

---

**ZENITHAIR / CZECH AIRCRAFT WORKS  
ZODIAC CH601XL-B****NUMERISCHE SIMULATION (FEA)  
MOTORTRÄGER ROTAX 912ULS**

---



<b>Erstellt von:</b>	Martin Pohl eidg. dipl. Masch.-Ing. ETH	<b>Erstellt am:</b>	11.02.2016
<b>Adresse:</b>	Blumenbergstrasse 7 8634 Hombrechtikon Schweiz	<b>Version:</b>	<b>2.1</b>
<b>Kontakt:</b>	Email: <a href="mailto:mpohl@pohltec.ch">mpohl@pohltec.ch</a> Web: <a href="http://www.pohltec.ch/ZodiacXL">www.pohltec.ch/ZodiacXL</a> Tel: 076-343 28 16		

# 1 Inhaltsverzeichnis

---

<b>ZENITHAIR / CZECH AIRCRAFT WORKS ZODIAC CH601XL-B NUMERISCHE SIMULATION (FEA) MOTORTRÄGER ROTAX 912ULS</b>	<b>1</b>
<b>1 INHALTSVERZEICHNIS</b>	<b>2</b>
<b>2 DEFINITIONEN</b>	<b>3</b>
2.1 MOTORTRÄGER	3
2.2 MOTOR	3
2.3 PROPELLER	4
2.4 SCHUBKRAFT / TORSIONSMOMENT ANTRIEBSEINHEIT	4
2.5 BELASTUNGSZUSTÄNDE ANTRIEBSEINHEIT	5
<b>3 GEOMETRIE VON MOTORTRÄGER UND MOTOR</b>	<b>6</b>
3.1 MOTORTRÄGER	6
3.2 SCHWERPUNKTLAGE MOTOR	7
3.3 GEOMETRIEDATEN STAHLROHR	8
<b>4 NUMERISCHE SIMULATION (FEA)</b>	<b>9</b>
4.1 RANDBEDINGUNGEN	9
4.2 SIMULATIONSERGEBNISSE	9
<b>5 ZUSAMMENFASSUNG</b>	<b>12</b>
<b>6 REVISIONEN</b>	<b>12</b>

## 2 Definitionen

---

Der Motorträger für den Zodiac CH601XL-B, welcher hier untersucht wird, wurde von Zenithair USA (Kithersteller des Flugzeuges) entwickelt und von Czech Aircraft Works CZAW in Lizenz hergestellt. Der Motorträger ist für einen Motor vom Typ Rotax 912ULS ausgelegt. Für die Berechnung der auftretenden Lasten am Motorträger werden die Leistungsdaten eines Verstellpropellers herangezogen (konservativer Ansatz wegen höherem Propellergewicht/höherer Leistung). In der vorliegenden Analyse werden als Beispiel die Daten eines Alisport Idrovario 2-blade HS verwendet.

Der Motorträger ist aus Stahlrohren (Stahl 4130N) aufgebaut, die miteinander verschweisst wurden. Über 4 Stahl-Flansche wird der Motorträger auf dem Motorspant (Firewall) montiert. Der Motor selber wird an 4 Aufhängungspunkten auf dem Motorträger mittels zweier Aluminium-Profile und 4 Schwingungsdämpfer befestigt.

Die Kombination von Motor und Propeller und aller am Motorblock befestigten Zusatzsysteme wird nachfolgend als Antriebseinheit bezeichnet.

### 2.1 Motorträger

Geometrie und Daten zum Motorträger sind den Bauplänen von Zenithair resp. Czech Aircraft Works entnommen. Die physikalischen Eigenschaften von Stahl 4130N stammen aus dem Dokument „Material allowable strength data“ der PFA/UK LAA.

Material und Aufbau Motorträger:	¾" x 0,035" Stahlrohr (4130N Stahl)
Befestigung Motorträger an „Fitting“/Firewall:	4 x AN6 Bolzen / oben zusätzlich 2 x AN4 Bolzen
Befestigung „Fitting“ an Rumpf-Längsholm:	je 2x AN3 Bolzen an Längsholm

#### Geometrie

Durchmesser Stahlrohr:	$d = 19.05 \text{ mm}$
Dicke Stahlrohr:	$t = 0.9 \text{ mm}$
Aussenradius:	$r_a = 9.5 \text{ mm}$
Innenradius:	$r_i = 8.6 \text{ mm}$

#### Physikalische Eigenschaften von Stahl 4130N

Dichte:	$\rho = 7'830 \text{ kg/m}^3$
E-Modul:	$E = 200 \text{ Gpa} = 2.0\text{E}+05 \text{ N/mm}^2$
Poisson-Zahl:	0.29
Ultimate Tensile Strength:	$F_{tu} = 621 \text{ N/mm}^2$
Tensile Yield Strength:	$F_{ty} = 483 \text{ N/mm}^2$
Ultimate Shear Strength:	$F_{su} = 372 \text{ N/mm}^2$
Ultimate Bearing Strength:	$F_{bru} = 1'310 \text{ N/mm}^2$
Yield Bearing Strength:	$F_{bry} = 827 \text{ N/mm}^2$
Dehnung (Elongation):	$e = 25.5\%$

### 2.2 Motor

Die Motordaten (Masse, Gewicht, Leistungen) für den Rotax 912ULS sind dem Einbauhandbuch von Rotax entnommen worden:

Gewicht Rotax 912ULS inklusive Zubehör:	$m_E = 65 \text{ kg}$
Maximalleistung bei $n = 5'800 \text{ rpm}$ :	$P = 100 \text{ PS} = 73.5 \text{ kW}$
Drehmoment bei $n = 5'800 \text{ rpm}$ :	$T = 122 \text{ Nm}$
Maximale Dauerleistung bei $n = 5'500 \text{ rpm}$ :	$P = 95 \text{ PS} = 69.9 \text{ kW}$
Drehmoment bei $n = 5'500 \text{ rpm}$ :	$T = 124 \text{ Nm}$
Leistung bei $n = 4'800 \text{ rpm}$ :	$P = 65 \text{ PS} = 47.8 \text{ kW}$
Drehmoment bei $n = 4'800 \text{ rpm}$ :	$T = 128 \text{ Nm}$

## 2.3 Propeller

Die Leistungsdaten für den Propeller sind der Dokumentation für den Idrovario HS 2-blade Verstellpropeller entnommen:

Gewicht Propeller:	$m_P = 12 \text{ kg}$
Durchmesser:	$d_P = 1'700 \text{ mm}$
Durchmesser Spinner:	$d_{SP} \approx 200 \text{ mm}$
Wirkungsgrad:	$\eta = 0.8$

## 2.4 Schubkraft / Torsionsmoment Antriebseinheit

Die maximale Schubkraft und das maximale Torsionsmoment der Antriebseinheit können vereinfacht wie folgt berechnet werden:

$$[1] \text{ Engine Thrust: } T_{eng} = \frac{P_{eng}}{v} \cdot \eta \quad \text{mit } \eta = 0.8 \text{ (konservativ)}$$

$$[2] \text{ Engine Torque: } M_{eng} = \frac{P_{eng}}{2 \cdot \pi \cdot n_{eng}}$$

$$[3] \text{ Propellerdrehzahl: } n_{prop} = \frac{n_{eng}}{2,43} \quad \text{Untersetzung 1 : 2.43}$$

$$[4] \text{ Propeller Torque: } M_{prop} = M_{eng} \cdot 2,43$$

Der mit [1] berechnete Engine Thrust und der mit [2] berechnete Engine Torque bei Startleistung und Dauerleistung und einer Fluggeschwindigkeit von  $v_A = 107 \text{ kts}$  (55 m/s) sind nachfolgend aufgelistet:

	Motordrehzahl $n_{eng}$	Propellerdrehzahl $n_{prop}$ Formel [3]	Thrust $T_{eng}$ Formel [1]	Torque $M_{eng}$ Formel [2]	Torque $P_{eng}$ Formel [4]
<b>Startleistung (100%)</b>	5'800 rpm	2'387	1'070 N	121 Nm	294 Nm
<b>Dauerleistung (95%)</b>	5'500 rpm	2'263	1'017 N	121 Nm	294 Nm

Die Drehmomente stimmen mit den Daten aus der Dokumentation von Rotax überein (siehe Kapitel 2.2)

## 2.5 Belastungszustände Antriebseinheit

### Vorschriften CS-VLA

Die aufzubringenden Lasten auf den Motorträger/Motorspant sind gemäss JAR (CS-VLA 361 und CS-VLA 363) wie folgt definiert:

#### CS-VLA 361

- (a.1) Maximale Motorleistung und sicheres Motor-Drehmoment beim Start zusammen mit 75% der Limit-Lasten im Flugzustand A ( $v_A$ ).
- (a.2) Dauermotorleistung und sicheres Dauer-Motor-Drehmoment zusammen mit 100% der Limit-Lasten im Flugzustand A ( $v_A$ ).
- (c.1) Das sichere Motor-Drehmoment ergibt sich aus dem mittleren Drehmoment multipliziert mit einem Sicherheitsfaktor (wegen der ungleichmässigen Pulse der Zylinder). Der Korrekturfaktor bei 4-Zylinder/4-Takt-Motoren beträgt 2.0.

#### CS-VLA 363

- (a.2) Seitliche Last auf den Motorträger mit 1/3 der Limit-Lasten im Flugzustand A ( $v_A$ ).

### Belastungszustände gemäss CS-VLA

Das sichere Motor-Drehmoment sowie die Trägheitskraft der Antriebseinheit errechnen sich wie folgt:

[5] Sicheres Propeller-Drehmoment:  $M_{sicher} = 2,0 \cdot M_{prop}$

[6] Trägheitskräfte Antriebseinheit:  $F_{tr\ddot{a}gheit} = n_{last} \cdot (m_{eng} + m_{prop}) \cdot g$   
 $F_{tr\ddot{a}gheit} = n_{last} \cdot (65 + 12) \cdot 9,806 = n_{last} \cdot 755$

[7] Seitliche Last:  $F_{seite} = 1,33 \cdot F_{tr\ddot{a}gheit}$

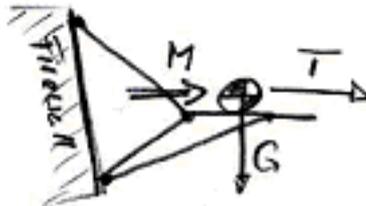


Abb. 1: Sichere Kräfte/Momente von Motor/Propeller

Die Kräfte/Momente, welche von der Antriebseinheit auf den Motorträger ausgeübt werden, sind wie folgt:

	Schubkraft $T_{eng}$	Vertikale Trägheitskraft $F_{tr\ddot{a}gheit}$ Formel [6]	Seitliche Last $S_{eng}$ Formel (a.2)	Drehmoment $M_{prop}$ Formel
CS-VLA 361 a.1	1'070 N	2'152 N	0 N	588 Nm
CS-VLA 361 a.2	1'017 N	2'869 N	0 N	588 Nm
CS-VLA 363 a.2	0 Nm	0 N	1'004 N	0 Nm

Aus der Tabelle ist ersichtlich, dass Fall CS-VLA 361 a.2 kritischer als Fall CS-VLA 361 a.1 ist. Fall CS-VLA 363 a.2 kann ebenfalls vernachlässigt werden, da der Motorträger auch in seitlicher (lateraler) Richtung ähnliche Festigkeitswerte aufweist wie in vertikaler Richtung, die Belastung hingegen deutlich geringer ist.

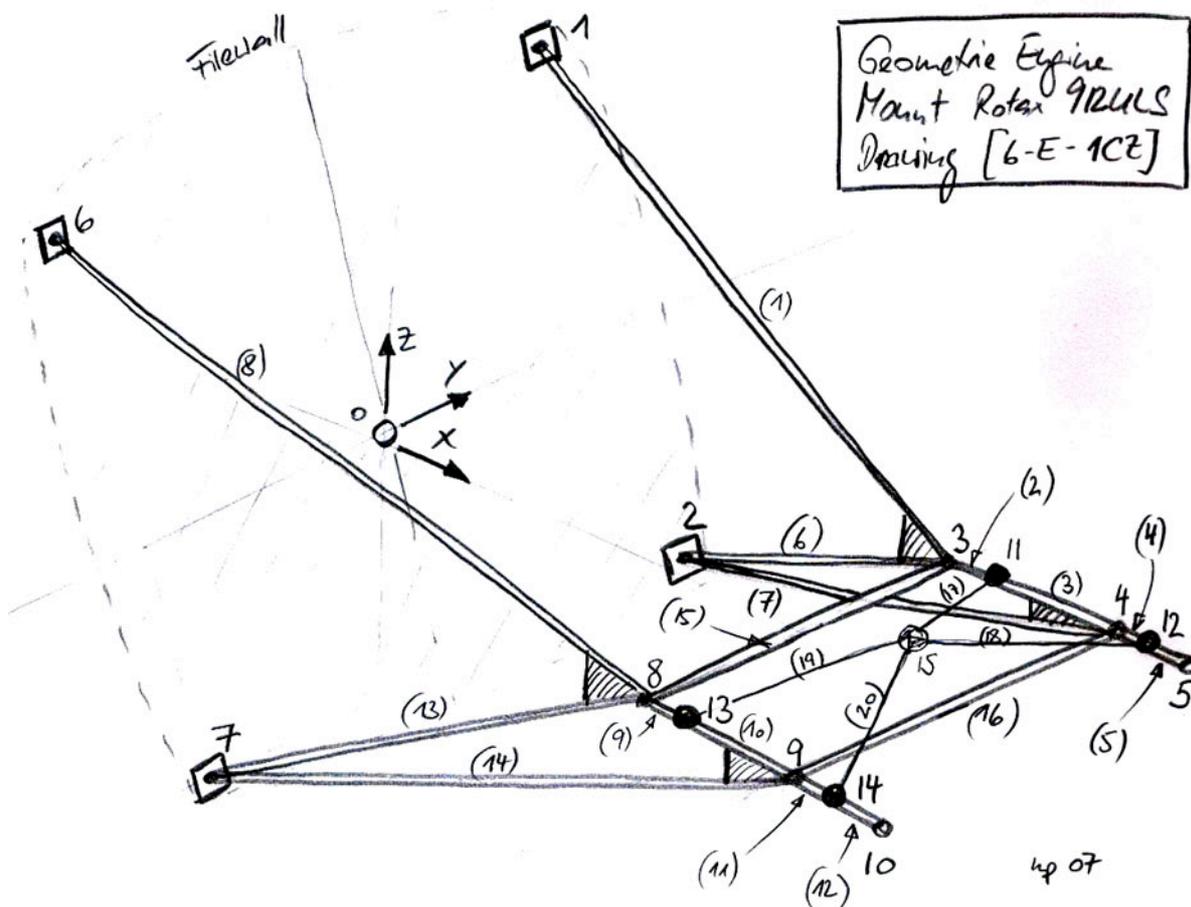
### 3 Geometrie von Motorträger und Motor

Die Geometriedaten des Motorträgers entstammen den Bauplänen von Zenithair/Czech Aircraft Works. Die Geometriedaten vom Motor sind dem Einbauhandbuch vom Rotax 912ULS entnommen.

#### 3.1 Motorträger

Der Aufbau des Motorträgers ist in der Skizze unten dargestellt. Die Bezeichnungen für die einzelnen Knotenpunkte resp. Stahlrohr-Träger werden analog in der später beschriebenen numerischen Berechnung verwendet.

Der Nullpunkt des Koordinatensystems ist auf dem Brandschott (Firewall) auf der Höhe der Motorträger-Ausläufer definiert. Die x-Achse zeigt in Rumpfrichtung nach vorne, die y-Achse horizontal nach links, die z-Achse vertikal nach oben. Das Koordinatensystem in der Rotax-Dokumentation für den Rotax-Motor basiert auf einem anderen Nullpunkt und muss deshalb umgerechnet werden.



**Abb. 2:** Geometrie des Motorträgers mit Knotenpunkten 1-15 und Beams (1)-(20)

Koordinaten der Knotenpunkte des Motorträgers:

Knoten	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
x [mm]	-51.5	51.9	340	545	625	-51.5	51.9	340	545	625
y [mm]	428	305	160.5	160.5	160.5	-428	-305	-160.5	-160.5	-160.5
z [mm]	223.2	-225	0	0	0	223.2	-225	0	0	0

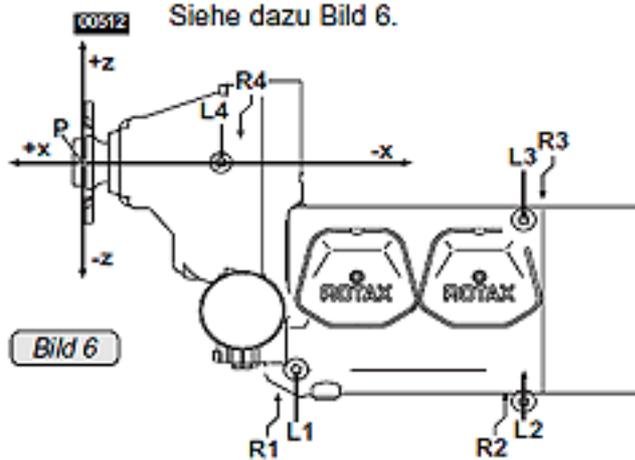
Koordinaten der Befestigungspunkte des Motors auf dem Motorträger:

Knoten	11	12	13	14
x [mm]	378	610	378	610
y [mm]	160.5	160.5	-160.5	-160.5
z [mm]	0	0	0	0

### 3.2 Schwerpunktlage Motor

#### 9.1) Definition der Befestigungspunkte

Siehe dazu Bild 6.



Befestigungspunkt	Koordinaten [mm]		
	x Achse	y Achse	z Achse
L1	-200,8	-71,0	-211,0
R1	-200,8	71,0	-211,0
L2	-414,3	-71,0	-211,0
R2	-414,3	71,0	-211,0
L3	-414,3	-71,0	-22,0
R3	-414,3	71,0	-22,0
L4	-128,3	-71,0	0,0
R4	-128,3	71,0	0,0

#### 7.4) Schwerpunktlage des Motors und des serienmäßigen Zubehörs

Siehe dazu Bild 2, 3 und 4.

	Serienausführung UL 2	externer Generator	hydraul. Verstellregler	Vakuum-pumpe
Schwerp. in Achse x (mm)	-316	-100	-276	-255
Schwerp. in Achse y (mm)	-5	139	0	0
Schwerp. in Achse z (mm)	-83	6	56	56

◆ **HINWEIS:** Maße immer vom Nullpunkt ausgehend.

Mit Hilfe der Skizzen oben lässt sich die Schwerpunktlage des Motors relativ zum aktuellen Koordinatensystem dieser Lastanalyse errechnen:

Knoten	ENGINE
x [mm]	495
y [mm]	-5
z [mm]	128

Analog kann die Schwerpunktlage des Propellers berechnet werden:

Knoten	PROP
x [mm]	850
y [mm]	0
z [mm]	211

Der Massenmittelpunkt der gesamten Antriebseinheit lässt sich mit der folgenden Formel (für jede Koordinatenrichtung) berechnen:

[8] Berechnung Massenmittelpunkt 
$$x_i = \frac{m_{Engine} \cdot x_{i,Engine} + m_{Prop} \cdot x_{i,Prop}}{m_{Engine} + m_{Prop}}$$

Daraus folgen die Koordinaten der Schwerpunktlage der gesamten Antriebseinheit:

<b>Knoten</b>	<b>15</b>
<b>x [mm]</b>	550
<b>y [mm]</b>	-4
<b>z [mm]</b>	141

### 3.3 Geometriedaten Stahlrohr

Die geometrischen „Eigenschaften“ der Stahlrohre sind wie folgt:

Querschnittsfläche:  $A_x = \pi \cdot (R_o^2 - R_i^2) = 51,2 \text{ mm}^2$

Scherfläche in y/z-Achse:  $A_{sy} = A_{sz} = 25,7 \text{ mm}^2$

Trägheitsmoment in y/z-Achse:  $I_y = I_z = \frac{1}{4} \cdot \pi \cdot (R_o^4 - R_i^4) = 2100,9 \text{ mm}^4$

Torsions-Trägheitsmoment:  $J_x = \frac{1}{2} \cdot \pi \cdot (R_o^4 - R_i^4) = 4201,9 \text{ mm}^4$

Widerstandsmoment in y/z-Achse:  $S_y = S_z = \frac{I_y}{R_o} = \frac{I_z}{R_o} = 221,1 \text{ mm}^3$

Torsions-Scherkonstante:  $C = \frac{J_x}{R_o} = 442,3 \text{ mm}^3$

## 4 Numerische Simulation (FEA)

---

Mit Hilfe der FEA-Software „frame3DD“ (Dept. of Civil and Environmental Engineering, Duke University, NC/USA [Ref]), mit welcher statische, linear-elastische 3D-Fachwerk-Probleme gelöst werden können, wurden die Lasten auf den Motorträger und auf die Befestigungen am Motorspant berechnet.

### 4.1 Randbedingungen

Der Motorträger ist aus einzelnen elastischen Fachwerk-Stäben, welche in den Knotenpunkten fest miteinander verbunden sind, modelliert. Die Antriebseinheit ist durch einen einzelnen Massenpunkt dargestellt. In diesem Punkt greifen die Kräfte (Gewichts/Trägheitskraft, Seitenkraft, Schubkraft) und das Drehmoment (Torque) an. Die Kräfte/Momente werden über 4 nicht-elastische Fachwerk-Stäbe in den Motorträger eingeleitet.

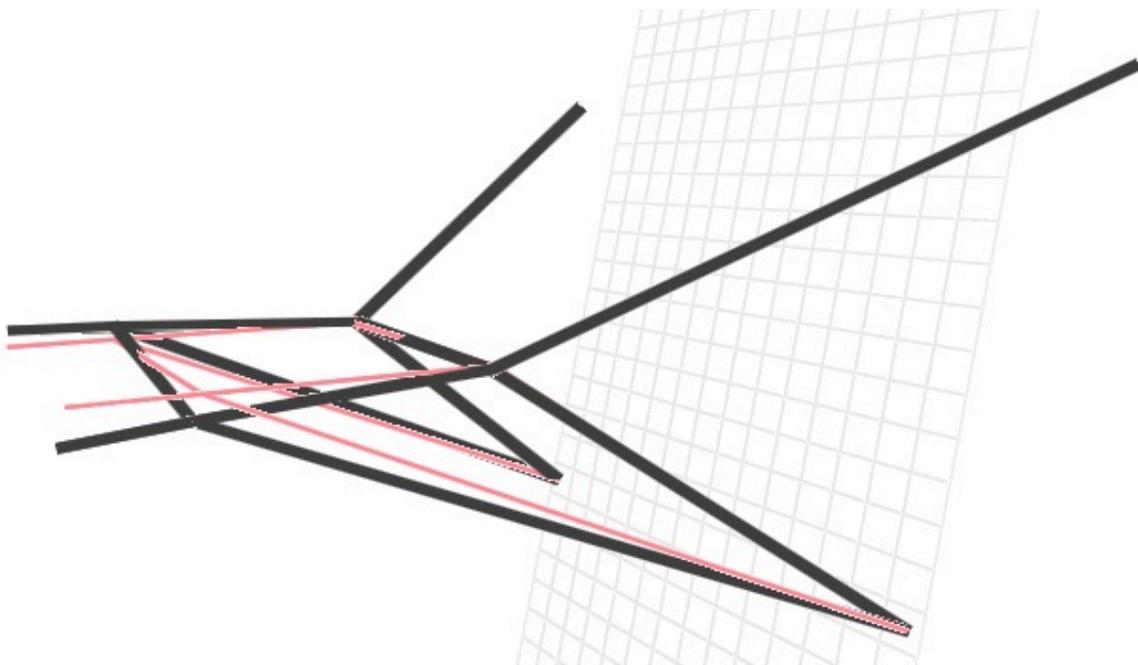
### 4.2 Simulationsergebnisse

Der kritische Fall tritt bei maximaler Dauerleistung ( $T = 1'017 \text{ N}$ ,  $M = 588 \text{ Nm}$ ) und 100% der Limit-Lasten im Flugzustand A ( $n = 3.8 \rightarrow G = 2'869 \text{ N}$ ) auf.

Die beiden anderen Lastzustände (CS-VLA 361 a.1. und CS-VLA 363 a.2) wurden ebenfalls untersucht. Die resultierenden Spannungen / Kräfte liegen deutlich unter den Resultaten von CS-VLA 361 a.2. Aus diesem Grund wird im weiteren Verlauf nur noch auf CS-VLA 361 a.2 eingegangen.

#### Elastische Deformation bei Belastung

Die elastische Deformation beim untersuchten Belastungszustand ist in Abb. 3 visualisiert (Deformationen 5-fach verstärkt). Der unbelastete Motorträger ist in dabei in dünn-rot, der belastete Motorträger in dick-schwarz dargestellt.



**Abb. 3:** Elastische Deformation im Belastungszustand CS-VLA 361.a.2

**Lasten an den Motorträger-Aufhängungspunkten**

Die Lasten, welche an den Motorträger-Aufhängungspunkten auftreten, sind wie folgt. Dabei wirkt die resultierende Kraft F total in den Aufhängungspunkten (positiv: Zugkraft / negativ: Druckkraft)

Node	Fx [N]	Fy [N]	Fz [N]	→	F total [N]
1	-3321	2091	1769		Zugkraft 4304
2	3533	-1114	1465		Druckkraft 3984
6	-403	-434	306		Zugkraft 667
7	191	-542	-651		Druckkraft 868

Maximale Zuglast (in Node 1): 4'304 N Limit Load  
6'456 N Ultimate Load (Sicherheit: 1,5)

Maximale Druckkraft (in Node 7): 3'984 N Limit Load  
5'976 N Ultimate Load (Sicherheit: 1,5)

**Zugspannungen in Stahlrohren**

Die Belastungen in den einzelnen Stahlrohren können mit Hilfe der FEA ausgewertet werden. Die Berechnung erfolgt mit Hilfe der Normalkraft und Biegemomente, welche auf die beiden Enden eines Stahlrohr-Stabes wirken.

Normalspannungen:

$$\sigma_{x1} = -\frac{N_{x1}}{A_x} + \frac{|M_{yy1}|}{S_y} + \frac{|M_{zz1}|}{S_z}$$

$$\sigma_{x2} = \frac{N_{x2}}{A_x} + \frac{|M_{yy2}|}{S_y} + \frac{|M_{zz2}|}{S_z}$$

Die maximale Zugspannung tritt in Träger 1 auf und wird nachfolgend mit der Zugspannungs-Bruchlast von 4130N-Stahl verglichen. Gemäss CS-VLA wird die Einhaltung der Limit Load gefordert.

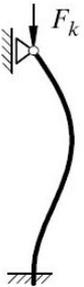
Limit load:  $\sigma_{x2,lim} = 413 \frac{N}{mm^2}$

Ultimate load:  $\sigma_{x2,ult} = 1,5 \cdot \sigma_{x2,lim} = 620 \frac{N}{mm^2}$

Tensile Yield Strength 4130N Stahl:	435 N/mm <sup>2</sup>
Ultimate Tensile Strength 4130N Stahl:	670 N/mm <sup>2</sup>
Sicherheit zu Tensile Yield Strength:	<b>+ 5 % (Limit Load)</b>
Sicherheit zu Ultimate Tensile Strength:	<b>+ 8 % (Ultimate Load)</b>

**Druckkraft auf Motorträger-Stahlrohren (Knickung)**

Bei den verwendeten dünnen Stahlrohren kann bei zu hohen Druckkräften Knickung (Buckling) auftreten (Abb. 4).

	I	II	III	IV
Lagerung	fest – frei	gelenkig – gelenkig	fest – gelenkig	fest – fest
				
krit. Knicklast	$F_k = 0.25 \frac{\pi^2 EI}{L^2}$	$F_k = \frac{\pi^2 EI}{L^2}$	$F_k = 2.046 \frac{\pi^2 EI}{L^2}$	$F_k = 4 \frac{\pi^2 EI}{L^2}$

**Abb. 4:** Eulersche Knicklasten

Die kritische Knicklast wird mit Hilfe der II. Eulerschen Knicklast berechnet (konservativ: Stabenden sind beim Motorträger in Wirklichkeit nicht frei beweglich, siehe Skizze oben):

$$[1] \text{ Knicklast (1 eingespanntes / 1 freies Ende): } F_{krit} = \frac{\pi^2 \cdot E \cdot I}{l^2}$$

Das Trägheitsmoment für einen runden Hohlstab berechnet sich folgendermassen:

$$[2] \text{ Trägheitsmoment Hohlstab: } I = 2'101 \text{ mm}^4$$

Aus der Simulation ist ersichtlich, dass Beam (7) der für Knickung kritische Stab ist:

$$[3] \text{ Länge von Stab (7): } l = \sqrt{(x_2 - x_4)^2 + (y_2 - y_4)^2 + (z_2 - z_4)^2}$$

$$l = 560 \text{ mm}$$

$$\text{Mit Formel [1] ergibt sich für die kritische Knicklast: } F_{7,krit} = \frac{\pi^2 \cdot 200'000 \cdot 2'101}{560^2} = 13'225 \text{ N}$$

Der Vergleich zwischen FEA-Resultaten und kritischer Knicklast ergibt folgenden Sicherheitsfaktor:

Limit Druckkraft auf Stab 7 (FEA):	4'096 N
Ultimate Druckkraft (FEA):	6'144 N (Sicherheitsfaktor 1,5)
Zusätzlicher Sicherheitsfaktor:	+115 %

### Motorträger-Halterung (Engine mount fitting)

Eine Halterung für die Befestigung des Motorträgers an der Rumpfstruktur wurde an einem CZAW CH601XL-Rumpf auf Zug getestet (Abb. 5).

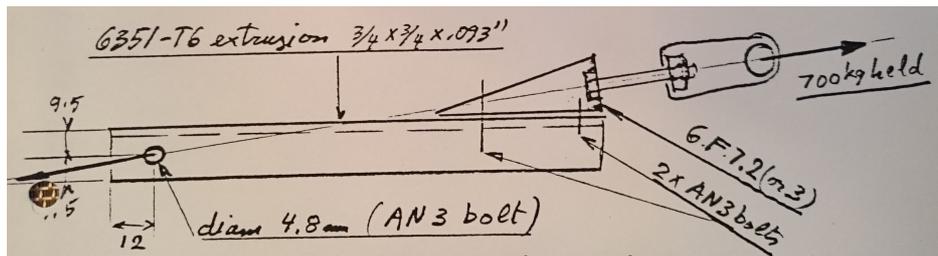


Abb. 5: Testanordnung Halterung (Engine mount fitting)

Der Zugtest wurde bis zu einer Last von 700 kg (ansteigend in 50 kg Schritten) durchgeführt. Bei 700 kg (6'864 N) fing sich das AN3-Bolzenloch, an welchem der Längsholm mit einem AN3-Bolzen in der Testanordnung befestigt wurde (links), plastisch auszuweiten.

Gemäss FEA wird der Aufhängungspunkt Nr. 1 dabei maximal belastet ( $F_{ult} = 6'456 \text{ N}$ ):

$$\text{Zusätzlicher Sicherheitsfaktor: } S.F. = \frac{6'864}{6'456} - 1 = +6\%$$

Beim CH601XL-B wird der Anschluss für den Motorträger mit 2 AN3-Bolzen am Rumpf-Längsholm verschraubt.

$$\text{Maximale Lagerfestigkeit Alu 6061-T6: } p_{bAN3,poss} = 607 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

$$\text{Belastung der Lager bei 2x AN3 Bolzen: } p_{b,eff(ult)} = \frac{F}{2 \cdot d \cdot t} = \frac{6'456}{2 \cdot 4,76 \cdot 2,3} = 295 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2}$$

$$\text{Zusätzlicher Sicherheitsfaktor: } S.F. = \frac{607}{295} - 1 = +106\%$$

Die Zugfestigkeit der AN6-Bolzen für die Befestigung des Motorträgers an den Motorträger-Aufhängungspunkten ist unkritisch.

Die Festigkeit der Motorträger-Halterungen (engine mount fittings) inkl. Befestigung am Rumpf-Längsholm wurde im Zugtest bestätigt.

## 5 Zusammenfassung

---

Im vorliegenden Dokument wurden der Motorträger des CZAW Zodiac CH601XL-B für einen Motor vom Typ Rotax 912ULS und einem Verstellpropeller vom Typ Alisport Idrovario 2-blade HS untersucht. Mit Hilfe einer numerischen linear-elastischen Simulation (FEA) wurden die im Motorträger auftretenden Belastungen ermittelt:

- Kräfte/Momente in den 4 Aufhängungspunkten am Brandschott (Firewall)
- Zugspannungen in den Stahlrohren des Motorträgers infolge Biegung, Zug, Druck und Torsion
- Kritische Knicklasten aufgrund von Druckkräften in den Stahlrohren.

Die auf konservativen Randbedingungen basierenden Simulationsergebnisse sowie der Belastungstest, welcher bei CZAW durchgeführt wurde, bestätigen, dass der Motorträger allen gemäss JAR CS geforderten Lasten standhält.

## 6 Revisionen

---

11. Oktober 2007	1.0	Erstausgabe
20. Juni 2008	1.1	Einfügen Revisionsliste Korrektur Sensenich Propeller -> Woodcomp Klassic 170-3-R
31. Januar 2009	1.2	Korrektur auf Verstellpropeller (höhere Masse)
25. Juni 2009	1.3	Einfügen Vergleich mit CZAW Load Test
22. September 2009	1.4	Propeller Korrektur
2. März 2010	1.5	Korrekturen Vergleich Belastungstest
8. März 2015	1.6	Neue Bezeichnung XL-B Korrektur Woodcomp Klassic 170-3-R -> Idrovario HS 2-blade Diverse Anpassungen in Text/Berechnungen
25. Januar 2016	2.0	Allgemeine Korrekturen
11. Februar 2016	2.1	Neue FEA mit Frame3DD Gesamtüberarbeitung des Berichtes