

Datum der Bekanntgabe: 21.12.2007

Muster: Selbstbauflugzeug
D4/E-BK()

AD der ausländischen Behörde:
-keine-

Geräte-Nr.:
diverse

Technische Mitteilungen des Herstellers:
1. LBA-Prüfanweisung Nr. D4.2007.01 vom 17.12.2007
2. LBA-Prüfbericht Nr. D4.2007.03 vom 17.12.2007
3. LBA-Reparaturanweisung Nr. D4.2007.02 vom 17.12.2007

Betroffenes Luftfahrtgerät:

Selbstbauflugzeug
D4/E-BK()

- **Baureihen:** Alle Amateurbauflugzeuge basierend auf dem Bausatz D4/E-BK() mit den LBA-Datenblattnummern

442/SA, 449/SA, 474/SA, 475/SA, 1205/SA,
1206/SA, 1984SA, 1997/SA und 2002216/SA

sowie alle bereits im Bau befindlichen nicht aufgeführten Bausätze oder später hinzukommenden Bausätze D4/E-BK, mit vorgefertigten Flügeln tschechischer oder unbekannter Herkunft.

- **Werk-Nrn.:** Siehe unter Baureihen.

Betrifft:

Mangelhafte Strukturfestigkeit des Flügels durch fehlerhafte Verklebung der Faserverbund-Flügelschalen mit den Flügelrippen und dem Flügelholm.

Maßnahmen:

Im Rahmen dieser Lufttüchtigkeitsanweisung sind folgende Maßnahmen vorgesehen:

1. Inspektion der Flügel auf fehlerhafte Klebverbindungen zwischen Faserverbund-Flügelschalen und Flügelrippen sowie Flügelholm nach LBA-Prüfanweisung D4.2007.01 vom 17.12.2007.
2. Instandsetzung der Flügel nach LBA-Reparaturanweisung D4.2007.02 vom 17.12.2007, wenn Schäden außerhalb zulässiger Kriterien festgestellt worden sind.
3. Mitteilung der Prüfergebnisse (Punkt 1.) auf dem LBA-Formblatt, Prüfbericht D4.2007.03 vom 17.12.2007, an folgende Adresse im Luftfahrt-Bundesamt:

Luftfahrt-Bundesamt
Referat T3
Stichwort LTA D-2007-358
Postfach 3054
38020 Braunschweig

Fristen:

Für die Durchführung der einzelnen Maßnahmen sind folgende Fristen festgelegt worden:

Maßnahme 1:

- a) Vor dem nächsten Flug, jedoch bis spätestens 30. April 2008. Ein Überführungsflug zum Durchführenden der Inspektionsmaßnahmen ist einsitzig zulässig.
- b) An derzeit in Bau befindlichen Luftfahrzeugen sind die Maßnahmen dieser LTA vor dem Erstflug durchzuführen.

Maßnahme 2:

Vor dem ersten bzw. nächsten Flug nach Feststellung des Schadens.

Maßnahme 3:

Innerhalb von 8 Kalendertagen nach Durchführung der Prüfung (Maßnahme 1).

Durch die vorgenannten Mängel ist die Lufttüchtigkeit des Luftfahrtgerätes derart beeinträchtigt, daß es nach Ablauf der genannten Fristen nur in Betrieb genommen werden darf, wenn die angeordneten Maßnahmen ordnungsgemäß durchgeführt worden sind. Im Interesse der Sicherheit des Luftverkehrs, das in diesem Fall das Interesse des Adressaten am Aufschub der angeordneten Maßnahmen überwiegt, ist es erforderlich, die sofortige Vollziehung dieser LTA anzuordnen.

Rechtsbehelfsbelehrung:

Gegen diese Verfügung kann innerhalb eines Monats nach Bekanntgabe Widerspruch eingelegt werden. Der Widerspruch ist schriftlich oder zur Niederschrift beim Luftfahrt-Bundesamt, Hermann-Blenk-Str. 26, 38108 Braunschweig einzulegen.

LTA's werden auch im Internet unter <http://www.lba.de> publiziert

** * **

Prüfanweisung

Das Prüfverfahren hat in folgenden Schritten zu erfolgen. Die Prüfung ist durch den Luftfahrttechnischen Betrieb „LTB Sammet GmbH“ mit Sitz in Heubach durchzuführen. Das Ergebnis dieser Prüfung ist auf dem Prüfbericht mit dem Aktenzeichen (AZ) D4.2007.03 festzuhalten.

1. Belastungsprüfung

Bei dieser Prüfung werden beide Tragflächen einem Belastungstest mit $j=1$ unterzogen.

Dieser Test muss nur durchgeführt werden, wenn an den Tragflächen zuvor **kein** Belastungstest bis $j=1$ durchgeführt wurde.

Lastfall: Dieser Lastfall entspricht einer Böe mit $n=4,45$ und $v_{Böe}=15,25$ [m/sec] bei maximalem Flugzeuggewicht.
Die Lastverteilung über die Spannweite und Aufteilung auf die einzelnen Flächenabschnitte mit der Lage des Lastangriffspunkts ist der Tabelle 1.1 zu entnehmen.

Stützung: Methode 1:
Flugzeug in Rückenlage; Auflage durch eine geeignete Konstruktion am vorderen und hinteren Hauptspant im Rumpf nahe der Hauptbolzen; Krafteinleitung in den Rumpf über die Bolzenverbindung; Abstützung des Tragflügels mittels hydraulischer Wagenheber in $2/3$ der Spannweite großflächig am Holm.
Methode 2:
Die Tragflächen abbauen und in Rückenlage in einer Testvorrichtung montieren. Krafteinleitung über die Bolzen in die Testvorrichtung. Abstützung des Tragflügels mittels hydraulischer Wagenheber in $2/3$ der Spannweite großflächig am Holm.

Durchführung: 1) Die Sandsäcke oder ähnliches stichprobenartig auf korrektes Gewicht prüfen.
2) Last symmetrisch von innen nach außen aufbringen. Wichtig: Die Sandsäcke sanft auflegen.
3) Die Flügel durch gleichmäßiges absenken der Wagenheber belasten. Das Absenken der Flügel sollte symmetrisch und ruckfrei geschehen.
4) Die maximale Belastung muss nicht länger als 3 Sekunden aufgebracht bleiben.
5) Last in umgekehrter Reihenfolge symmetrisch von außen nach innen entfernen.

Prüfung: 1) Während des Absenkens auf Knack- und Knistergeräusche achten.
2) An den Flügelenden sind folgende Messungen vorzunehmen:
a) Nulllage vor der Belastung (f_0)
b) Maximale Absenkung während der Belastung (f_{max})
c) Nulllage nach der Belastung (f_1)

Auswertung: 1) Ermittlung der mittleren Durchbiegung:

$$\Delta f = [(f_0 - f_1)_{links} + (f_0 - f_1)_{rechts}] / 2$$

Zulässige Streuung „s“ der Nulllage $f_1 = \pm 3\%$ der mittleren Durchbiegung Δf nach der Belastung.

$$-0,03 \times \Delta f < s < 0,03 \times \Delta f$$

Geometrische Daten			Max. Flugzeuggewicht 540 [kg]	Max. Flugzeuggewicht 650 [kg]
2Y/b	y [m]	ΔXP [cm]	Pz [kg]	Pz [kg]
0,95	4,228	1,9	20,0	50,0
0,85	3,783	2,2	60,0	60,0
0,75	3,338	2,4	100,0	80,0
0,65	2,893	2,7	125,0	100,0
0,55	2,448	2,9	125,0	110,0
0,45	2,003	3,2	150,0	110,0
0,35	1,558	3,4	150,0	110,0
0,25	1,113	3,7	150,0	110,0
0,15	0,668	3,9	150,0	110,0

Tabelle 1.1: Im Versuch aufzubringende Lasten für ein max. Flugzeuggewicht G=540kg/650kg

ΔXP : Abstand der Resultierenden von der Holmmitte (positiver Wert: hinter Holmmitte)
Pz: Aufzubringende Belastung

2. Sichtprüfung

Bei dieser Prüfung werden die Verklebungen zwischen den Holmgurten, den Rippen und der Flügelschale unter Belastung der Rippen kontrolliert.

2.1. Sichtprüfung für „trockene“ Bereiche der Tragflächen

Folgende Prüfung gilt nur für „trockene“ Bereiche der Tragflächen, **nicht** innerhalb des Bereichs der Flügeltanks.

Stützung: Tragflügel am Hauptholm und Hilfsbeschlag an der Wurzelrippe und der Flügelspitze Rippe 13.

- Durchführung:**
- 1) Einbringen einer Bohrung mit 10 [mm] Durchmesser in der Mitte eines jeden Nasenfeldes auf der Unterseite der Tragfläche, 100 [mm] in Flugrichtung von der Holmvorderkante entfernt.
 - 2) Einbringen einer Bohrung mit 10 [mm] Durchmesser in der Mitte eines jeden Rippenfeldes auf der Unterseite der Tragfläche, 100 [mm] entgegen der Flugrichtung von der Holmhinterkante entfernt.
 - 3) Zur Prüfung der Rippe „N“ die Rippen „N+1“ und „N-1“ gleichzeitig mit Hilfe von Sandsäcken belasten. Die Höhe der Belastung jeder Rippe ist der Tabelle 2.1 zu entnehmen
 - 4) Prüfung der Klebnaht zwischen dem Holmgurt, den Rippen und der Flügelschale in jedem Rippenfeld vor und hinter dem Holm auf eventuelle Fehlverklebungen mittels eines Endoskops. Hierbei muss der Bereich durch indirekte Beleuchtung im angrenzenden Rippenabschnitt gut ausgeleuchtet sein. Eine Verklebung ist dann Fehlerfrei, wenn

beidseitig der Austritt der Klebermasse auf der gesamten Länge zu erkennen ist.

- 5) Prüfung der Ventilationsbohrungen zwischen den einzelnen Rippenfeldern. Diese dürfen weder verdeckt noch verschlossen sein.
- 6) Nach der Inspektion und eventueller Reparatur ist die Inspektionsbohrung wieder zu verschließen.

Zulässige Fehlstellen: - an der Verklebung Holm-Beplankung: **keine**
- an der Verklebung Rippe-Beplankung: **max. 5 [mm]**

Rippe Nr.	Abstand von der Flügel Nase [cm]	Last [kg]
2	18	59,0
3	16	59,2
4	16	58,3
5	15	56,6
6	14	54,6
7	13	52,2
8	13	49,9
9	12	46,1
10	11	41,7
11	11	37,0
12	10	31,4
13	9	23,4

Tabelle 2.1: Last auf die einzelnen Rippen

2.2. Sichtprüfung für „nasse“ Bereiche der Tragflächen

Folgende Prüfung gilt nur für die „nassen“ Bereiche der Tragflächen zwischen den Rippen 1 und 7.

Stützung: Tragflügel am Hauptholm und Hilfsbeschlag an der Wurzelrippe und der Flügelspitze Rippe 13.

- Durchführung:**
- 1) Einbringen einer Bohrung mit 10 [mm] Durchmesser. Diese Bohrung ist vom Nasenpunkt des Profils unter ca. 30° nach oben mittig zwischen die Rippen 1-2, 2-3, 3-4, 4-5, 5-6 und 6-7 einzubringen.
 - 2) Einbringen einer Bohrung mit 10 [mm] Durchmesser in der Mitte eines jeden Rippenfeldes auf der Unterseite der Tragfläche, 100 [mm] entgegen der Flugrichtung von der Holmhinterkante entfernt.
 - 3) Zur Prüfung der Rippe „N“ die Rippen „N+1“ und „N-1“ gleichzeitig mit Hilfe von Sandsäcken belasten. Die Höhe der Belastung jeder Rippe ist der Tabelle 2.1 zu entnehmen
 - 4) Prüfung der Klebnaht zwischen dem Holmgurt, den Rippen und der Flügelschale in jedem Rippenfeld vor und hinter dem Holm auf eventuelle Fehlverklebungen mittels eines Endoskops. Hierbei muss der Bereich durch indirekte Beleuchtung im angrenzenden Rippenabschnitt

gut ausgeleuchtet sein. Eine Verklebung ist dann fehlerfrei, wenn beidseitig der Austritt der Klebermasse auf der gesamten Länge zu erkennen ist.

- 5) Nach der Inspektion und eventueller Reparatur ist der Bereich der Bohrung von außen mit einem Schäftverhältnis von 1:50 anzuschäften und der Belegung entsprechend neu aufgebaut werden.

Die Belegung in diesem Bereich ist wie folgt (von außen nach innen):

- 1 * 80 g/m² Glasgewebe unter ± 45°
- 1 * 163 g/m² Glasgewebe unter ± 45°
- 1 * 80 g/m² Glasgewebe unter ± 45°
- 1 * 80 g/m² Glasgewebe unter ± 45°
- 1 * 163 g/m² Glasgewebe unter ± 45°
- 1 * 80 g/m² Glasgewebe unter ± 45°
- 1 * 163 g/m² Glasgewebe unter ± 45°

Zunächst sind im Bereich ca. 20 [mm] um die Bohrung 2 Lagen mit Epoxydharz-C aufzubringen und danach mit Strukturharz die Schäftung zu vervollständigen. Vor dem Wiederaufbau der Belegung sollten eventuelle Kraftstoffreste mit geeignetem Lösungsmittel (MEK) gewaschen werden. Zur Strukturverklebung wird das Laminierharz Scheuffler 285/287 verwendet.

Zulässige Fehlstellen: - an der Verklebung Holm-Beplankung: **keine**
- an der Verklebung Rippe-Beplankung: **max. 5 [mm]**

3. Klangprüfung

Bei dieser Prüfung werden die Verklebungen zwischen den Holmgurten und der Flügelober- sowie der Flügelunterseite kontrolliert. Für die Verklebung der Rippen aus Hartschaum und der Flügelschale ist das Verfahren aufgrund der großen Dämpfung des Schaums nicht anwendbar.

Dieses Verfahren eignet sich, um klebstofffreie Stellen, schlechte oder keine adhäsive Bindung festzustellen.

Stützung: Tragflügel auf Schaumstoff auflegen.

- Durchführung:** 1) Kennzeichnung der Lage des Holmes.
2) Prüfung der Verklebung durch Abklopfen der Ober- und Unterseite des Holmes.

Zulässige Fehlstellen: Innerhalb einer Fläche der Holmbreite multipliziert mit 6 [cm] dürfen keine Fehllebungen größer als 1,5 x 1,5 [cm] vorhanden sein.

Prüfbericht

über die Prüfung des Luftfahrzeuges D4 „Fascination“ mit dem Kennzeichen

D – E

Oben bezeichnetes Luftfahrzeug wurde am einer Prüfung gemäß der Prüfanweisung mit dem Aktenzeichen (AZ) D4.2007.01 unterzogen.

Ergebnisse:

Zum Punkt 1 – Belastungsprüfung:

Nulllage vor der Belastung: $f_0 = \dots\dots\dots$

Maximale Absenkung während der Belastung: $f_{\max} = \dots\dots\dots$

Nulllage nach der Belastung: $f_1 = \dots\dots\dots$

Streuung $s = \dots\dots\dots < 0,03 \times \Delta f$ **ja / nein**

Zum Punkt 2 – Sichtprüfung:

Sind Beanstandungen aufgetreten? **ja / nein**

Reparatur erforderlich? **ja / nein**

wenn ja, Reparatur durchgeführt am:

Zum Punkt 3 – Klangprüfung:

Unzulässige Fehlverklebungen festgestellt? **ja / nein**

wenn ja, Reparatur durchgeführt am:

Zusammenfassung:

Im Ergebnis der Prüfung wird festgestellt, dass der Flügel den Anforderungen dieser Prüfanweisung genügt. Die weitere Nutzung des Tragflügels innerhalb der Betriebsgrenzen dieses Luftfahrzeugs ist unbedenklich.

Name des Prüfers:

Unterschrift des Prüfers:

Reparaturanweisung **für eine Fehlverklebung des Holmgurts mit der Flügelschale**

Sind bei der Durchführung der Prüfanweisung mit dem Aktenzeichen (AZ) D4.2007.01 Fehlklebungen festgestellt worden, so sind diese durch den Luftfahrttechnischen Betrieb „LTB Sammet GmbH“ mit Sitz in Heubach durch folgendes Verfahren instand zu setzen.

Für die Reparatur muss folgendes Laminierharzsystem verwendet werden: Harz: Scheufler L 285; Härter: Scheufler L 287. Die Verarbeitung sollte möglichst bei Raumtemperatur zwischen 20°C und 25°C, jedoch keinesfalls unter 10°C oder über 50°C erfolgen.

Reparatur

- 1) Die Fehlverklebung freilegen, indem oberhalb der Fehlverklebung die Flügelschale aufgeschnitten wird.
- 2) Die Flügelschale muss von außen fachgerecht mit einem Schäftverhältnis von 1:50 geschäftet werden.
- 3) Den Holmgurt und die Schäftung aufrauen.
- 4) Die bearbeiteten Stellen müssen vor dem aufbringen von Harz sauber und fettfrei sein. Diese sind vor dem Verkleben mit geeignetem Lösungsmittel (MEK) zu reinigen.
- 5) Die Fehlverklebung mit Harz-Baumwollflocken-Gemisch anfüllen. Auf 100 [g] angerührtes Harz kommen 18 [g] Baumwollflocken.
- 6) Die Reparaturstelle ist mit Glasgewebe entsprechend der Belegung der Flügelschale neu aufzubauen.

Prüfung

- 7) Eine Sichtprüfung entsprechend der Prüfanweisung D4.2007.01 ist nach der Reparatur durchzuführen.
- 8) Eine Klangprüfung entsprechend der Prüfanweisung D4.2007.01 ist nach der Reparatur durchzuführen.