

Wägebericht

und Schwerpunktermittlung

für Flugzeug 'Sonex' Bauplan-Nr. 211, D-ESNX

Änderungsstand

Erstausgabe: 02.09.2012

Überarbeitung: 30.09.2012 (Änderungen blau gekennzeichnet)

Inhaltsverzeichnis

Änderungsstand	2
Inhaltsverzeichnis	3
Vorwort	4
Vorbereitungen	4
Ausrichtung des Flugzeugs	4
Steuerflächen und Landeklappen	4
Festlegung der Bezugsebene	4
Verwendete Messmittel	5
Flugzeug-Waagen.....	5
Längenmasstäbe	5
Wasserwaage	5
Vermessung der Hebelarme	6
Wägung	7
Leermasse	7
Leermasse mit vollem Kraftstoff-Tank	7
Leermasse mit vollem Kraftstoff-Tank, Pilot und 10 Kg Gepäck	7
Bestimmung des Schwerpunktes	8
Schwerpunkt-Grenzen	8
Momentenberechnung	8
bei Leermasse	8
mit vollem Kraftstoff-Tank	8
mit vollem Kraftstoff-Tank, Pilot, 10 Kg Gepäck.....	9
Schwerpunktberechnung	9
Leermasse	9
Leermasse mit vollem Kraftstoff-Tank	9
Leermasse mit vollem Kraftstoff-Tank, Pilot, 10 Kg Gepäck	9
Soll- Istvergleich der Massen	10

Vorwort

Die Wägung wurde am 2.9.2012 vom Erbauer vorgenommen.

2.9.2012



Datum, Unterschrift

Vorbereitungen

Ausrichtung des Flugzeugs

Das Flugzeug wurde in Horizontalfluglage ausgerichtet. Die Horizontale Bezugsebene wurde mittels digitaler Wasserwaage waagrecht ausgerichtet.

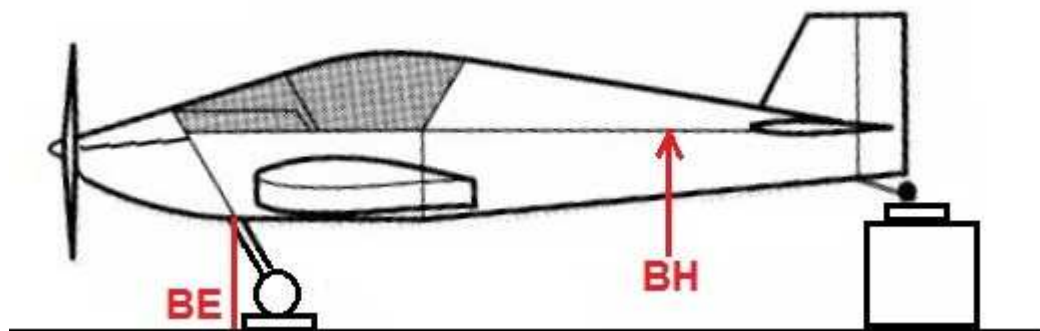
Das Flugzeug wurde lateral ebenfalls mittels digitaler Wasserwaage waagrecht ausgerichtet.

Steuerflächen und Landeklappen

Das Höhen und Querruder wurden in der Neutralposition festgestellt. Die Landeklappen sind eingefahren.

Festlegung der Bezugsebene

Als Bezugsebene wurde das vordere Ende des Bodenblechs gewählt.



BE = Bezugsebene (vorderes Ende Bodenblech)

BH = Horizontale Bezugsebene (upper Longeron)

Verwendete Messmittel

Flugzeug-Waagen

von OUV LTB, Typ: RHEWA 84, Fabrik.-Nr. 041172

Aufstellung:

Waage 1 unter rechtem Hauptfahrwerk

Waage 2 unter linkem Hauptfahrwerk

Waage 3 unter Spornrad

Längenmasstäbe

1-Meter "Format" Stahl-Masstab

20-Meter "BMI" Stahl-Roll-Bandmass

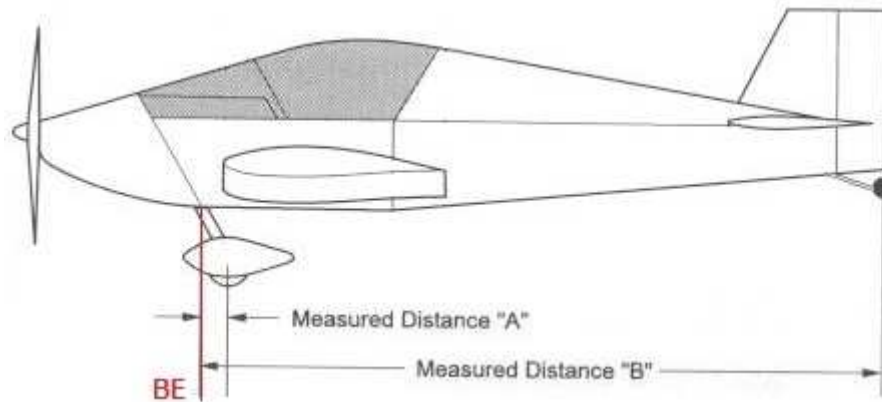
Die Masstäbe waren die gleichen, die auch zum Bau des Flugzeuges benutzt wurden.

Wasserwaage

Marke "SmartTool", selbstkalibrierend

2 Senklote

Vermessung der Hebelarme



Abstand A(links) = 225 mm
Abstand A(rechts) = 217 mm
Abstand A(gemittelt) = 221 mm
=====

Abstand B = 4306 mm
=====

Wägung

Max. projektierte Abflugmasse: 1050 lbs, entspr. **476 Kg**

Leermasse

Das Flugzeug ist voll ausgerüstet mit folgenden Ausnahmen:

- keine Radschuhe
- keine Verkleidung der Fahrwerks-Streben
- kein Transponder (Antenne und Verkabelung ist vorhanden)
- kein ELT

Masse A(links/W1) = 153,4 Kg

Masse A(rechts/W2) = 158,0 Kg

Masse B(Spornead/W3) = 17,1 Kg

 328,5 Kg

Leermasse mit vollem Kraftstoff-Tank

Der Kraftstoff-Tank hat ein Fassungsvermögen von 16 Gal. entspr. 60,6 L.

Der Tank wurde mit der äquivalenten Menge (45,5 L) Wasser gefüllt (spez. Gewicht Mogas = 0,75).

Masse A(links/W1) = 177,4 Kg

Masse A(rechts/W2) = 182,8 Kg

Masse B/Spornrad/W3) = 13,8 Kg

 374,0 Kg
 =====

Leermasse mit vollem Kraftstoff-Tank, Pilot und 10 Kg Gepäck

Masse des Piloten bei der Wägung: 99,7 Kg.

Masse A(links/W1) = 222,2 Kg

Masse A(rechts/W2) = 230,3 Kg

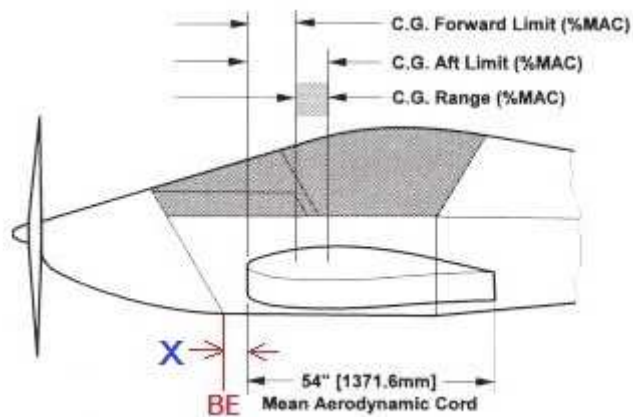
Masse B(Spornrad/W3) = 29,9 Kg

482,4 Kg
 =====

Bestimmung des Schwerpunktes

Schwerpunkt-Grenzen

Die Grenzen sind wie folgt durch den Konstrukteur (Sonex LLC) vorgegeben:



Laut Sonex LLC:

Max. vordere Schwerpunkt-Grenze:	20% MAC oder	274 mm
Max. hintere Schwerpunkt-Grenze:	32% MAC oder	439 mm
Schwerpunktbereich	12% MAC oder	165 mm

Schwerpunktbereich, umgerechnet auf Bezugsebene (BE):

X =	133mm
Max. vordere Schwerpunkt-Grenze:	20% MAC+X = 274 + 133 = 407 mm
Max. hintere Schwerpunkt-Grenze:	32% MAC+X = 439 + 133 = 572 mm
Schwerpunktbereich	12% MAC oder 165 mm

Momentenberechnung

bei Leermasse

$$\text{Masse A (links)} * \text{Abstand A(links)} = 153,4 * 225 = 34.515 \text{ Kg*mm}$$

$$\text{Masse A (rechts)} * \text{Abstand A(rechts)} = 158,0 * 217 = 34.286 \text{ Kg*mm}$$

$$\text{Masse B} * \text{Abstand B} = 17,1 * 4.306 = 73.633 \text{ Kg*mm}$$

$$\text{Gesamtmoment} = \text{-----}$$

$$\mathbf{142.434 \text{ Kg*mm}}$$

mit vollem Kraftstoff-Tank

$$\text{Masse A (links)} * \text{Abstand A(links)} = 177,4 * 225 = 39.915 \text{ Kg*mm}$$

$$\text{Masse A (rechts)} * \text{Abstand A(rechts)} = 182,8 * 217 = 39.668 \text{ Kg*mm}$$

$$\text{Masse B} * \text{Abstand B} = 13,8 * 4.306 = 59.423 \text{ Kg*mm}$$

Gesamtmoment = -----
139.006 Kg*mm

mit vollem Kraftstoff-Tank, Pilot, 10 Kg Gepäck

Masse A (links) * Abstand A(links) = 222,2 * 225 = 49.995 Kg*mm

Masse A (rechts) * Abstand A(rechts) = 230,3 * 217 = 49.975 Kg*mm

Masse B * Abstand B = 29,9 * 4.306 = 128.749 Kg*mm

Gesamtmoment = -----
228.719 Kg*mm

Schwerpunktberechnung

Schwerpunkt-Grenze = **274 bis 439 mm MAC oder 407 bis 572 vom BP**
Grenze Max. Abflugmasse = **476 Kg**

Leermasse

Schwerpunkt = Moment / Masse = 142.434 Kg*mm / 328,5 Kg = **434 mm vom BP**
oder 301mm MAC oder 22% MAC

Der Schwerpunkt ist **innerhalb** der Grenzen

Leermasse mit vollem Kraftstoff-Tank

Schwerpunkt = Moment / Masse = 139.006 Kg*mm / 374,0 Kg = **372 mm vom BP**
oder 239mm MAC oder 17% MAC

Der Schwerpunkt **ist außerhalb¹** der Grenzen

Leermasse mit vollem Kraftstoff-Tank, Pilot, 10 Kg Gepäck

Schwerpunkt = Moment / Masse = 228.719 Kg*mm / 482,4 Kg = **474 mm vom BP**
oder 341mm MAC oder 24,8% MAC

Der Schwerpunkt ist **innerhalb der Grenzen**

Die Gesamtmasse ist **6,4 Kg über** der Grenze

¹ irrelevant

Soll- Istvergleich der Massen

in Kg

Gegenstand	Soll (Laut Hersteller und Lastannahmen)	Ist
Leermasse	259	328,5 (*1)
Zuladung	217	99,7 (*2)
Kraftstoff	45	46
Gepäck	18	10
Summe	537	
Max. Abflugmasse laut Spezifikation	476	476

*1: 69,5 Kg, verursacht durch div. geforderte Verstärkungen der Struktur

*2: Umbau auf einsitzig