

Auslegung und Flugtests einer Nurflügel-Drohne



Inhalt des Vortrages

- ◆ **Verwendete Literatur und Formelzeichen**
- ◆ **Einführung / Historie**
- ◆ **Konzept und Anforderungen**
- ◆ **Flugmechanische Auslegung (Momentenausgleich)**
- ◆ **Flugleistungen (Berechnungen und Flugtests)**
- ◆ **Flugsteuer-Modi für die laterale Steuerung**
- ◆ **Flugtest Auswertungen zur Unterstützung der Laminat Entwicklung**

Verwendete Literatur und Formelzeichen

- [1]: Das flugmechanische Konzept des gepfeilten Nurflügels und ein Vorschlag zu dessen Weiterentwicklung, Bernhard Hauber, Beitrag zum DLRK 2020, DocumentID: 530042
- [2]: Ein einfaches Traglinienverfahren zur Berechnung der Auftriebsverteilung an gepfeilten Flügeln, Borisch Laschka und Friedrich Wegener, München und Stuttgart, Flugwiss. 7, Heft 2
- [3]: Profilpolaren für den Modellbau, D. Althaus, Institut für Gasdynamik und Aerodynamik der Universität Stuttgart, Neckar-Verlag
- [4]: Airfoils At Low Speeds (Soartech 8), Donovan, Fraser, Publisher: H.A. Stokely
- [5]: Summary of Low-Speed Airfoil Data Volume 3, Lyon, Broere, Giguere, Gopalarthnam, Selig, SoarTech Publications
- [6]: Aerodynamik des Flugzeuges, 2. Band, Schlichting/Truckenbrodt, Springer Verlag

Alle Formelzeichen und Bezeichnungen siehe ausführlicher Beitrag

Einführung / Historie

◆ Zur Person des Entwicklers:

- ◆ Beschäftigung mit Nurflügeln und deren Auslegung seit Anfang 1990.
- ◆ Arbeiten basieren ursprünglich auf den sog. „Nurflügel Symposien“ welche in den 1980 und 1990 Jahren von der Oskar-Ursinus-Vereinigung organisiert wurden.
- ◆ Start der Arbeiten am Auslegungs-Werkzeug „acdes“ in den 1990 Jahren basierend auf Buch von Nickel/Wohlfahrt „Schwanzlose Flugzeug – Ihre Auslegung und Ihre Eigenschaften“.

◆ Zur Entwicklung der Nurflügel Drohne, Spannweite 2 m:

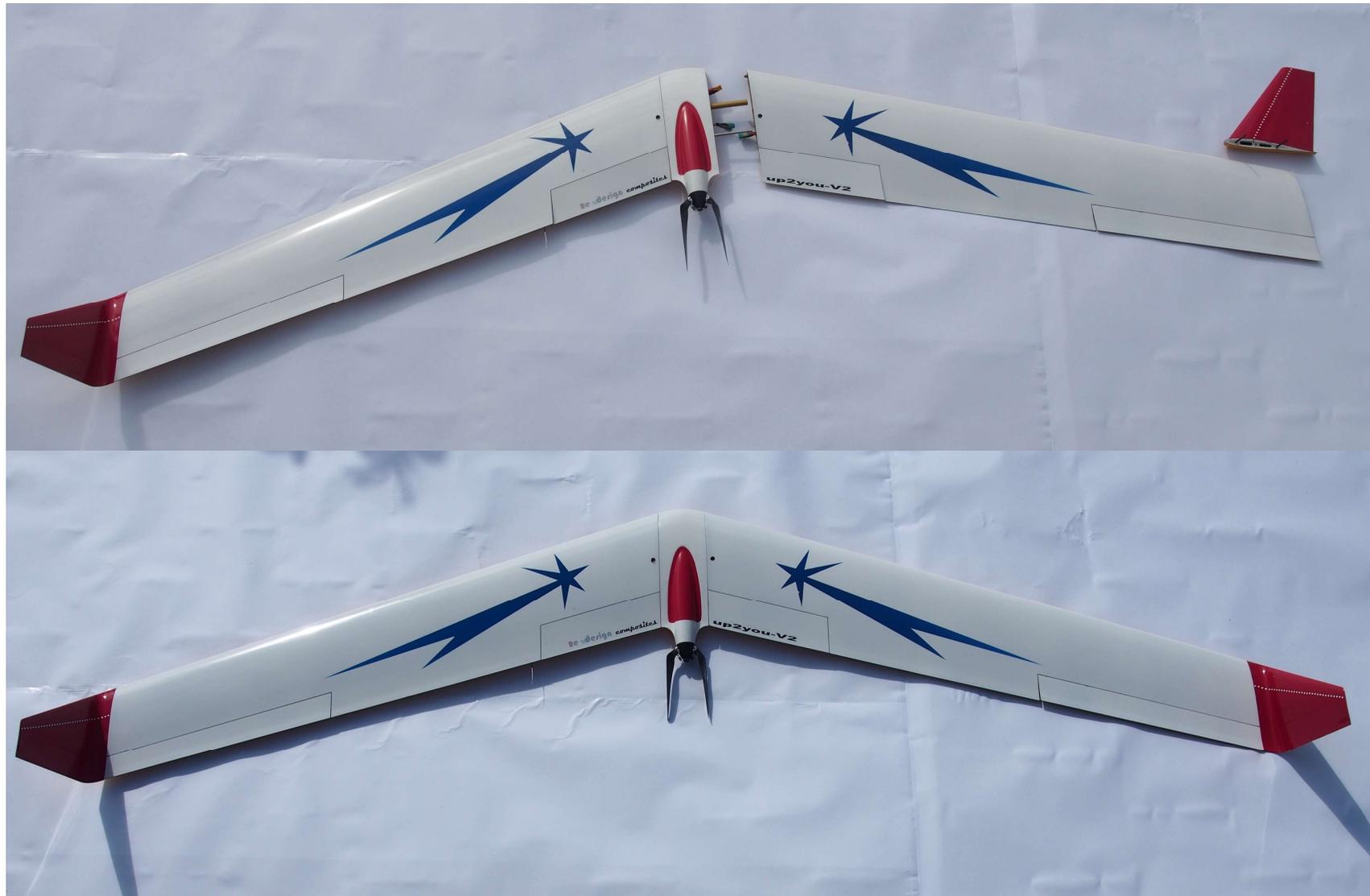
- ◆ Vorarbeiten: Rechnerische Untersuchungen der Wirksamkeit von Profilstraks hinsichtlich der Leistungsoptimierung nach der Programmierung der entsprechenden Routinen in acdes 2015. Verschiedene Versuche mit Flugmodellen.
- ◆ Start der Entwicklung: 2018 nach dem Aufbau einer eigenen Composite Prototypen Werkstatt.
- ◆ Erstflug: 20. Oktober 2019 (nicht motorisiert).



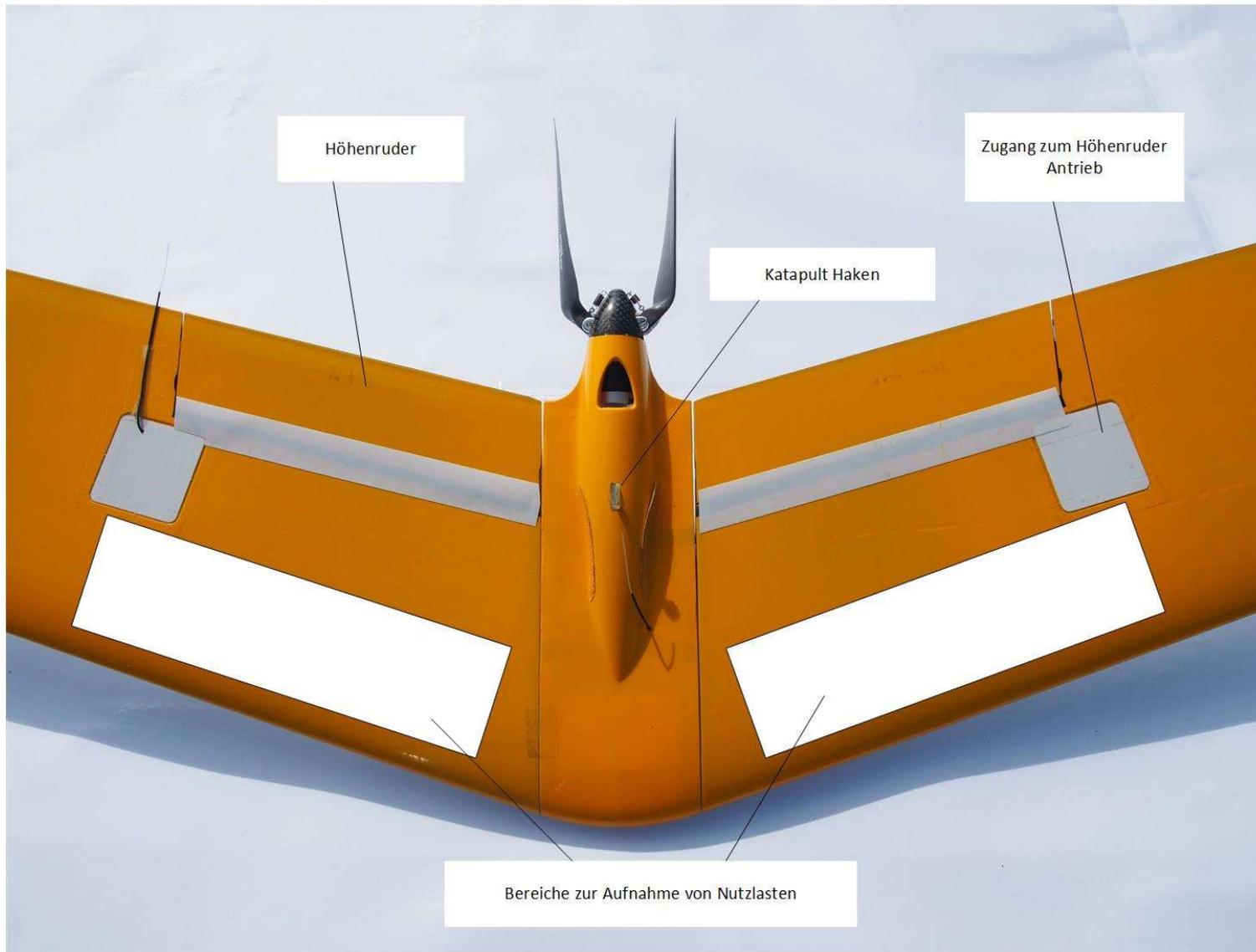
Konzept und Anforderungen

- ◆ Reduzierung der verschiedenen Arten des Widerstandes so weit wie möglich:
-> möglichst vollständige Ausnutzung des gepfeilten Nurflügel Konzeptes.
- ◆ Motorisierung durch einen Elektromotor hinter dem Flügel:
-> Vermeidung von Störungen des Auftriebs im Mittelbereich durch Luftschrauben Blätter.
- ◆ Einfache Architektur mit Möglichkeit der Aufnahme für kleine Lasten im inneren Flügelbereich:
-> Der Nurflügel sollte sich für militärische Aufklärungs-Anforderungen im Nahbereich eignen oder dazu weiter entwickeln lassen.
- ◆ Robuster Aufbau und gute Zerlegbarkeit und Transportierbarkeit.
- ◆ Skalierbar für größere Spannweiten.

Konzept und Anforderungen - Aufbau



Konzept und Anforderungen - Aufbau



Spezielle Anforderungen

Die folgenden speziellen technischen Anforderungen wurden definiert um das Konzept des gepfeilten Nurflügel generell weiter zu entwickeln:

- ◆ **Flugmechanischen Stabilisierung (Momentenausgleich) gemäß [1].**
Kombination aus:
 - > Verwendung eines Profil Straks → „Aerodynamische Verwindung“
 - > „Geometrische Verwindung“
- ◆ **Erprobung der Wirksamkeit eines innenliegenden Höhenruders.**
- ◆ **Entwicklung von (neuen) Flugsteuer-Modi zur lateralen Steuerung.**
- ◆ **Entwicklung eines Laminat-Aufbaus welcher keinerlei Beschränkungen bei der Hochgeschwindigkeit vorgibt.**

Flugmechanische Auslegung (Momentenausgleich)

- ◆ **Momentenausgleich ist erreicht wenn:**

$$0 = Cm_0 + Cm_A + CMS$$

- ◆ **CMS setzt sich aus den Anteilen der Aerodynamischen Verwindung und der Geometrischen Verwindung zusammen:**

$$CMS = CMS_A + CMS_G$$

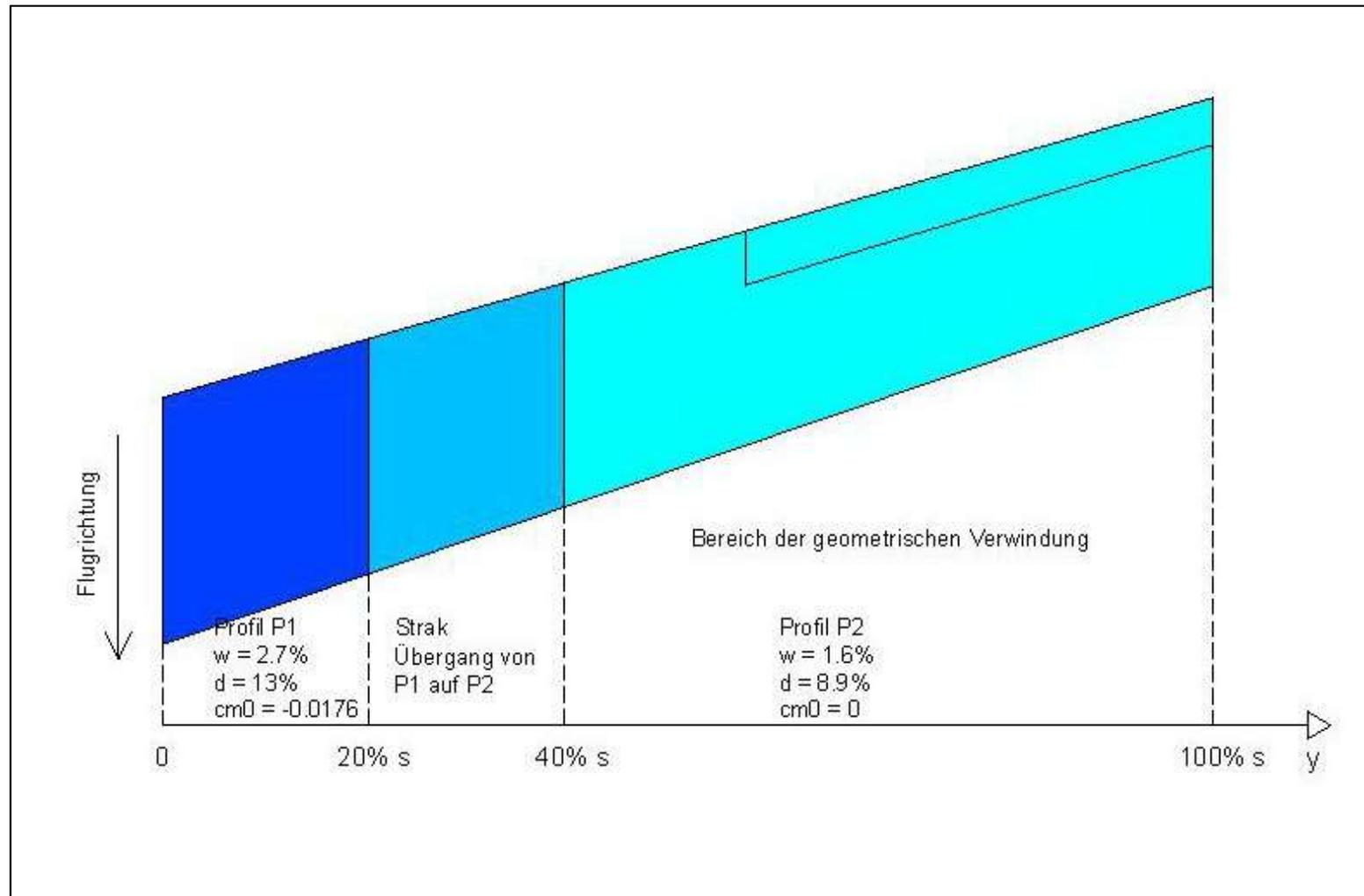
- ◆ **Berechnung des Momenten-Beiwertes CMS :**

$$CMS = \frac{1}{A * L} \int_{-s}^s ca0(y) * h(y) * l(y) * dy$$

- ◆ **Nullauftriebsverteilung $ca0(y)$ erhält man mit dem modifizierten Verfahren nach [2]. Diese beinhaltet die Effekte aus der A-Verwindung und der G-Verwindung.**

Flugmechanische Auslegung (Momentenausgleich)

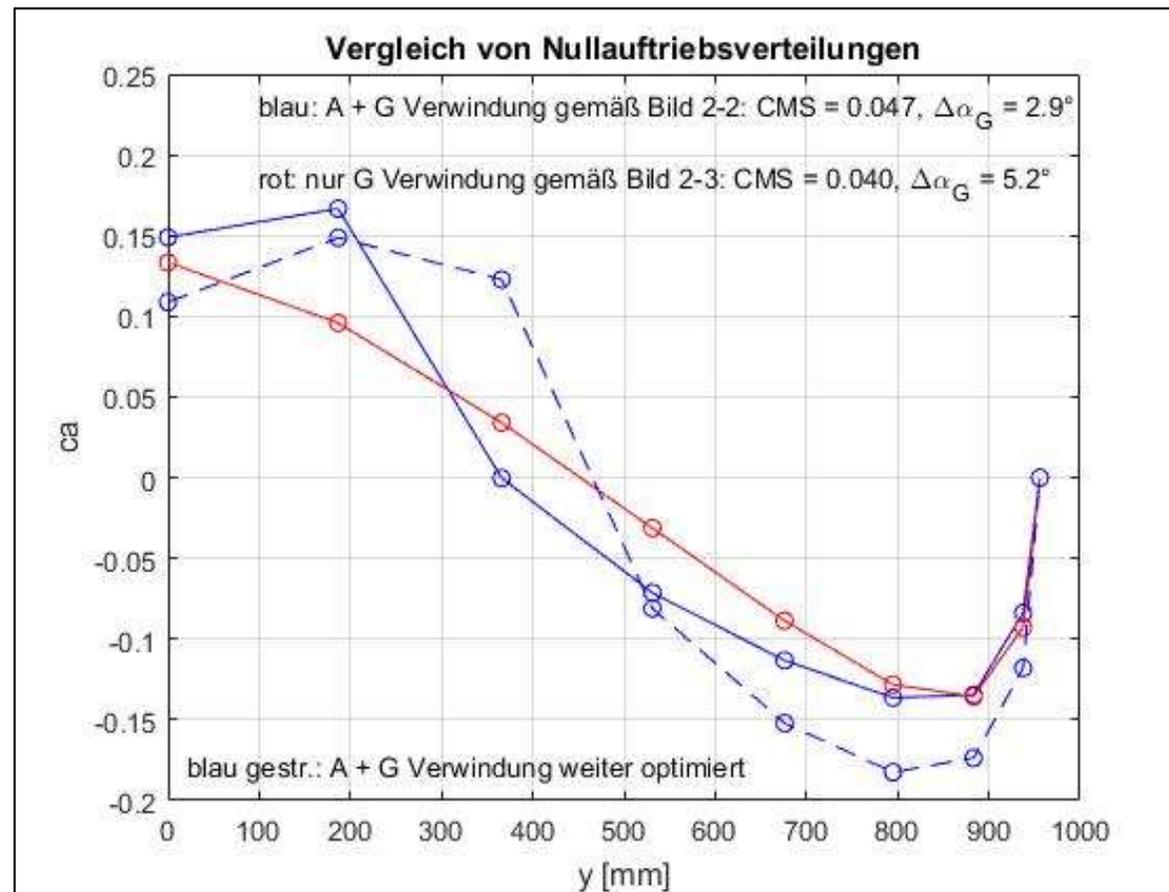
◆ Design des „Verwindungs-Schemas“:



Flugmechanische Auslegung (Momentenausgleich)

◆ Vorteile des Verwindungs-Schemas:

- Maximierung des erreichten CMS-Wertes durch „bessere“ c_{a0} -Verteilung
- Minimierung der notwendigen geometrischen Verwindung $\Delta\alpha_G$
- Verbesserung der Flugleistungen können erreicht werden, siehe [1]

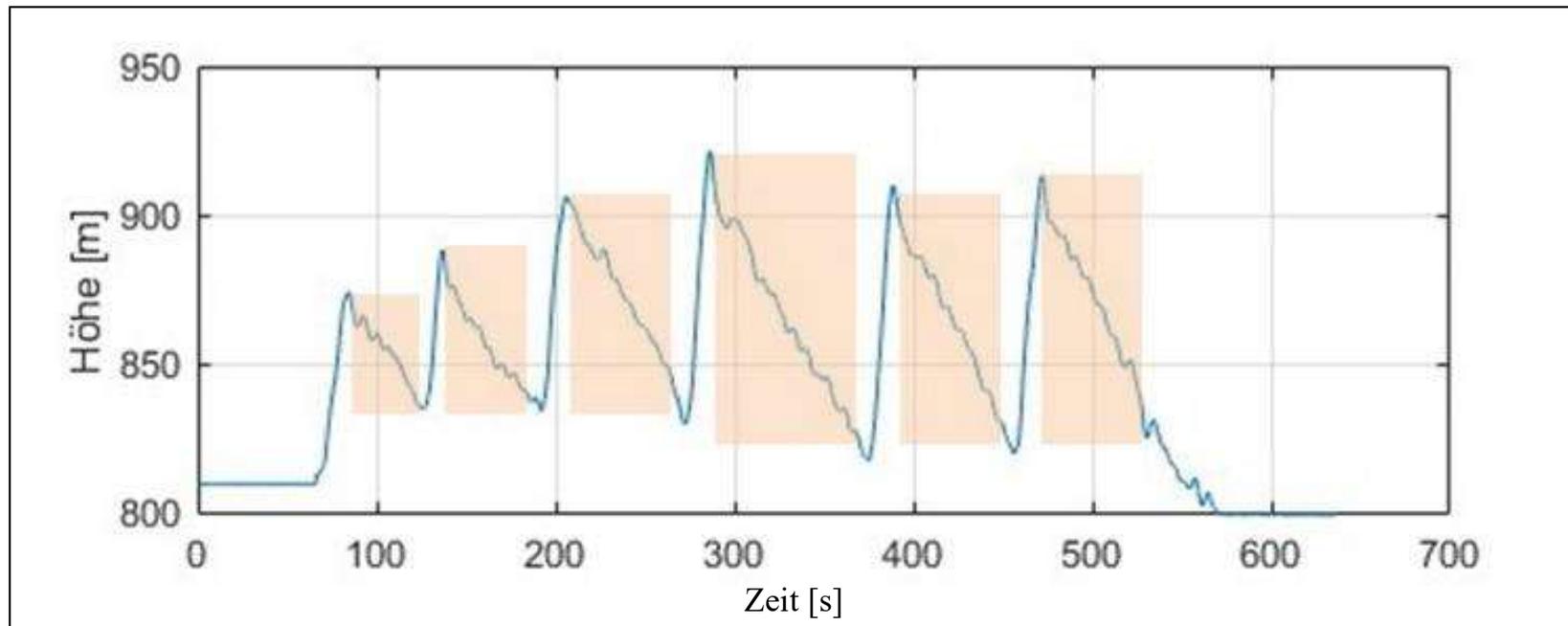


Flugmechanische Auslegung (Momentenausgleich)

- ◆ Für den Einsatz einer A-Verwindung muss die folgende Forderung aufgestellt werden:
 - Der Einsatz eines Profils P1 im Wurzelbereich mit einem Nullmomenten-Beiwert < 0 darf nicht zu einer Vergrößerung der G-Verwindung, im Vergleich zu einem Flügel ohne A-Verwindung, führen.
 - ◆ Mit anderen Worten: Der Beitrag der A-Verwindung durch den Einsatz eines Profils P1 zu CMS muss den mit dieser Maßnahme anwachsenden Nullmomenten-Beiwert C_{m_0} überkompensieren.
- ◆ Die „goldene Regel“ für das Momentengleichgewicht in Bezug auf Flugleistung:
 - ◆ Durch eine Optimierung der A und G Verwindung muss die G-Verwindung, ausgedrückt in $\Delta\alpha_G$, möglichst klein werden!

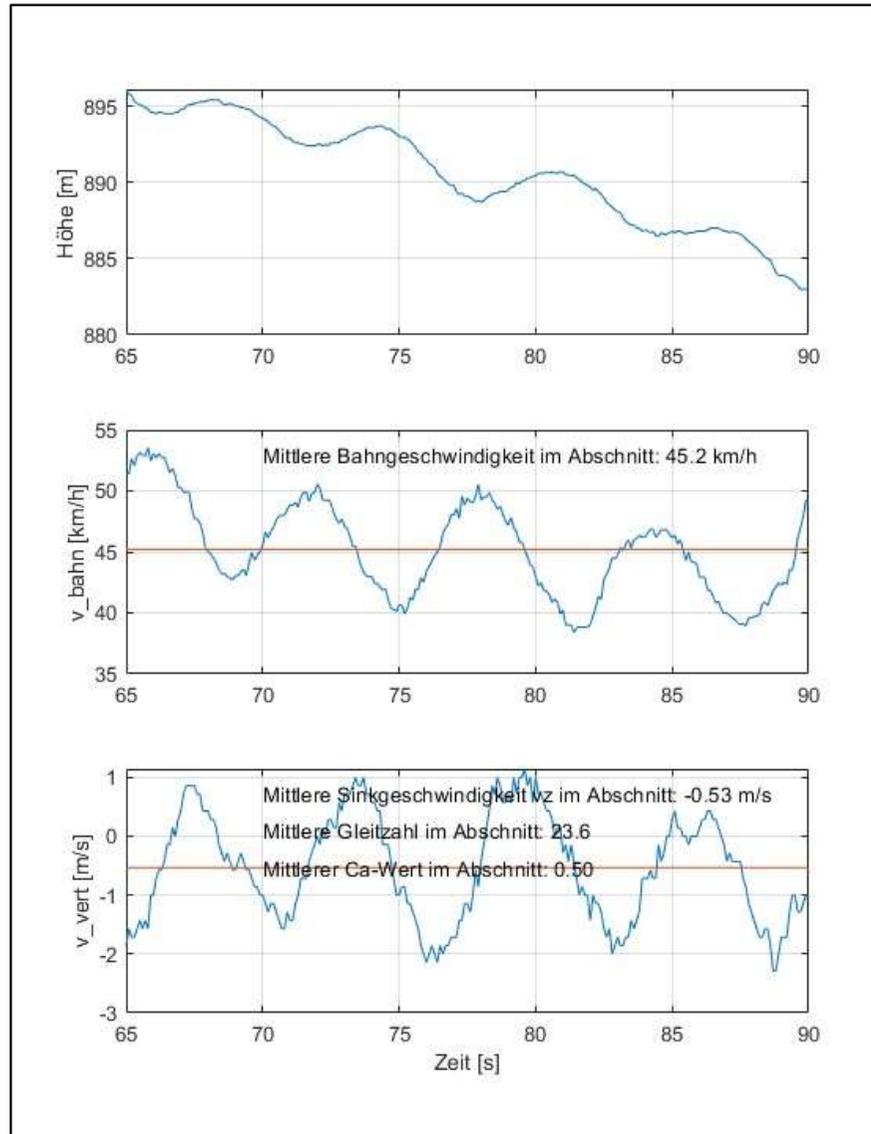
Flugleistungen

- ◆ Methode für die Bestimmung der Polare:
 - ◆ Erfliegen stationäre Flugzustände mit möglichst konstanter v_{bahn}
 - ◆ Isolieren der Bereiche und Auswertung



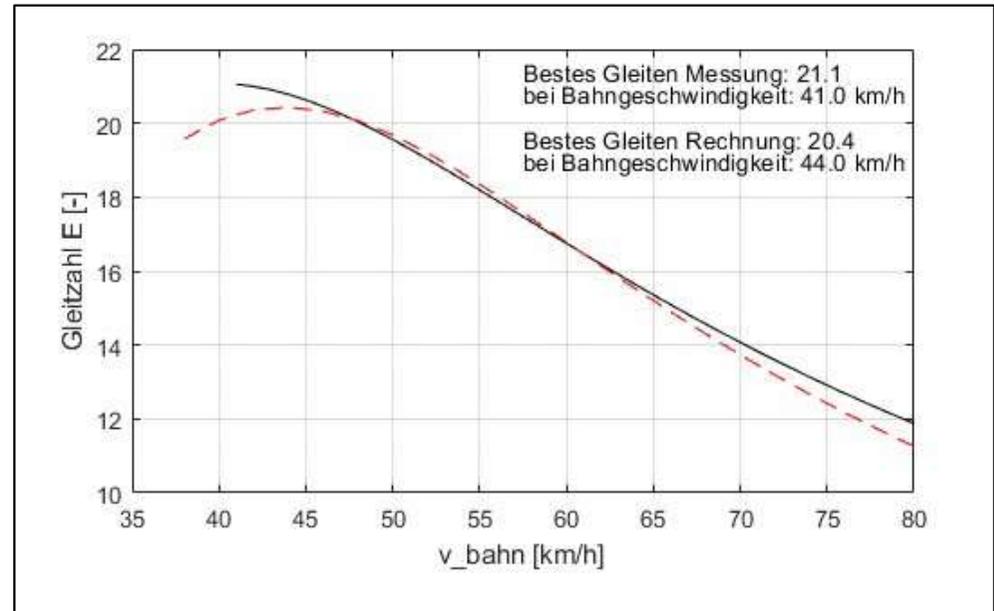
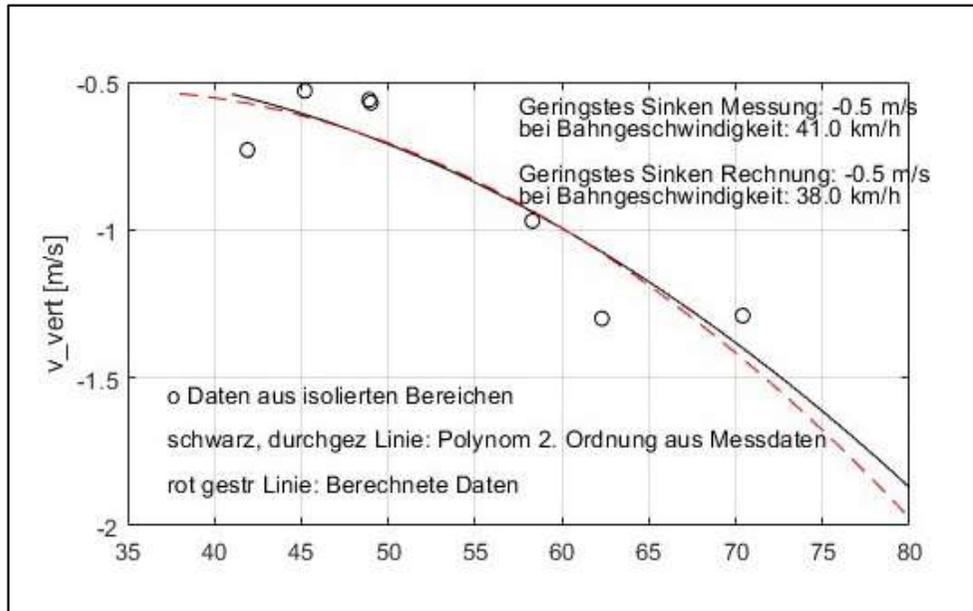
Flugleistungen

◆ Beispiel für stationären Flugzustand = Messpunkt



Flugleistungen

◆ Polare



- ◆ Messung und Rechnung passen relativ gut zusammen
- ◆ Berücksichtigt werden muss allerdings der relativ große Toleranzbereich der Messung aufgrund der Messmethode (siehe Bericht):
 - Beeinflussung durch nicht konstante Geschwindigkeit beim Messpunkt durch Phygoide, Pilotenfehler oder atmosphärischen Einfluss

Flugleistungen

◆ Kraftflug-Leistungen:

◆ Maximale horizontale Bahngeschwindigkeit aus Berechnung: 146 km/h

◆ Maximale horizontale Bahngeschwindigkeit aus Messung: 123 km/h

◆ Maximale Steiggeschwindigkeit aus Berechnung: 10.2 m/s

◆ Maximale Steiggeschwindigkeit aus Messung: 10.4 m/s

→ Detail Auswertungen zeigen noch Potential zur Verbesserung vor allem durch Anpassung der Luftschraube

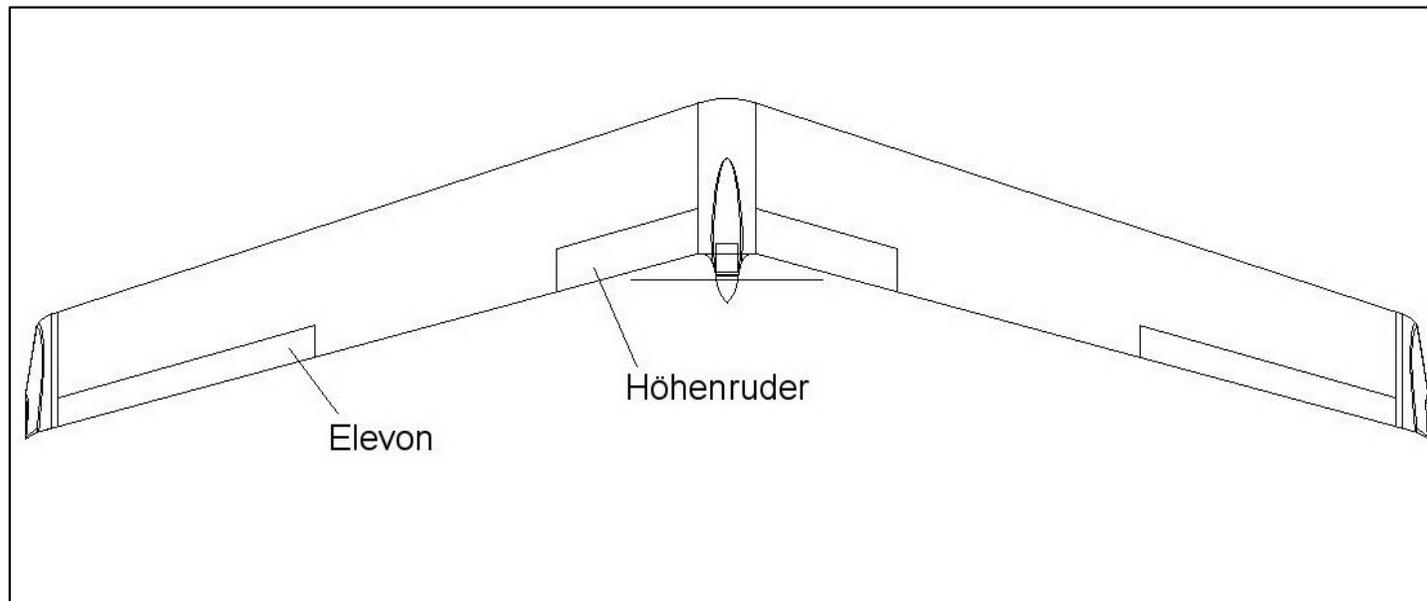
◆ Maximal erreichte Sturzflug Endgeschwindigkeit: ca. 200 km/h

◆ Abfangbogen mit 8g

→ Dient zur Beurteilung des Laminat Aufbaus

Entwicklung von Flugsteuer Modi für laterale-Steuerung

- ◆ Entwicklung der Flugsteuer-Modi basiert auf dem Einsatz eines innenliegenden Höhenruders:
 - ◆ Vermeidung von Nurflügel-typischen Nachteilen bei einer Steuerung welche ausschließlich über Elevons stattfindet.



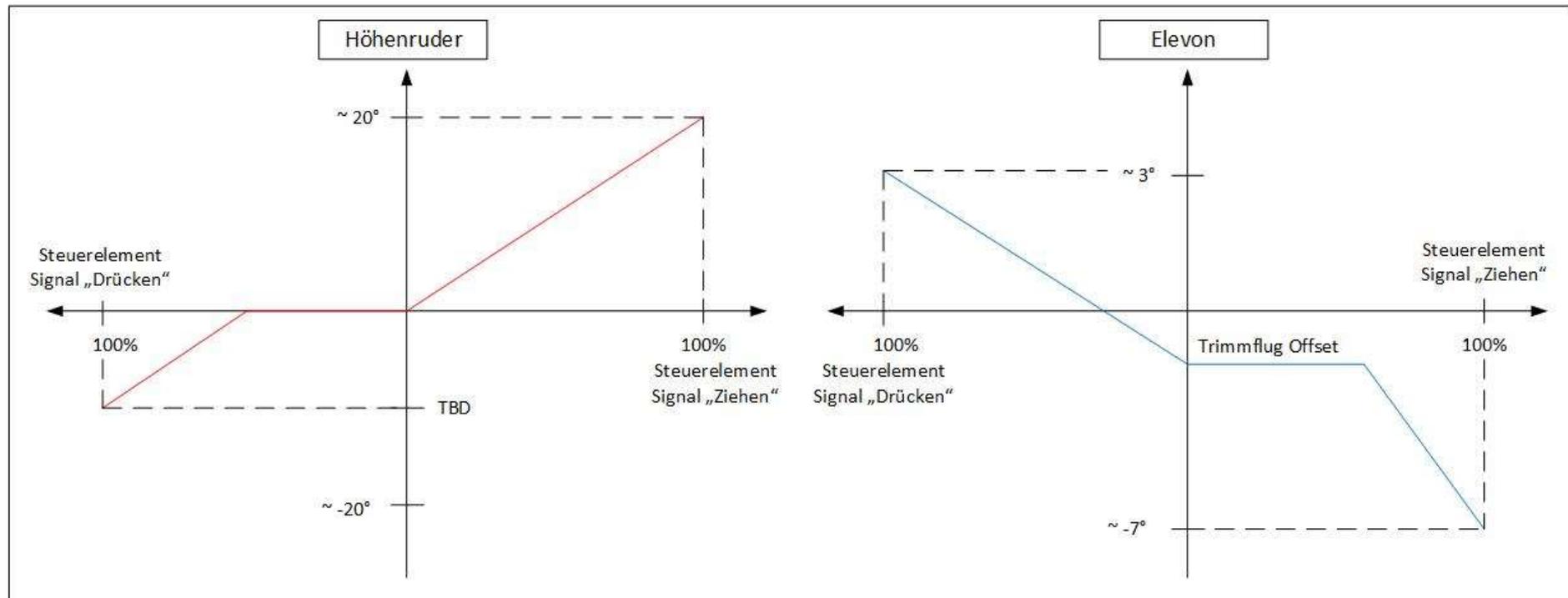
- ◆ Aber: Das innenliegende Höhenruder hat rechnerisch nur ca. 26% der Wirksamkeit des Elevons.
- ◆ Dies wurde in der Praxis „gefühl“ bestätigt!

Entwicklung von Flugsteuer Modi für laterale-Steuerung

- ◆ Daher wurden zwei prinzipielle Flugsteuer-Modi für die laterale Steuerung entwickelt:
- ◆ **IPC-Mode**: (Inner-Pitch-Control-Mode): Für Flugzustände, während welchen es auf eine leistungsoptimierte Steuerung der lateralen Achse ankommt, wird nur das Höhenruder betätigt. Solche Flugzustände sind das Fliegen in ruhigen Aufwindfeldern oder der Marschflug bei wenig Turbulenz.
- ◆ **CPC-Mode**: (Combined-Pitch-Control-Mode): Für Flugzustände, während welchen es auf eine maximale Agilität der lateralen Achse ankommt, werden Höhenruder und Elevon zeitgleich betätigt und in einem bestimmten Verhältnis zueinander gemischt.

Entwicklung von Flugsteuer Modi für laterale-Steuerung

◆ Beispiel eines optimierten CPC-Modes („CPC⁺-Mode“)

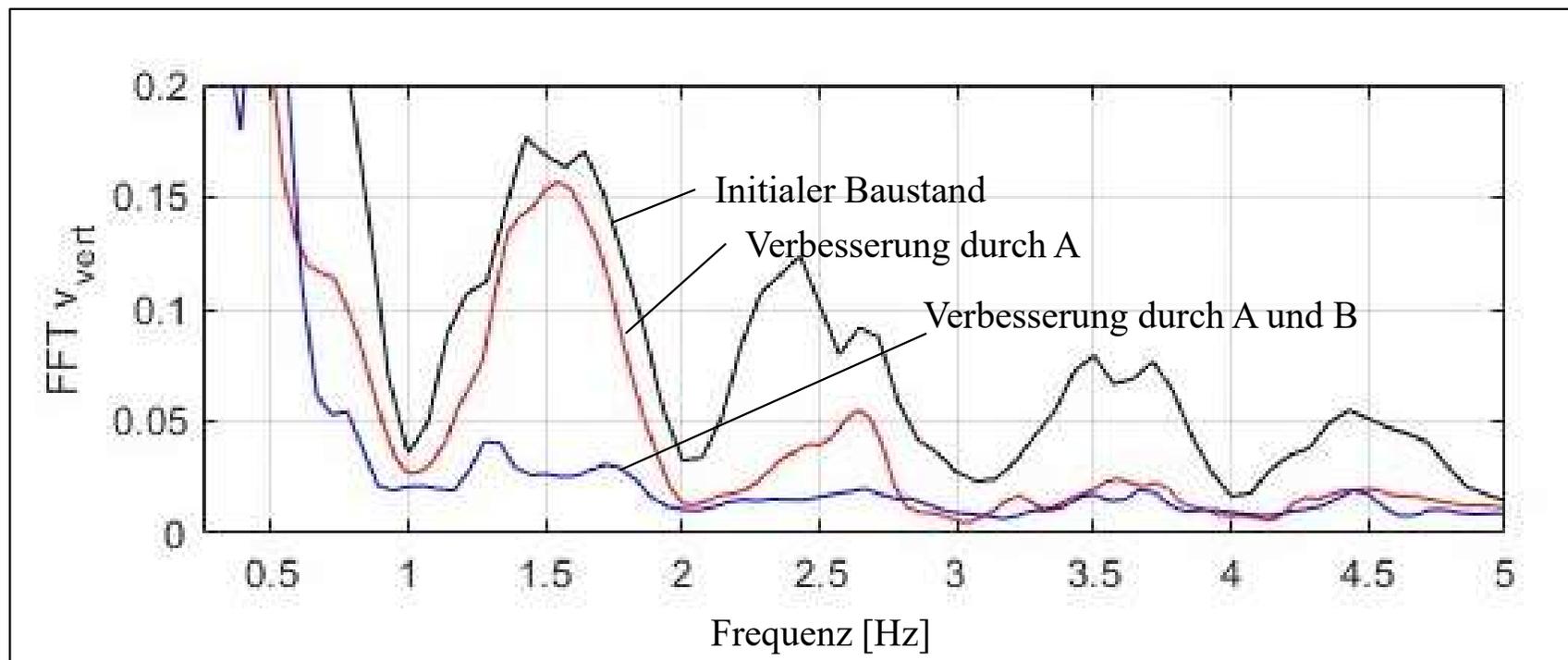


Flugtest-Auswertungen zur Unterstützung der Laminat Entwicklung

- ◆ Erreichte g-Belastung aus Sturzflug Tests dienen als Anforderungen für Festigkeitsberechnungen:
 - ◆ Erreicht wurden bislang 8g
 - ◆ Rechnerischer Festigkeitsnachweis: bis 40 g (Spezifikations-Forderung des Limit-Lastfall)
- ◆ Normierter Testablauf mit maximaler Horizontal Geschwindigkeit dient als Datengrundlage für FFT Auswertung:
 - ◆ Daten werden mit 10 Hz aufgezeichnet -> Darstellung bis 5 Hz möglich
 - ◆ Analyse des (qualitativen) Schwingungsverhaltens
 - ◆ Basierend darauf schrittweises Entwickeln des Laminates

Flugtest-Auswertungen zur Unterstützung der Laminat Entwicklung

- ◆ **Wesentliche Stufen der Laminat / Holm / Flügelverbindungs- Entwicklung:**
 - ◆ **A: Steifere Flügelverbindung durch Compound Material (Alu / CFK)**
 - ◆ **B: Änderung der Faserausrichtung / Änderung der Holmsteg Verklebung**



Die Evolution als Lehrmeister für den Flugzeugbau

Glauben Sie dass es bessere Formen gibt?
Fragen Sie doch mal einen Zanonía Samen!

