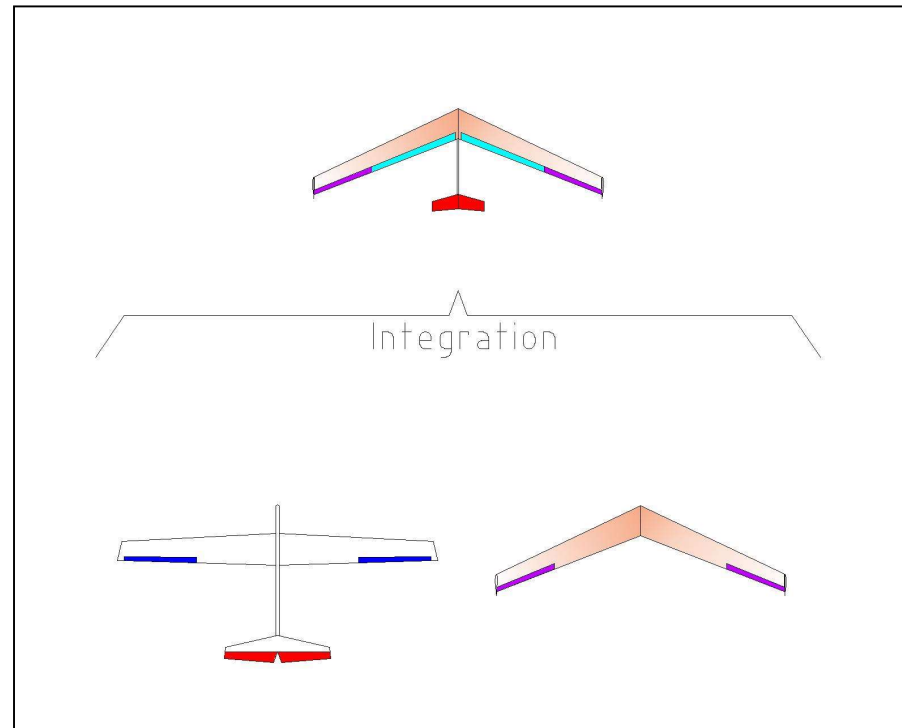


# Das Flugmechanische Konzept des Gepfeilten Nurflügels und ein Vorschlag zu dessen Weiterentwicklung



**i-con (integrated-configuration)**

**Das Ergebnis der Suche nach der effizienteren Konfiguration**

**Aircraft-System-Engineering-Service (ASES)**



# Inhalt des Vortrages

- ◆ **Verwendete Literatur und Formelzeichen**
- ◆ **Definitionen und Erklärungen**
- ◆ **Auf der Suche nach einer effizienten Konfiguration**
- ◆ **Der Momentenausgleich um die Nickachse beim Nurflügel**
- ◆ **Der Momentenausgleich um die Nickachse beim i-con Konzept**
- ◆ **Versuch eines proof-of-concept mit einem Modellflugzeug**

# Verwendete Literatur und Formelzeichen

- [1]: Schwanzlose Flugzeuge, Ihre Auslegung und Ihre Eigenschaften  
Karl Nickel und Michael Wohlfahrt
- [2]: Aerodynamik des Flugzeuges, 2. Band  
Schlichting / Truckenbrodt
- [3]: Ein einfaches Traglinienverfahren zur Berechnung der  
Auftriebsverteilung an gepfeilten Flügel  
Boris Laschka und Friedrich Wegener
- [4]: Profilpolaren für den Modellflug  
Dieter Althaus
- [5]: Airfoils At Low Speeds  
Selig, Donovan, Fraser
- [6]: Aircraft Design: A Conceptual Approach  
Daniel P. Raymer

**Alle Formelzeichen und Bezeichnungen siehe ausführlicher Beitrag**

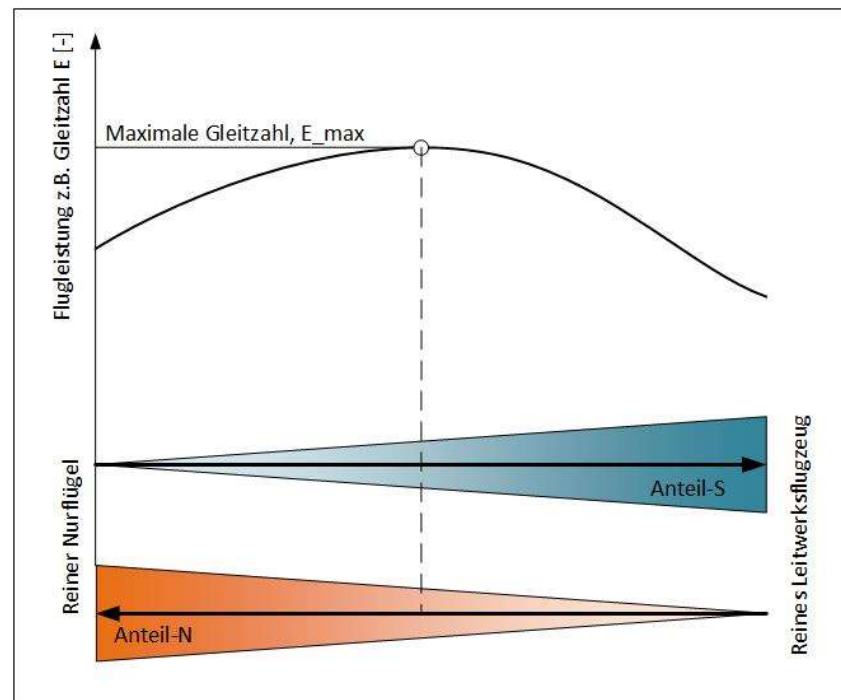
## Definitionen und Erklärungen

- ◆ **Definition „Nurflügel“:** Es wird nur der rückgepfeilte Typ betrachtet. Bei diesem Typ weist die  $t/4$ -Linie üblicherweise einen positiven Wert auf.
- **Sogenannte „Brett-Nurflügel“** werden aus Leistungsgründen nicht betrachtet
  
- ◆ **Definition einer „effizienten Konfiguration“:**
  - Maximierung der Gleitzahl
  - Minimierung des geringsten Sinkens
  - Minimierung der notwendigen Antriebsleistung
  - Maximierung der Reichweite

# Definitionen und Erklärungen

## ◆ Erklärung zur i-con Konfiguration:

- ◆ Die i-con Konfiguration stellt die Integration der Leitwerks-Konfiguration in den Nurflügel dar
- ◆ Die Aufteilung des Momentenausgleich um die Nickachse zwischen Nurflügel-typischen Maßnahmen und einem Stabilisator soll Leistungs-optimal erfolgen



## Auf der Suche nach einer effizienten Konfiguration

- ◆ **Konzeptioneller, qualitativer Vergleich anhand einfachen Grundrissen (siehe Titelseite):**

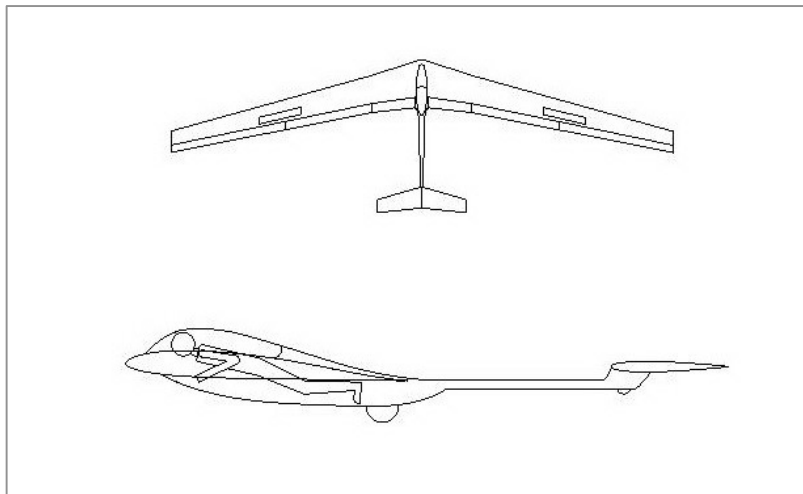
		Leitwerks Konfiguration	Gepfeilter Nurflügel	Integrated Configurations (i-con)
1	Profil Auftrieb	+		+
2	Profil Widerstand			
3	Auftriebsverteilung, ind. Widerstand			
4	Re-Zahlen Kritikalität des Profils	+		+
5	Rumpf-Flügel Übergangswiderstand		++	++
6	Leitwerkswiderstand		++	+
7	Nickdämpfung (Turbulenz)	++		+
8	(Wölb-) Klappen Wirkung, Neutralität	+		+
9	Gewicht		+	+
10	Flutter Kritikalität	+		
	Score:	6	5	8

## Auf der Suche nach einer effizienten Konfiguration

- ◆ In [6] wird die Gleitzahl auf eine „wetted-aspect-ratio“ zurückgeführt
  - Umspülte Oberflächen die nicht zum Auftrieb beitragen müssen vermieden werden
  
- ◆ Das i-con Konzept scheint ideal dafür zu sein, da:
  - Die umspülte Oberfläche des Stabilisators auf ein Minimum reduziert wird.
  - Durch den Pfeilflügel größere Rumpfteile, vor allem vor dem Flügel, vermieden werden
  - Ein Seitenleitwerk nicht gebraucht wird. Der gepfeilte Flügel ist schiebestabil
  
- ◆ Der Nachweis dass eine Leistungs-optimale Aufteilung des Momentenausgleichs existiert wurde erbracht, siehe ausführlicher Beitrag

## Auf der Suche nach einer effizienten Konfiguration

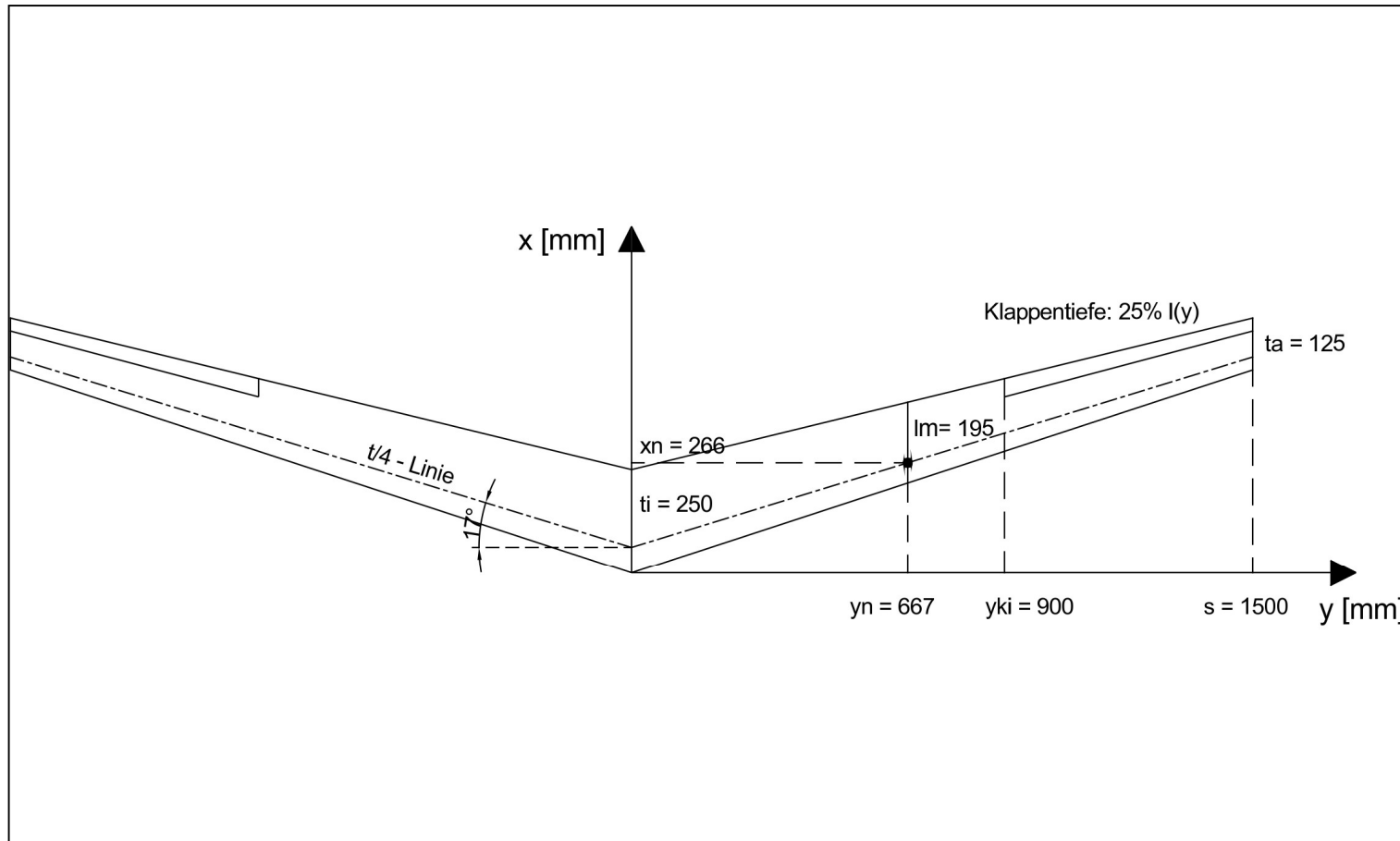
- ◆ Die Eignung des i-con Konzeptes für verschiedene Typen von Luftfahrzeugen:
- ◆ Abhängig von der Dauer eines konstanten Trimmfluges ( $C_a = \text{konst.}$ )
  - ◆ Zivile und Militärische Aufklärungsdrohnen mit Langstrecken Missionen
  - ◆ Kommerzielle Transportflugzeuge
  - ◆ Segelflugzeuge





# Der Momentenausgleich beim Nurflügel

- ◆ Ausgehend vom folgenden einfachen Grundriss:



## Der Momentenausgleich beim Nurflügel

- ◆ Momentenausgleich bei einer *geometrischen* Verwindung des Flügels:

$$0 = Cm_0 + Cm_A + CMS_G$$

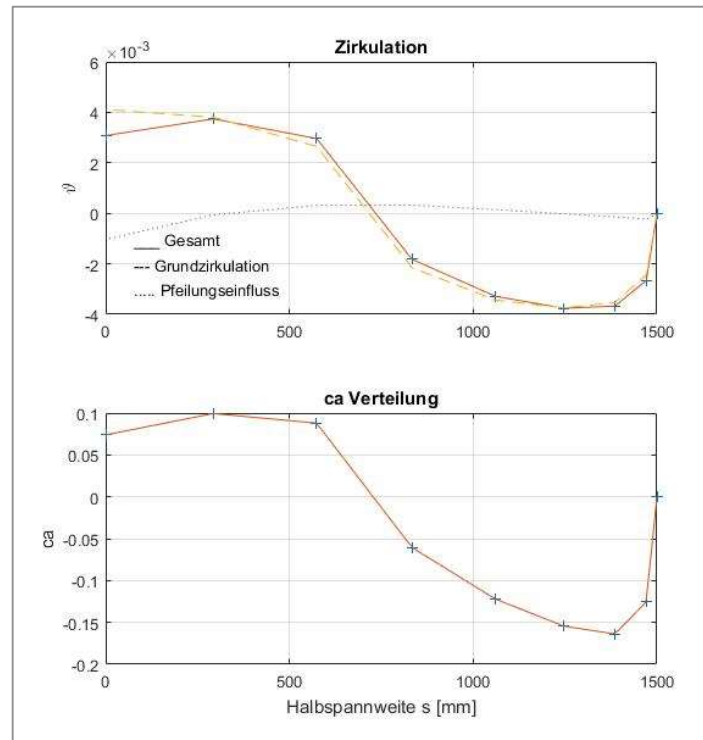
- ◆ Berechnung des Momenten-Beiwertes der Verwindung:

$$CMS_G = \frac{1}{A * L} \int_{-s}^s ca_0(y) * h(y) * l(y) * dy$$

- ◆ Nullauftriebsverteilung  $ca_0(y)$  erhält man mit dem modifizierten Verfahren nach [3]
- ◆ Momentenausgleich mit einer aerodynamischen Verwindung oder Kombination aus geometrischer und aerodynamischer Verwindung, siehe ausführlicher Beitrag

## Der Momentenausgleich beim Nurflügel

- ◆ Beiwert  $CMS_G$  aus der Verwindung basieren auf Nullauftriebsverteilung  $ca_0(y)$  als das wichtigste „Werkzeug“ für den Momentenausgleich:
- ◆ Es kompensiert das Nullmoment  $Cm_0$  des Profils und das durch den Versatz Schwerpunkt-Neutralpunkt entstehende  $Cm_A$
- ◆  $ca_0(y)$  bei einer linearen Verwindung. Berechnung mit dem modifizierten Verfahren nach [3].



# Der Momentenausgleich beim Nurflügel

## ◆ Beispiel A:

- $Cm_A = 0.05$  (Stabilitätsmaß: 0.1, Trimm-Ca: 0.5)
- $Cm_0 = 0$  (wenig gewölbtes Profil mit kleinem  $ca_{\max}$  )

## ◆ Ergebnis A:

- **Verwindung (linear):**  $\Delta\alpha_G = 3.9^\circ$

## ◆ Beispiel B zum Aufzeigen der Grenzen des Momentenausgleichs:

- $Cm_A = 0.05$  (Stabilitätsmaß: 0.1, Trimm-Ca: 0.5)
- $Cm_0 = 0.05$  (stärker gewölbtes Profil mit höherem  $ca_{\max}$  , siehe [4] und [5])

## ◆ Ergebnis B:

- **Verwindung (linear):**  $\Delta\alpha_G \approx 8^\circ$

# Der Momentenausgleich beim Nurflügel

## ◆ Bewertung des Ergebnis für Beispiel B:

◆ Über dem Flügel würde sich ein  $\Delta c_a$  von 0.7 – 0.8 einstellen

→ Schlechte Ausnutzung der Profil Polare

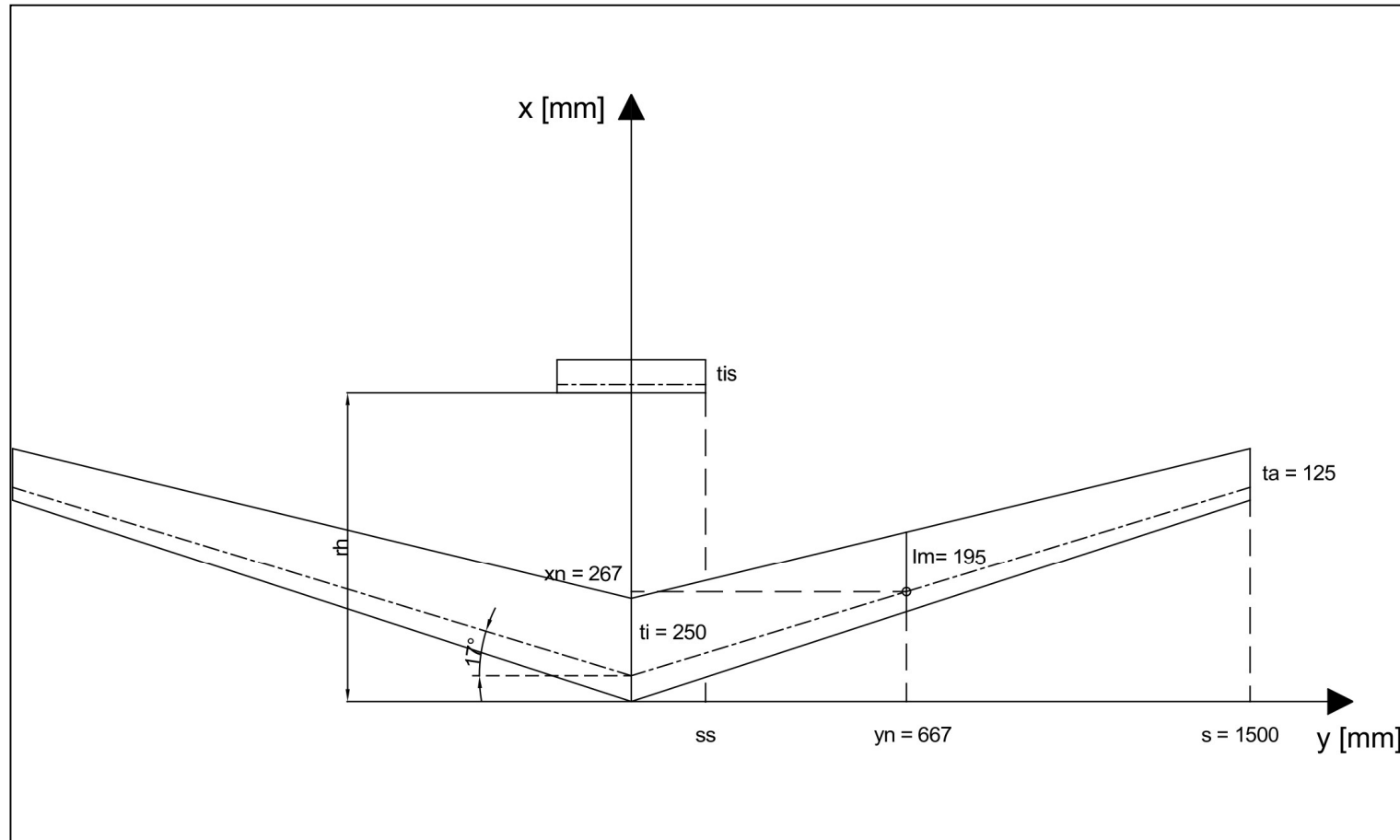
→ Hoher induzierter Widerstand

→ Handling fragwürdig

→ Keine Verbesserung der Flugleistungen zu erwarten, eher das Gegenteil

# Der Momentenausgleich beim i-con Konzept

- ◆ Ausgehend vom folgenden einfachen Grundriss:



## Der Momentenausgleich beim i-con Konzept

◆ **Momentengleichgewicht:**

$$0 = Cm_0 + Cm_A + CMS + Cm_{stab}$$

- ◆ **Ausgehend vom Nurflügel verschiebt sich gemäß [2] dessen Neutralpunkt nach hinten**
- ◆ **Bei, ausgehend vom Nurflügel konstant gehaltenen Stabilitätsmaß, verschiebt sich der Momenten-Bezugspunkt auch nach hinten**
- ◆ **Induzierter Widerstand am Stabilisator soll minimiert werden, deshalb:**

$$ca_{stab} \equiv 0$$

# Der Momentenausgleich beim i-con Konzept

## ◆ Die Leistungs-optimale Größe des Stabilisators:

$$\frac{A_{stab}}{A} = \frac{1}{a_{stab} * a_F} * \left[ \frac{-S1 - S2 + S3}{1 + S1 + S2 - S3} \right]$$

## ◆ Summanden S1 bis S3:

$$S1 = \frac{Cm_0 * l\mu}{Ca * \Delta xn}$$

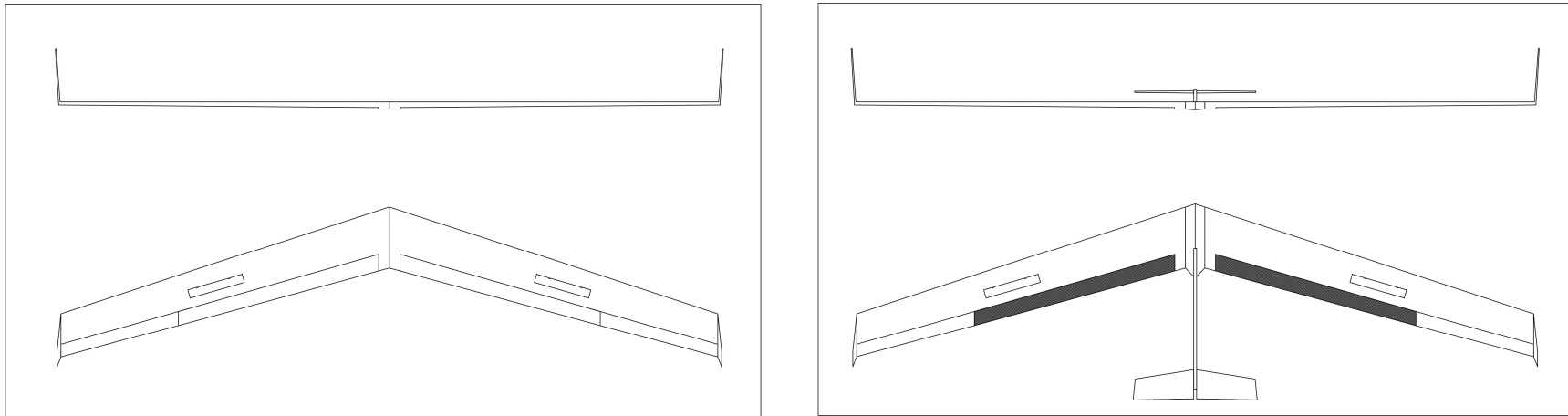
$$S2 = \frac{CMS * l\mu}{Ca * \Delta xn}$$

$$S3 = \frac{\sigma * l\mu}{\Delta xn}$$



## Versuch eines proof-of-concept mit einem Modellflugzeug

- ◆ Modifikation eines Nurflügel-Modellflugzeuges...
- ◆ In eine i-con Konfiguration.



- ◆  $C_{a_{max}}$  Erhöhung um ein  $\Delta C_a$  von 0.1 – 0.2 durch:
  - ◆ Absenken der Elevons um  $4^\circ$  (Erhöhung der Wölbung, Rücknahme Trimmstellung)
  - ◆ Absenken der Wölbklappen um  $2^\circ$  (Erhöhung der Wölbung)
- $C_{m_0}$  Änderung von 0.0 auf -0.045

# Versuch eines proof-of-concept mit einem Modellflugzeug

## ◆ Geometrie:

- ◆ Spannweite: 2.25 m
- ◆ Pfeilung der t/4 Linie: 18°
- ◆ Lineare Verwindung des (Nur-)Flügels: 4°
- ◆ Hebelarm des Stabilisators (bezogen auf Eintrittskanten): 570 mm
- ◆ Stabilitätsmass: 0.1
- ◆ Trimm-Ca: 0.7

## ◆ Ergebnis der Auslegung:

- Optimale relative Stabilisator Größe:  $\frac{A_{stab}}{A} = 0.06$
- Konstruktiv umgesetzt:  $\frac{A_{stab}}{A} = 0.075$

## Versuch eines proof-of-concept mit einem Modellflugzeug

- ◆ **Ergebnisse Flugversuch (subjektiv ohne Datenauswertung):**
  - **Die wesentlichen geometrischen Einstellwerte aus der Berechnung konnten im Flugversuch nachvollzogen werden**
  - **Gutes Handling, vor allem bei niedriger Fluggeschwindigkeit deutlich besser als Nurflügel**
  - **Wölbklappen Betätigung führt zu keiner Lastigkeitsänderung**

## Versuch eines proof-of-concept mit einem Modellflugzeug

