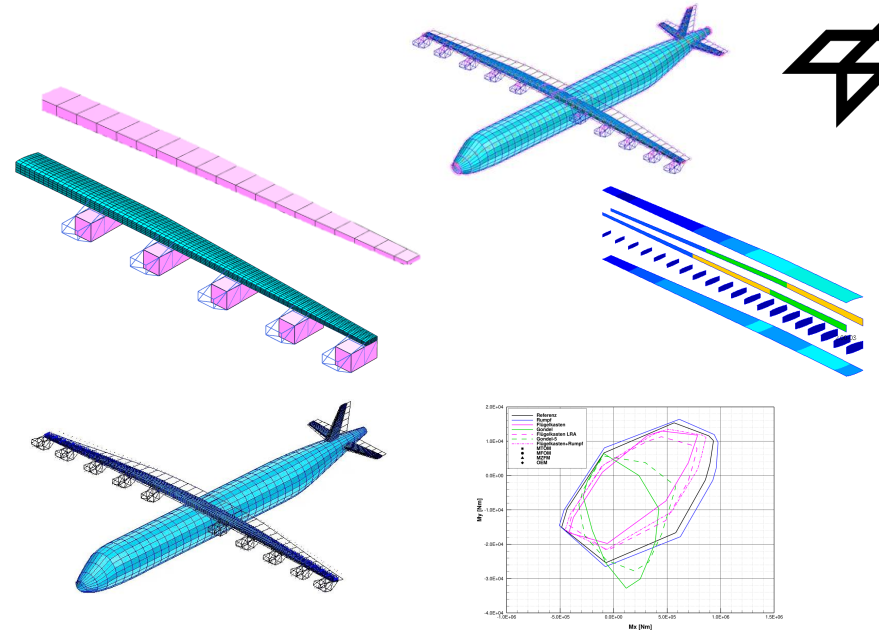


Fluttercheck:
Flutter für alle Konfigurationen unkritisch in den
Flugbereichsgrenzen

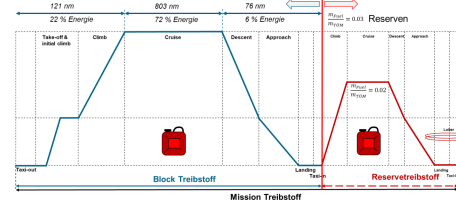
Masse: OEM

Konfiguration	1st Biegung	1st Torsion
Referenz	1.47290	12.3593
Rumpf	1.42071	12.5303
Flügelkasten	1.29907	10.8308
Gondel	0.78092	13.9646
Gondel-5+FK	1.04066	12.1749
Flügelkasten+Rumpf	1.35033	11.3098

Zusammenfassung & Ausblick



Annahmen EIS2035:
500 Wh/kg 800 Wh/L



Zusammenfassung

- Energieträgerwechsel (Massen & Volumen)
- Aeroelastische Modelle
- Ergebnisse – Massenpositionierung von großen Massen einflussreich auf Lasten

Ausblick

- Landelasten (Reaktionslasten) & Dynamische Landestoßberechnung
- Größere Konfiguration aus EXACT untersuchen: Plug-In Hybrid D250-PHEA-2035
- Erkenntnisse bei Brennstoffzellen Flugzeuge (ZEBRA-Projekt) anwenden & erweitern
- Optimierte Massenpositionierung für Lastreduktion ausnutzen und in Flugzeuggesamtentwurf einbringen



Vielen Dank für Ihre Aufmerksamkeit



[1] Europäische Kommission: Pressemitteilung 11.12.2019 - Der europäische Grüne Deal, URL: https://ec.europa.eu/commission/presscorner/detail/de/ip_19_6691 (Stand: 27.03.2024)

[2] Klimmek, Thomas und Schulze, Matthias und Atanasov, Georgi (2021) Investigation on Regional Aircraft Configuration Variants with Distributed Propulsion using DLR's Parametric Aeroelastic Design Process cpacs-MONA. DLRK 2021, 31. Aug. - 02. Sep. 2021, Bremen, Deutschland.

[3] Fraunhofer Institute for Systems and Innovation Research ISI (2023) "Alternative Battery Technologies Roadmap 2030+" doi:10.24406/publica-1342

[4] Fraunhofer Institute for Systems and Innovation Research ISI (2022) "Solid-State Battery Roadmap 2035+"

[5] <https://www.chemie.de/lexikon/Kerosin.html>

[6] Atanasov, Georgi (2022) Concept Introduction: 70 PAX Plug-In Hybrid-Electric Aircraft (D70-PHEA), DLRK Dresden

[7] European Aviation Safety Agency (2011), "Certification Specifications and Acceptable Means of Compliance for Large Aeroplanes CS-25, Amendment 11," [] Klimmek, Thomas (2009), "Parametrization of Topology and Geometry for the Multidisciplinary Optimization of Wing Structures" in European Air and Space Conference.

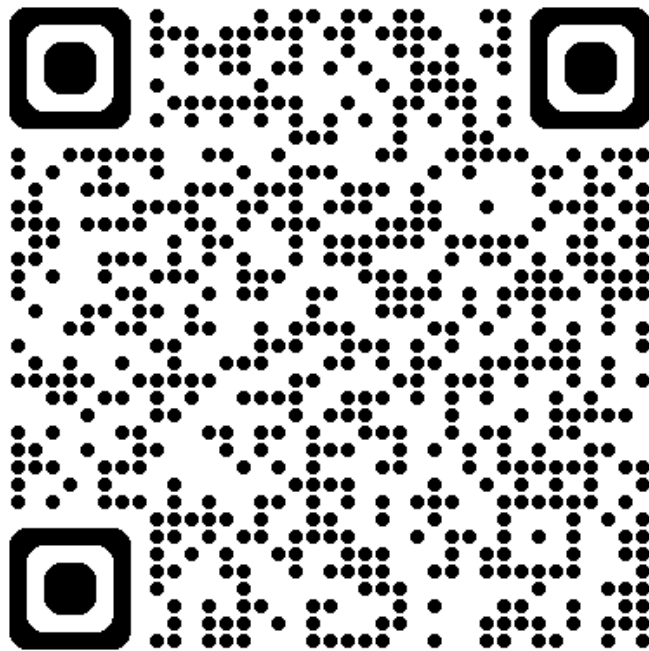
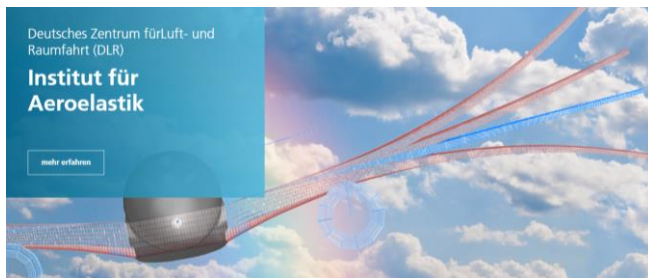
[8] Klimmek, Thomas (2009), "Parametrization of Topology and Geometry for the Multidisciplinary Optimization of Wing Structures" in European Air and Space Conference.

[9] MSC Software Corporation (2020), "MSC Nastran 2021 Quick Reference Guide", United States of America: HEXAGON.

Gefördert durch:

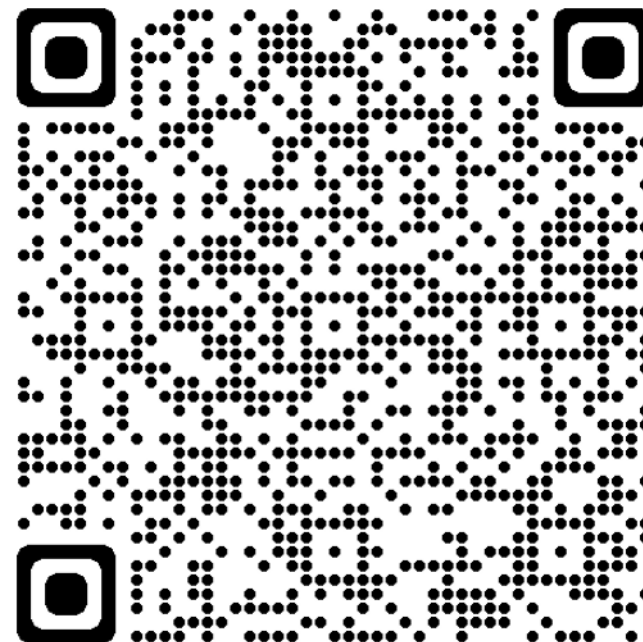


aufgrund eines Beschlusses
des Deutschen Bundestages



LinkedIn®

DLR-Institut für Aeroelastik



Thema: **Untersuchung einer Regionalflugzeugkonfiguration mit verteilten Antrieben und flügel-integrierten Batterien**

Datum: 2024-10-01

Autor: Tobias Hecken, Thomas Klimmek, Matthias Schulze

Institut: Institut für Aeroelastik

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

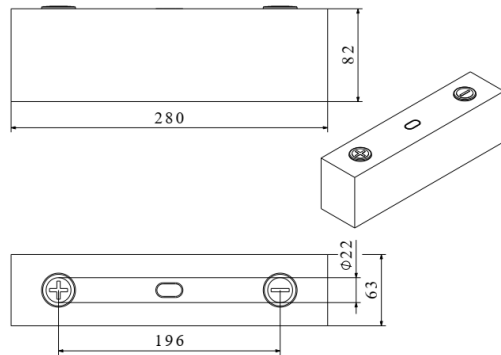
BACKUP

Energieträgerwechsel

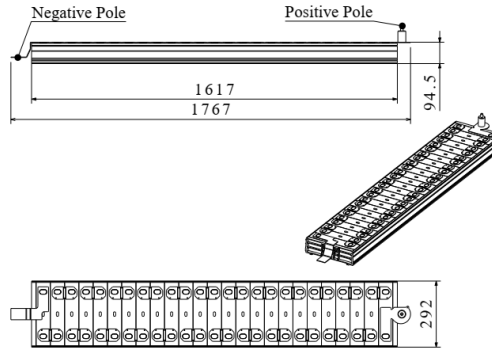
Batterietechnologie – aktuell

Einordnung: Aktuelle Technologien

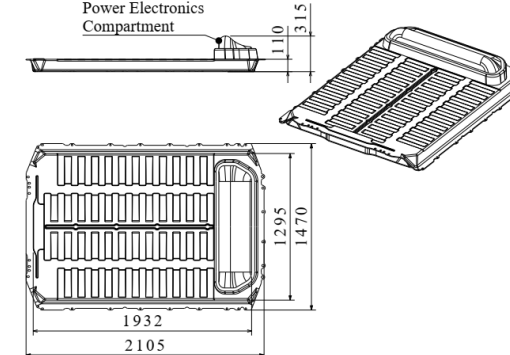
Batterie von Tesla Model 3



(a) Battery cell



(b) Battery module (25s1p)



(c) Battery pack

TESLA LFP	Volumen [L]	Gewicht [kg]	Energie [Wh]	Gravimetrische Energiedichte [Wh/kg]	Volumetrische Energiedichte [Wh/L]
Zelle	1.4465	3.0950	0.5447	176.0	376.6
Modul (25-Zellen)	38.400	84.100	13.624	162.0	355.0
Pack (4-Module)	277.40	458.00	57.250	126.0	208.0

8% (between 176.0 and 162.0)
 20.5% (between 162.0 and 126.0)
 5.7% (between 376.6 and 355.0)
 39% (between 355.0 and 208.0)

Rosenberger, Nico et al. (2024), "Quantifying the State of the Art of Electric Powertrains in Battery Electric Vehicles: Comprehensive Analysis of the Tesla Model 3 on the Vehicle Level" in World Electric. Vehicle Journal 15, no.6: 268.

<https://doi.org/10.3390/wevj15060268>

28.5%

44.7%

Ziel in der Luftfahrt EIS2040 10-20%

Energieträgerwechsel Batterietechnologie

Einordnung: EIS2030-2040

Roadmaps vom Fraunhofer Institut

Annahmen EIS2035 (Packebene):

400 - 500 Wh/kg

800 - 1000 Wh/L

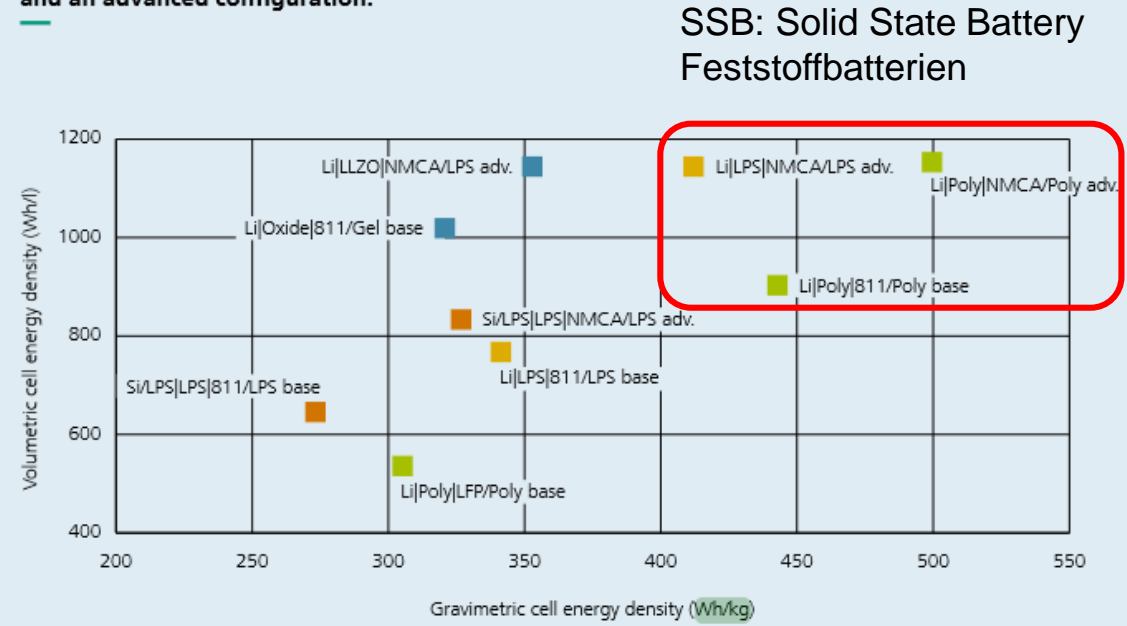
Beispiel: Magnesium-Ion Batterie

Table 6: Estimated KPIs of MIBs today and in the long-term future

KPI	Value (today)	Value (longterm)
Cell-level KPI	50–150 Wh/kg	300–600 Wh/kg
Vol. energy density	150–300 Wh/l	400–750 Wh/l
Power density	~ LIB	> LIB
Power per electrode area	~ LIB	> LIB
Cycle life	150–750 cycles	>> 1,000 cycles
Calendar life	LIB level	LIB level
C-Rate	LIB level	LIB level



Figure 19: Calculated energy densities and specific energy for different SSB concepts in a base and an advanced configuration.



Fraunhofer Institute for Systems and Innovation Research ISI (2023) "Alternative Battery Technologies Roadmap 2030+" doi:10.24406/publica-1342

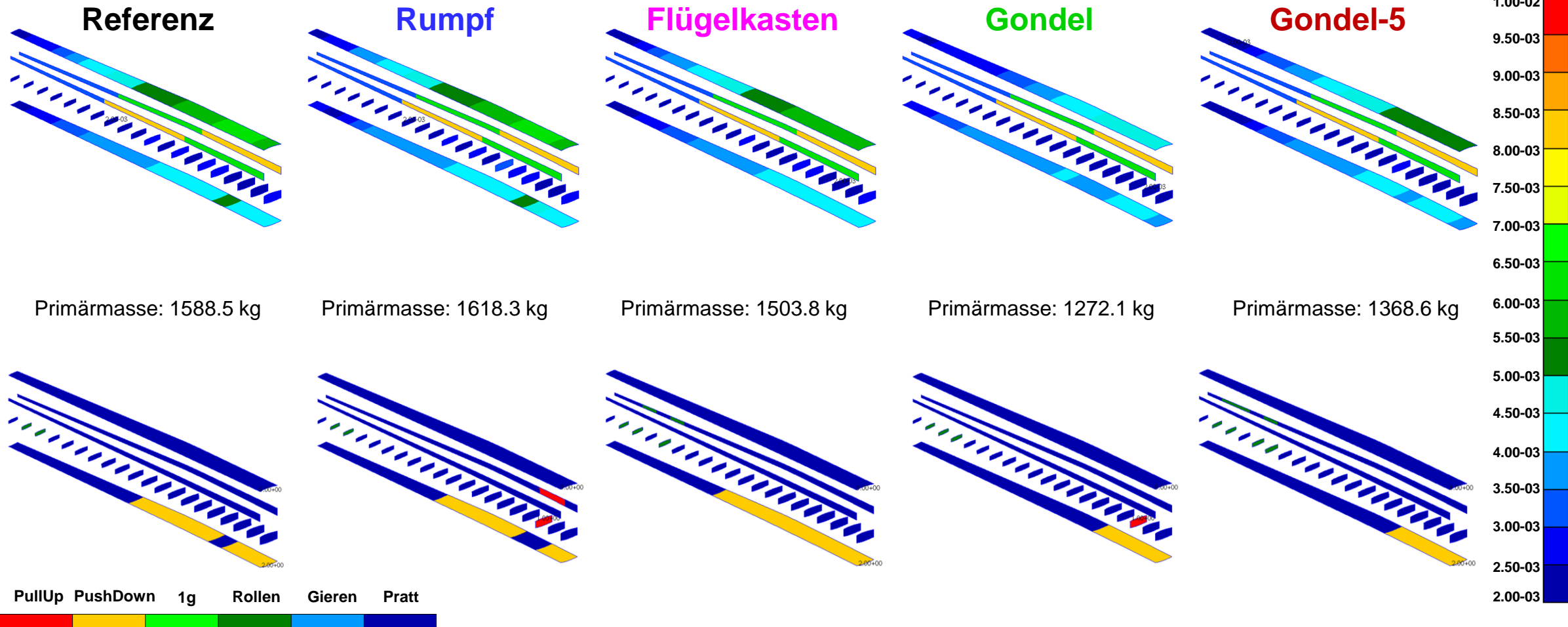
Fraunhofer Institute for Systems and Innovation Research ISI (2022) "Solid-State Battery Roadmap 2035+"

Ergebnisse

Strukturoptimierung - Backup



Dickenverteilung und dimensionierende Lastfälle



Ergebnisse Flutterkurven

