



## Performance assessment of part-electric General Aviation aircraft

**Kolja Seeckt**

**1. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. D. Scholz, MSME**

**2. Prüfer: Prof. Dr.-Ing. H. Zingel**

**Durchgeführt in Kooperation mit der  
University of Limerick, Irland**

**Betreuer: Dr. Trevor Young**



## Inhaltsübersicht

- **Vorhabensbeschreibung**
- **Wahl eines Referenzflugzeugs**
- **Analyse des Referenzflugzeugs**
- **Bestimmung des Hybridantriebs**
- **Auswirkungen des Hybridantriebs**
- **Ergebnisse**
- **Microsoft Excel-Tool**
- **Diskussion und Ausblick**

## Vorhabensbeschreibung

 **Performance assessment of part-electric General Aviation aircraft**

 **Leistungsbewertung teil-elektrischer Flugzeuge der Allgemeinen Luftfahrt (Kleinflugzeuge)**



# Vorhabensbeschreibung

**teil-elektrisch:**

**Hybridantrieb bestehend aus Kolbenmotor + Elektromotor**

- Vorgehen:**
- 1. Wahl und Analyse eines Referenzflugzeugs**
  - 2. Bestimmung des Hybridantriebs**
  - 3. Auswirkungen des Hybridantriebs**



## Vorhabensbeschreibung

### Bewertungskriterien:

- **Energiekosten (für Elektrizität und Kraftstoff)**
- **Umwelt- / Luftverschmutzung (CO<sub>2</sub>-Emissionen)**

# Performance assessment of part-electric General Aviation aircraft

Kolja Seeckt



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Hamburg University of Applied Sciences

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

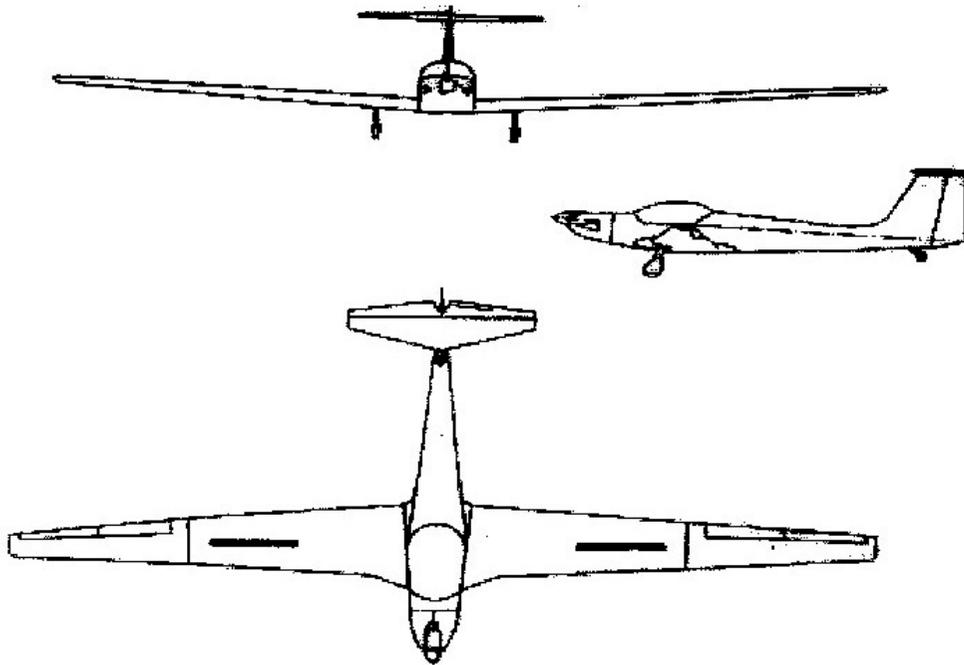
## Wahl eines Referenzflugzeugs

- zunächst Motorsegler
- Wahl als erstes Referenzflugzeug:



**Aeromot AMT 200 Super Ximango**

## Aeromot AMT 200 Super Ximango



- max. Startmasse: 850 kg
- Flügelfläche: 18,7 m<sup>2</sup>
- max. Gleitzahl: 31
- max. Motorleistung: 59,6 kW
- Reisegeschw.: 180 km/h
- Kraftstoffverbrauch: 17 l/h

## Analyse des Referenzflugzeugs

### 2 Ansätze

- Ansatz 1 basiert auf einer idealisierten parabolischen Widerstandspolare

$$C_D = C_{D,0} + \frac{1}{\pi A e} \cdot C_L^2$$

- Ansatz 2 basiert auf einer verbesserten parabolischen Widerstandspolare

$$C_D = C_{D,\min} + k \left( C_L - C_L(C_{D,\min}) \right)^2$$

# Analyse des Referenzflugzeugs

## Ansatz 1

- Ermittlung der unbekanntenen Parameter mithilfe von Fachliteratur (Roskam I)

Benutzung der gewonnenen Polare führt u. a. zu einem um Faktor 2 zu großen spezifischen Kraftstoffverbrauch

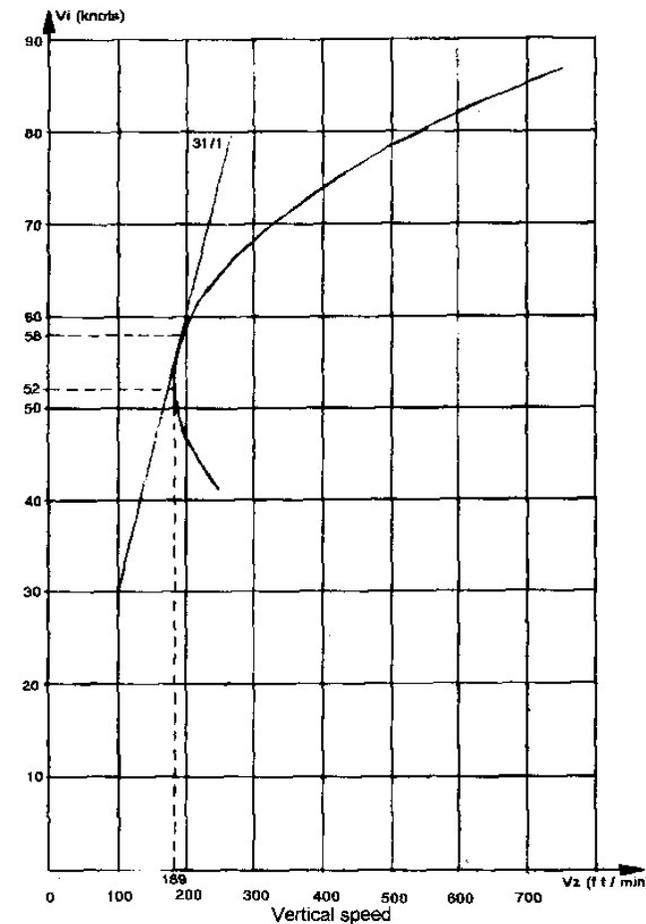
Einstellung Ansatz 1 und Beginn Ansatz 2

Die idealisierte parabolische Widerstandspolare ist für diese Art Referenzflugzeug zu ungenau. (siehe Folie 13)

## Analyse des Referenzflugzeugs

### Ansatz 2

- Ermittlung von  
Referenzpunkten der  
Widerstandspolare aus  
Daten des Flughandbuchs  
(Gleitflug und Reiseflug)



## Analyse des Referenzflugzeugs

### Ansatz 2

- Numerische Bestimmung der Widerstandspolare

$$\begin{aligned} C_D &= C_{D,\min} + k \left( C_L - C_L(C_{D,\min}) \right)^2 \\ &= 0,0251 + 0,0733 (C_L - 0,633)^2 \end{aligned}$$

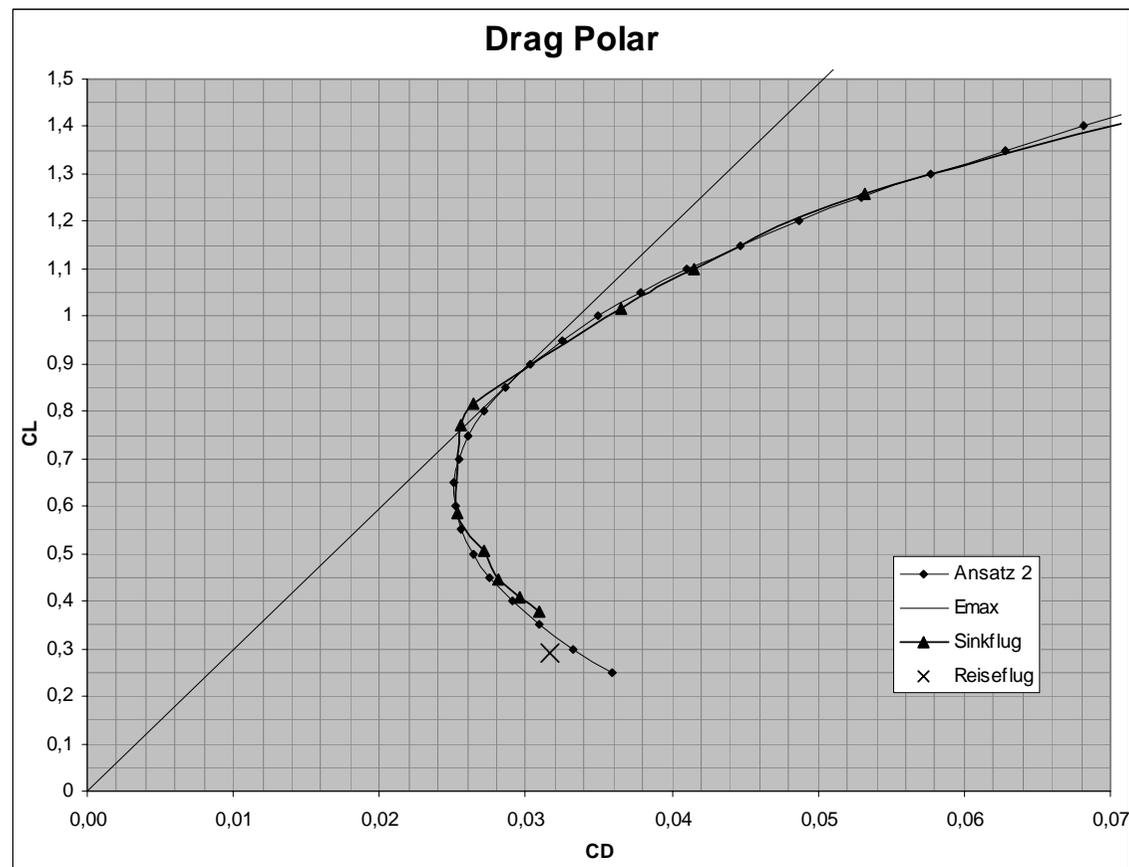
# Performance assessment of part-electric General Aviation aircraft

Kolja Seeckt



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg  
Hamburg University of Applied Sciences  
Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

## Analyse des Referenzflugzeugs



# Performance assessment of part-electric General Aviation aircraft

Kolja Seeckt

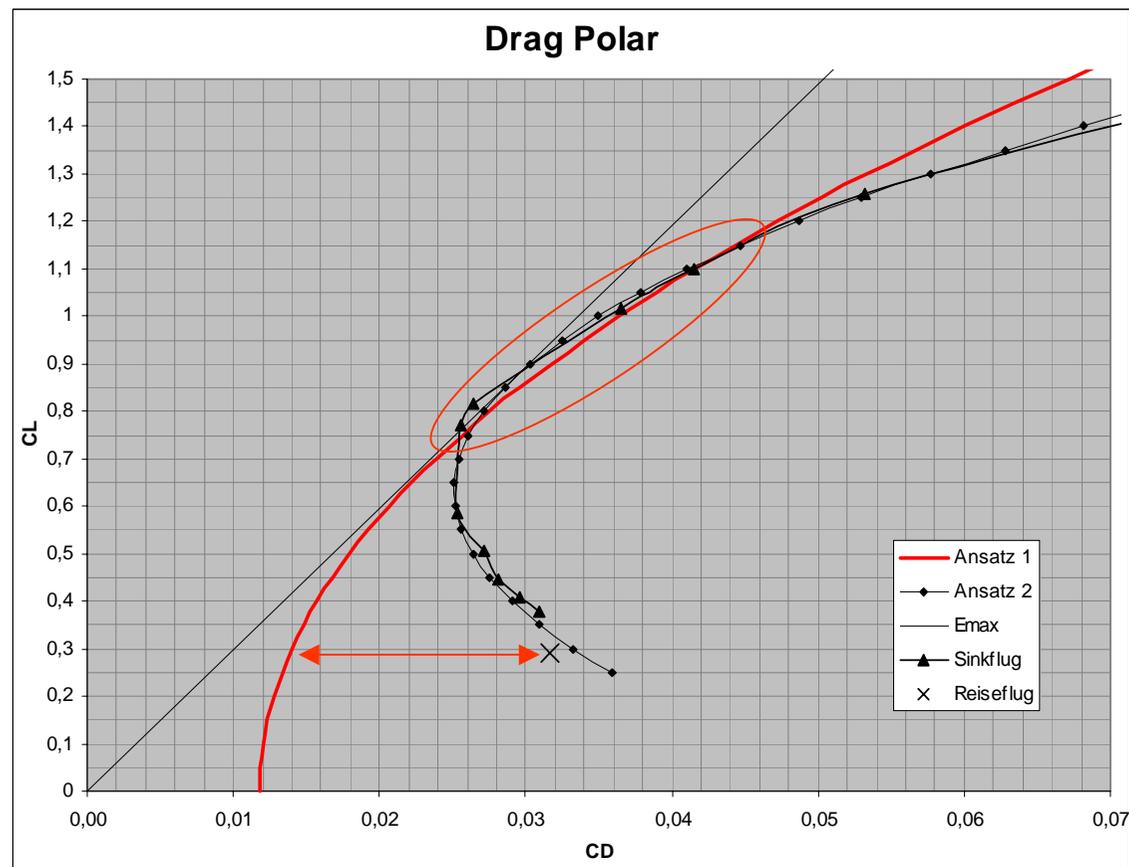


Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Hamburg University of Applied Sciences

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

## Analyse des Referenzflugzeugs



## Analyse des Referenzflugzeugs

### Ergebnisse (Reiseflug mit konstantem Auftriebsbeiwert)

#### – Reichweite

$$R_{\max} = 2643 \text{ km bei } V_{\text{cr}} = 30 \text{ m/s (108 km/h, 58 kn)}$$

$$R = 913 \text{ km bei } V_{\text{cr}} = 50 \text{ m/s (180 km/h, 97 kn)}$$

#### – Flugzeit

$$t_{\max} \approx 25,5 \text{ h bei } V_{\text{cr}} = 28 \text{ m/s (101 km/h, 54,5 kn)}$$

$$t \approx 5,1 \text{ h bei } V_{\text{cr}} = 50 \text{ m/s (180 km/h, 97 kn)}$$

## Analyse des Referenzflugzeugs

### Bestimmung der Komponentenmassen (Mass Breakdown)

<b>max. Startmasse:</b>	<b>850 kg</b>
– <b>max. Kraftstoffmasse:</b>	<b>63 kg</b>
– <b>Nutzlast:</b>	<b>167 kg</b>
– <b>Masse des Kolbenmotors:</b>	<b>57 kg</b>
– <b>Batteriemasse:</b>	<b><u>10 kg</u></b>
<b>Masse der Flugzeugzelle:</b>	<b>553 kg</b>

## Bestimmung des Hybridantriebs

- 2 Komponenten:

**Kolbenmotor + Elektromotor**

- Fragestellung:

**Welche Masse haben Kolben- und Elektromotor abhängig von ihrer jeweiligen Motorleistung?**

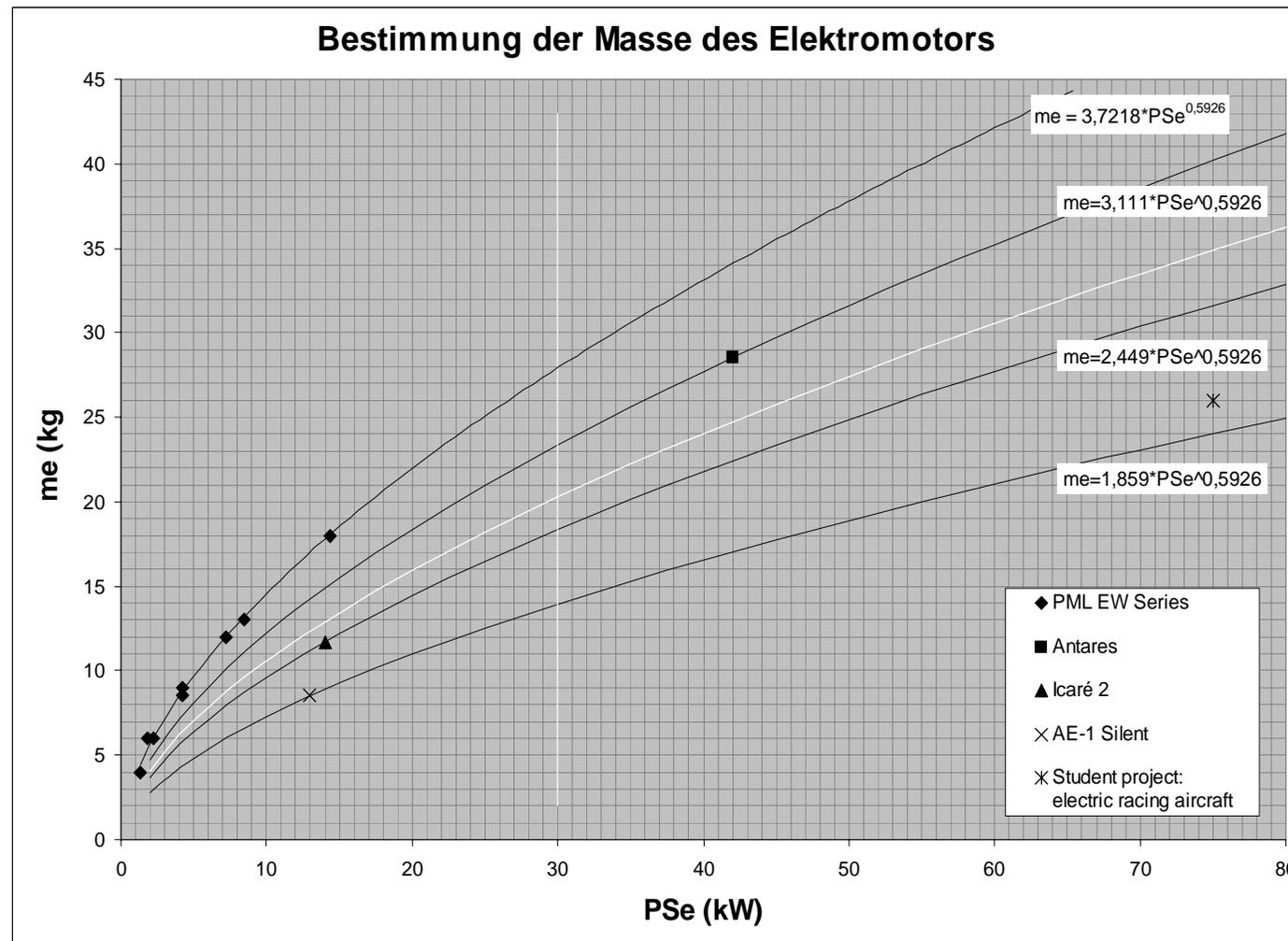


# Bestimmung des Hybridantriebs

## 1. Elektromotor

- Referenzdaten der Motoren von 3 Elektroflugzeugen
- Leistungsabhängige Änderung der Motormasse von Elektromotoren einer Baureihe
- Überführung der Daten in einen mathematischen Zusammenhang
- Erstellung eines Diagramms

## Bestimmung des Hybridantriebs



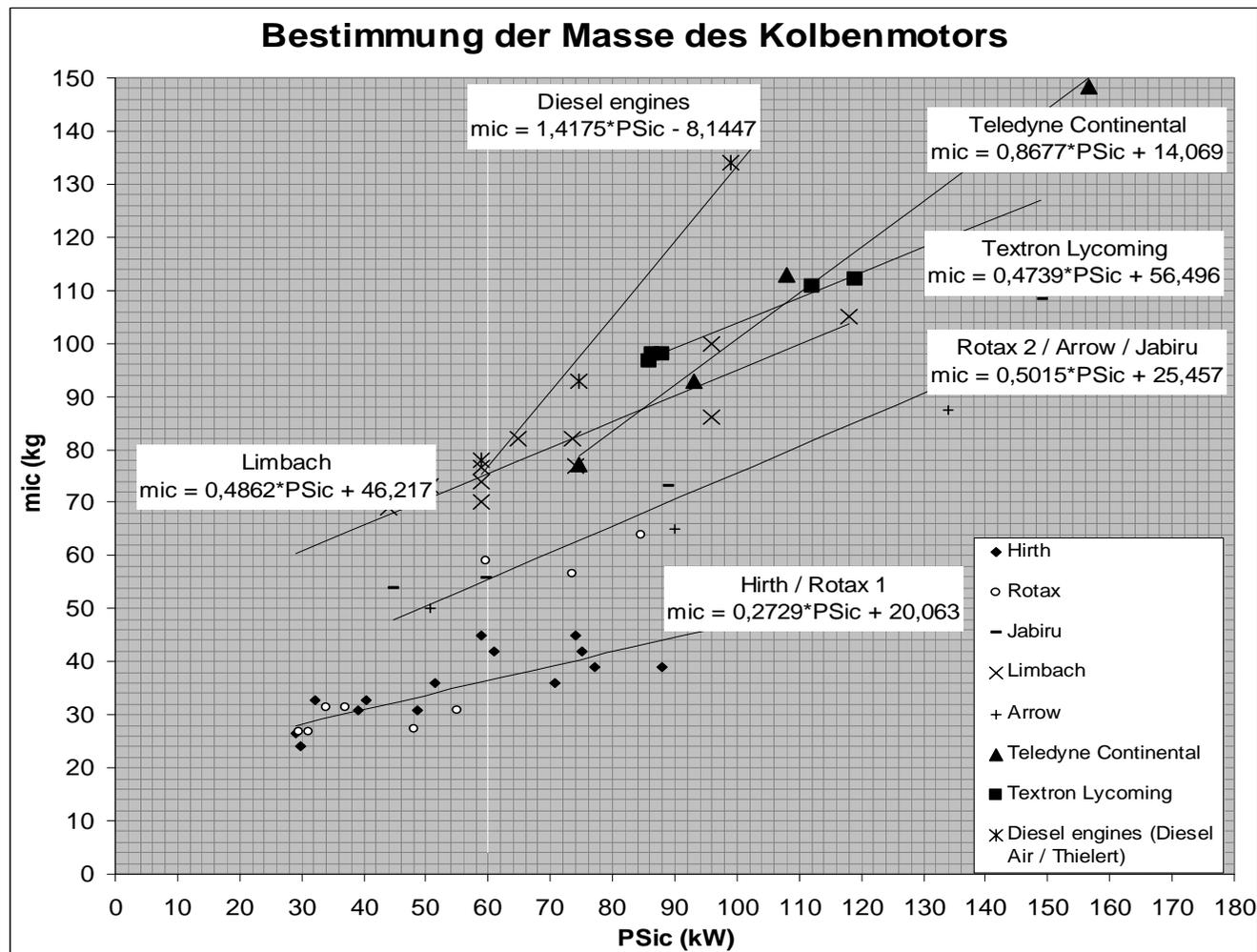


# Bestimmung des Hybridantriebs

## 2. Kolbenmotor

- Daten vieler Referenzmotoren
- Bildung von Gruppen
- Überführung der Daten in mathematische Zusammenhänge
- Erstellung eines Diagramms

## Bestimmung des Hybridantriebs



# Auswirkungen des Hybridantriebs

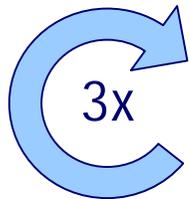
## Definition einer Referenzmission

- Reiseflug
- Flughöhe 2.500 ft
- Flugdauer 2.5 h
- Fluggeschwindigkeit 50 m/s (180 km/h, 97 kn)

Das Hybridflugzeug wird so ausgelegt, dass am Ende der Referenzmission Kraftstoff und elektrische Energie komplett verbraucht sind.

## Auswirkungen des Hybridantriebs

### Bestimmung der Energiekosten und CO<sub>2</sub>-Emissionen



1. Ermittlung des Leistungsbedarfs während des Fluges
2. Dimensionierung und Masseermittlung von Kolben- und Elektromotor
3. Ermittlung des Gesamtverbrauchs an elektrischer Energie und Kraftstoff
4. Bestimmung der Einzel- und Gesamtenergiekosten und der resultierenden CO<sub>2</sub>-Emissionen

## Ergebnisse

### Bei gewählter Referenzmission und

- Kraftstoffpreis 1,70 €/l
- Strompreis 18,9 Ct/kWh
- spez. CO<sub>2</sub>-Emission (Strom) 0,104 kg/kWh
- Energiedichte der Batterien 150 Wh/kg
  
- Verhältnis der Motorleistungen 1 : 1





## Ergebnisse

	Hybridflugz.	Ref.-Flugz.
• Flugzeugmasse:	1260 kg	850 kg
• Kraftstoffverbrauch:	17,1 l	41,8 l
• Stromverbrauch:	55,2 kWh	/
• Energiekosten:	39,42 €	71,12 €
• CO <sub>2</sub> -Emissionen:	45,3 kg	97 kg

**Reduktion der Energiekosten und Emissionen um 45 bzw. 55 %**

# Performance assessment of part-electric General Aviation aircraft

Kolja Seeckt



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

Hamburg University of Applied Sciences

Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau

## Microsoft Excel-Tool

Mission definition			
	Symbol	Value	Unit
Altitude	hcr	2500	ft
Cruise speed (TAS)	Vcr	50	m/s
Endurance	tcr	2,5	h
Distance	or		
	scr		km
Fuel price	pF	1,70	€/l
Electricity tariff	pe	0,189	€/kWh
Specific CO <sub>2</sub> -emission	ee	0,104	kg/kWh
Distance flown (still air)	scr	450	km
Time enroute	tcr	2,5	h

Definition of hybrid engine			
	Symbol	Value	Unit
Maximum continous shaft power of IC engine	PS <sub>i,cont</sub>	130,8	kW
Energy density of batteries	ρE	150,0	Wh/kg
Fraction P <sub>Se</sub> / P <sub>S</sub>	f	0,500	



Mission results			
	Value ref a/c	Unit	Value hgb a/c
Shaft power needed (PS)	54,6	kW	44,0
Aircraft mass at beginning of cruise (m1)	817	kg	1259,4
Aircraft mass at end of cruise ( max zero fuel mass, m2)	787	kg	1247,1
Fuel flow (Q)	16,7	l/h	6,82
	12,1	kg/h	4,91
Fuel needed (VF, mF)	41,8	l	17,1
	30,1	kg	12,28
Total consumption of electricity (Ee)	l	kWh	55,16

Energy costs (CE = CF + Ce)	71,12	l	39,42
Produced CO <sub>2</sub> (mCO <sub>2</sub> )	97,05	kg	45,31

Gelb markierte Zellen sind vom Benutzer auszufüllen

Grün markierte Zellen enthalten Ergebnisse



## Diskussion und Ausblick

- Diese Arbeit ist ein erster Schritt in Richtung einer Untersuchung und Bewertung potentieller Hybridflugzeuge.
- Weitere wichtige Gesichtspunkte für eine vollständige Bewertung sind z.B. Getriebe, Einbauraum, aerodynamische Änderungen, Struktur, Zulassung, Betrieb, Anschaffung, Wartung.

# Performance assessment of part-electric General Aviation aircraft

Kolja Seeckt



Hochschule für Angewandte Wissenschaften Hamburg

*Hamburg University of Applied Sciences*

**Department Fahrzeugtechnik und Flugzeugbau**

**Vielen Dank für Ihre Aufmerksamkeit**