

Betroffen: Geräte Nr.: 680
Muster: BO 209 MONSUN und BO 209 S
Werk-Nr.: alle

Gegenstand: Flügel-Holmbrücke im Rumpf

Anlaß: LTA 86-255 MBB vom 1.12.1986
Ermüdungsschaden im Untergurt einer Flügel-Holmbrücke im Rumpf.

Maßnahmen: I. Allgemeines

Bei der Untersuchung von vier Flugzeugen des o.g. Musters an den kritischen Stellen der Holmbrücke wurden keine Anrisse in den Nietbohrungen oder an den Kanten des Untergurtes bzw. Langloches festgestellt.

Die Prüfung umfaßte:

- Sichtprüfung im Bereich des Langloches (Durchgang des li. wie des re. Federbeines) und der vier umliegenden Nieten.
- Ultraschallprüfung an den Kanten des Langloches.
- Wirbelstromprüfung in den vier Nietbohrungen (Niet ausgebohrt).

II. Durchzuführende Maßnahmen:

Zur Wiedererlangung der Lufttüchtigkeit für alle Flugzeuge des betroffenen Musters ist eine Überprüfung beim Flugzeughersteller oder durch einen von ihm benannten Luftfahrttechnischen Betrieb durchzuführen.

Es ist wie folgt zu verfahren:

1. Flugzeuge, die nicht als Kunstflugzeug betrieben wurden, sind für einen Überführungsflug mit Mindestbesatzung freigegeben.
2. Bei Flugzeugen, die als Kunstflugzeug betrieben wurden, ist vor dem Überführungsflug an den betroffenen Stellen (siehe Skizze) eine Sichtprüfung durchzuführen. Dazu sind die Hauptfahrwerksfederbeine zu demontieren. Der Untergurt von der Holmbrücke ist im Bereich der Langlöcher und der vier Nieten auf Risse zu untersuchen.

- a) Werden keine Anrisse gefunden, ist die Durchführung der Prüfung im Bordbuch durch einen Prüfer mit entsprechender Berechtigung zu bescheinigen und der Überflugsflug kann wie unter 1. erfolgen.
 - b) Werden Anrisse gefunden, ist der Hersteller sofort zu verständigen.
3. Überprüfung beim Hersteller bzw. durch den entsprechenden Luftfahrttechnischen Betrieb.
- a) Durchführung der Maßnahmen gemäß TA 209-1/87.
 Werden keine Risse im Holmgurt festgestellt, so wird das Flugzeug als Normalflugzeug mit 820 kg Höchstmasse und als Nutzflugzeug mit 710 kg Höchstmasse bei einer Manövergeschwindigkeit von $V_A = 117$ kt. zugelassen.
 Die Inspektionsintervalle gemäß Punkt III,2 sind dabei zu beachten.
 - b) Werden Anrisse im Holmgurt festgestellt, sind die Maßnahmen lt. TA 209-2/87 durchzuführen. Nach Durchführung ist die Zulassung gemäß II,3a gegeben.
 - c) Die Zulassung in der Kategorie Kunstflugzeug wird nach einer noch zu entwickelnden Struktur-Modifikation in Erwägung gezogen.

III. Änderung der Dokumentation

- 1. Änderung des Flughandbuches erfolgt durch den Flugzeughersteller gemäß Punkt II,3a.
- 2. Ergänzung des Wartungshandbuches erfolgt durch den Flugzeughersteller:

Nach Erreichen von 3000 Gesamtflugstunden (vorausgesetzt diese TM ist durchgeführt) sind alle 500 Flugstunden folgende Inspektionen durchzuführen:

Für dieses firmeninterne Dokument behalten wir uns alle Rechte vor. Ohne vorherige schriftliche Zustimmung der Firma bzw. der UB-Leitung darf es Firmenfremden nicht zugänglich gemacht werden. Sicherheitsbestimmungen haben grundsätzlich Vorrang.

Nach Demontage des Fahrwerkes ist der Holm im Bereich des Langloches in Richtung zu den Hi-Lok-Paßnieten mittels Ultraschall auf Anrisse zu überprüfen. Ist die Prüfung ohne Befund, so ist das Federbein wieder einzubauen.

Diese Inspektionsintervalle sind jeweils im Bordbuch durch einen Prüfer mit entsprechender Berechtigung zu bestätigen.

Bei Feststellung von Anrissen ist nach TA 209-2/87 zu verfahren.

Material: Nach TA 209-1/87
bzw. TA 209-2/87

Gewicht: Vernachlässigbar

Schwerpunktslage: Änderung ist zu vernachlässigen

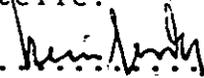
Ansprechadresse:

MESSERSCHMITT-BÖLKOW-BLOHM GMBH
Abt. FM 201 - Allgem. Wartung
Postfach 1149
8072 Manching
Telefon: 08459/81-4055 oder 4695

LBA anerkannt:

MESSERSCHMITT-BÖLKOW-BLOHM GMBH
Ottobrunn, 22. Januar 1987

Musterprüfleitstelle:


.....
Reinhardt

Entwicklungsleiter:


.....
Essenfelder



i. A. 28.1.87

Für dieses firmeninterne Dokument behalten wir uns alle Rechte vor. Ohne vorherige schriftliche Zustimmung der Firma bzw. der UB-Leitung darf es Firmenfremden nicht zugänglich gemacht werden. Sicherheitsbestimmungen haben grundsätzlich Vorrang.

TA 209 - 1/87

Betrifft: Bo 209 - Überprüfung der Holmbrücke**Bezug:** LTA 86-255/2 MBB in Verbindung mit TM 209 - 1/87**Eingangsprüfung:**

Kennzeichen, Werk Nr.:

Flugstunden insgesamt:

Kunstflugstunden einsitzig:

doppelsitzig:

Beschleunigungsmesser eingebaut:

Landungen:

Leergewicht aus Wägebericht:

- Flugzeug aufbocken und beide Hauptfahrwerkfederbeine ausbauen
- Beide Fahrwerkbeschläge 209-21233/21243 am Rumpf ausbauen, Nieten ausbohren
- 4 Stück Nieten pro Seite im Bereich des Langloches ausbohren (Durchgang Federbein am Untergurt)
- Oberflächenbeschaffenheit der Bohrungen und des Langloches prüfen. Sind Riefen oder Kerben sichtbar müssen diese auspoliert werden (Ein- und Ausbau des Federbeines). Langloch mit Scheuerschutz versehen.
- Ultraschallprüfung am Gurt im Langloch durchführen
- Wirbelstromprüfung in den jeweils 4 Nietbohrungen durchführen

Werden Risse festgestellt, ist nach TA 209-2/87 zu verfahren
und JE 50 (oder LKE 212) zu verständigen. Werden keinen Anrißes im Gurt festgestellt, ist wie folgt zu verfahren:

- Nietbohrung auf max. \varnothing 4,11 aufreiben
- Nietlochwandung verdichten, gemäß MBB-Anweisung Nr. 80-L-32-2611.
- Nietbohrung aufreiben \varnothing 4,45^{H7}
- Jeweils 4 Hi-Lok Schraubnieten, gemäß MBB-Fertigungsanweisung Nr. 80-L-34-5815, naß einsetzen (Oberflächenschutz)
- 8 Stück Schraubniet HLM 310 370-04-13 bestehend
aus 8 Stück Bolzen HLM 310-04-13
und 8 Stück Schließring HLM 370-04

- Beide Fahrwerkbeschläge 209-21233/21243 annieten. Wenn erforderlich
Oberflächenschutz erneuern
8 Stück Blindniet CR 2563 S6-4
20 Stück Blindniet CR 2563 S6-5
- Gummilager 209-51003.02 -wenn erforderlich- gegen ein Neuteil
auswechseln
- Federbeine einbauen, dabei ist zu beachten, daß beim einführen des
Beines durch das Langloch im Gurt keine Kerben entstehen
- Endabnahme (Prüfbericht), Eintragung im Bordbuch

Zusätzlich sind zu prüfen:

- Die rumpfseitigen Flügelanschlußbeschläge an den Übergangsradien
(Ultraschallprüfung)
- Das vordere und hintere Spantblech -ist gleich Stegblech der
Holmbrücke- im Übergangsbereich zum Flügelstummel (Sichtprüfung).

Ottobrunn, 26.11.1987
FU50 - Essenfelder

Prüfanweisung zur
Ultraschallprüfung

Gurt unten
Zeichnung Nr. 209-21033.17

Anweisung:

Durchführungen einer Ultraschallprüfung am Gurt unten (Zeichnungs-
Nr. 209-21033.17) an den vier Bohrungen im Bereich des Ausschnittes.

Zweck der Anweisung:

Durchführung der Ultraschallprüfung an den Bohrungen mit eingebauten Nie-
ten. (Risse ausgehend von den Nietbohrungen in Flugrichtung nach vorn und
hinten, Abb. 2).

Voraussetzung: Das Fahrwerk muß ausgebaut sein.

Prüfgerät und Zubehör:

- Ultraschallgerät USD 1 (Firma Krautkrämer)
- Mikrominiatur-Winkelprüfkopf 5 MHz, 45° (Panametrics)
- Mikrominiatur-Winkelprüfkopf 5 MHz, 60° (Panametrics)
(beide Prüfköpfe mit Kabelausführung nach oben)
- Prüfkabel MPKM (Firma Krautkrämer) mit umgebautem Mikrodot-
Winkelanschluß
- Koppelmittel Paste ZG (Firma Krautkrämer)
- Justierplatte nach Zeichnung (Abb. 1) mit eingebrachten
Fehlern (Abb. 2)

Justierung:

Für die Prüfung gem. Abb. 2/Prüfkopf A, Fehler von der Bohrung in Richtung
Ausschnitt: Durchführung mit Prüfkopf 60°.

Justierbereich am Bildschirm: 0 - 30 mm

Einstelldaten: (bezogen auf USD 1)

Justierbereich 0 - 30 mm Schallweg

Bildschirm ohne Raster

Erregerfrequenz 5 MHz

Prüfkopf-Vorlauflänge 5 mm (Ausblendung des Sendepulses)

Blendenanfang 16 mm

Blendenbreite 10 mm

Blendenschwelle 40 % BSH

Nach Umschaltung auf Schalterstellung "Blenden-Lupe" wird der Bereich von
10 mm Schallweg (Bereich in der Blende) auf dem gesamten Bildschirm abge-
bildet.

Das Echo der angeschalteten fehlerfreien Bohrung optimieren und anschließend mit dB-Steller auf 100 % Bildschirmhöhe stellen (Abb. 3).

Nach Verfahren des Prüfkopfes in beide Pfeilrichtungen (Abb. 2) muß sich das Echo innerhalb der Blende bewegen (Abb. 3).

Nach Umschaltung auf "Blenden-Lupe" darf die Hüllkurve des Bohrungsechos keine Unterbrechung haben (Abb. 4).

Anschließend den Prüfkopf 180° drehen und die Bohrung mit eingebrachtem Fehler anschauen. Ebenfalls in beide Pfeilrichtungen verfahren, wobei im Bohrungsecho in der Blende eine kleine Trennung festzustellen ist (Abb. 5). Nach Umschalten auf "Blenden-Lupe" ist in der Hüllkurve eine deutliche Unterbrechung zu sehen (Abb. 6).

Die eingestellten Daten auf Kassette speichern.

Für die Prüfung gem. Abb. 2/Prüfkopf B, Fehler von der Bohrung entgegengesetzt vom Ausschnitt laufend: Durchführung mit Prüfkopf 45°.

Einstelldaten: (bezogen auf USD 1)

Justierbereich 0 - 50 mm Schallweg

Bildschirm ohne Raster

Erregerfrequenz 5 MHz

Vorlauflänge 10 mm (Ausblendung des Sendepulses)

Blendenanfang 28 mm

Blendenbreite 12 mm

Blendenschwelle 40 % BSH

Nach Umschaltung auf Schalterstellung "Blenden-Lupe" wird der Bereich von 12 mm Schallweg (Bereich in der Blende) auf dem gesamten Bildschirm abgebildet.

Weitere Verfahrensweise wie bei der 1. Prüfung mit Prüfkopf "A".

Nach der durchgeführten Justierung die eingestellten Daten auf Kassette speichern.

Prüfung:

Prüfkopf A (60°) durch einen der beiden senkrechten Ausschnitte am Untergurt einführen und im Prüfausschnitt (Abb. 2) aufsetzen.

Nacheinander die vier Bohrungen auf Risse in Richtung Ausschnitt prüfen.

Anschließend mit Prüfkopf B (45°) Prüfung wiederholen. Dabei werden die Bohrungen auf Risse entgegengesetzt der Ausschnitte überprüft.

Da beide Geräteeinstellungen abgespeichert sind, muß das jeweilige Programm nur abgerufen werden, um mit der Prüfung zu beginnen.

Beanstandung:

Es sind alle Bohrungen zu beanstanden, wo in der Hüllkurve des Ultraschallbildes Unterbrechungen wie in Abb. 5 und 6 zu sehen sind.

JUSTIERPLATTE

Wandstärke 6 mm

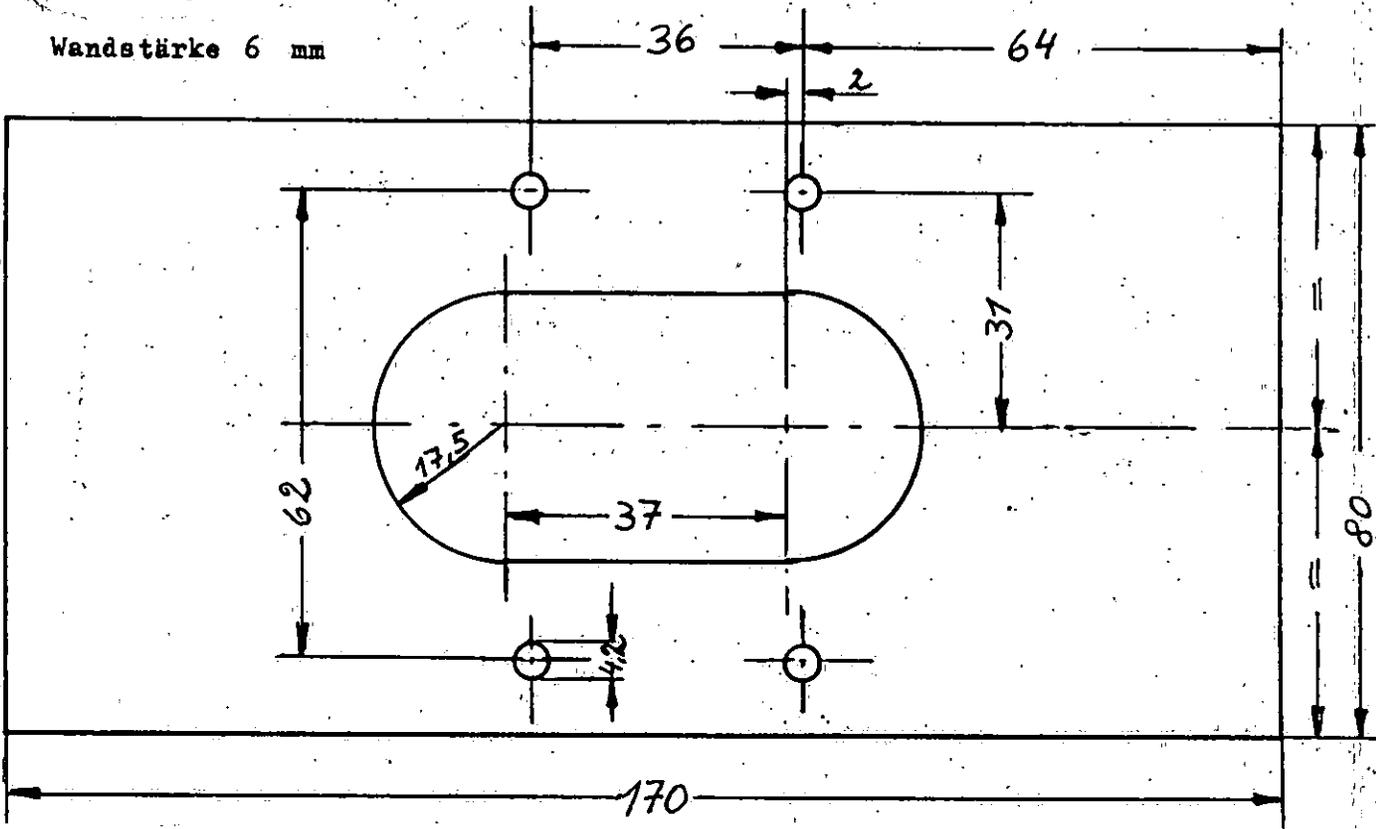


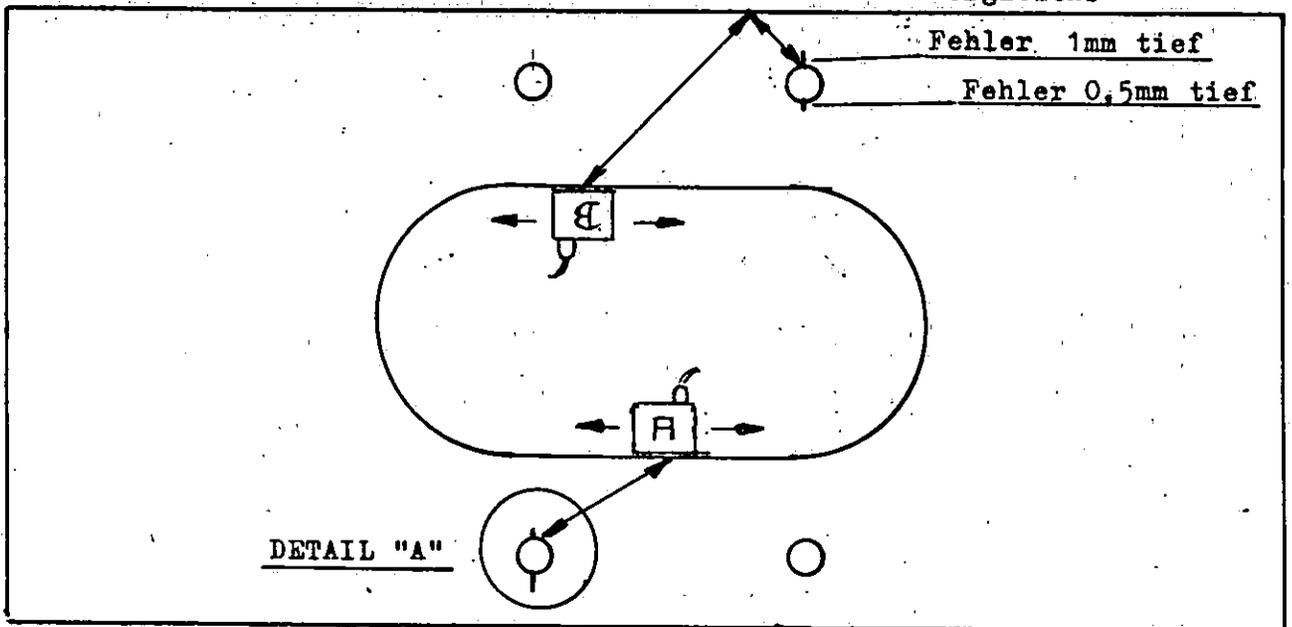
Abbildung 1

Weitergabe sowie Vervielfältigung dieser Unterlage, Verwertung und Mitteilung ihres Inhalts nicht gestattet, soweit nicht ausdrücklich zugestanden. Zuwiderhandlungen verpflichten zu Schadensersatz. Alle Rechte für den Fall der Patenterteilung oder Gebrauchsmuster-Eintragung vorbehalten.

Vergleichs-

Fehler 1mm tief

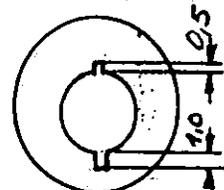
Fehler 0,5mm tief



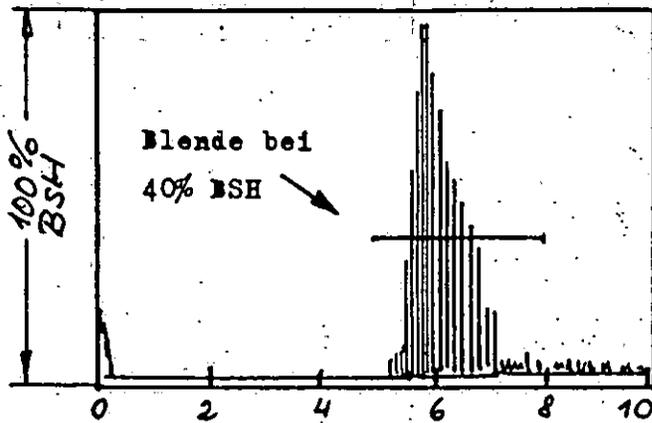
DETAIL "A"

Abbildung 2

DETAIL "A"



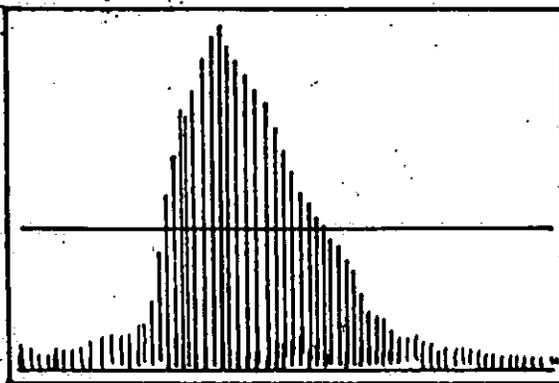
Vergleichsfehler



Ultraschall-Bilder bei der Prüfung mit Prüfkopf "A" (Abb.2)
Ultraschallbilder bei der Prüfung mit Prüfkopf "B" ähnlich.

Bohrung ohne Fehler

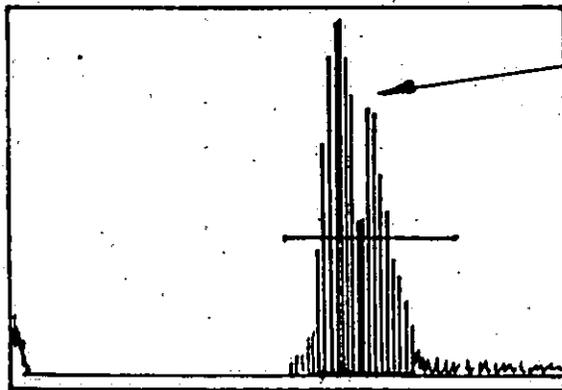
Abbildung 3



Blenden-Lupe

Bohrung ohne Fehler

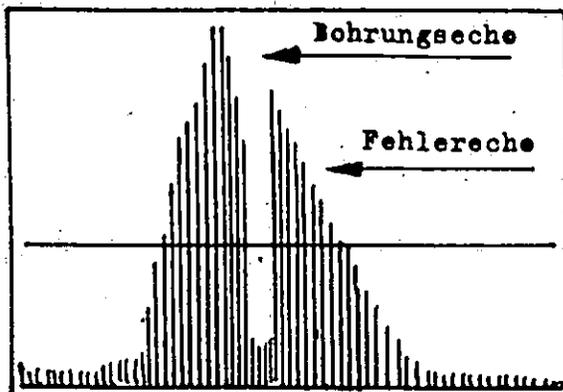
Abbildung 4



Teilung des Echos

Bohrung mit Fehler

Abbildung 5



Blenden-Lupe

Bohrung mit Fehler

Abbildung 6

Weitergabe sowie Vervielfältigung dieser Unterlage, Verwertung und Mitteilung ihres Inhalts nicht gestattet, soweit nicht ausdrücklich zugestanden. Zuwiderhandlungen verpflichten zu Schadensersatz. Alle Rechte für den Fall der Patenterteilung oder Gebrauchsmuster-Eintragung vorbehalten.

Affects: German Type Certificate No. 680
 Type: B0 209 MONSUN and B0 209 S
 S/N: all

Subject: Wing spar carry-through in the fuselage

Reason: Airworthiness Directive 86-255 MBB, dated 1.12.86.
 Fatigue damage in the lower capstrip of the wing
 spar carry-through in the fuselage

Actions:

I. General

When investigating the critical locations in four aircraft of the a.m. type, no incipient cracks were detected in the rivet holes or edges of the lower capstrip of the carry-through and/or the elongated hole.

The investigation comprised:

- visual inspection of the elongated hole area (passage for the left and right landing gear strut) and the four adjacent rivets;
- ultrasonic test of the edges of the elongated hole;
- eddy-current testing of the four rivet holes (with rivets drilled out).

II. Actions to be taken

To restore the airworthiness of all aircraft of the a.m. type, an investigation is to be carried out by the manufacturer or by an aircraft repair shop authorized by the manufacturer.

Proceed as follows:

1. Aircraft not used for aerobatics will be authorized for ferry flight with minimum crew.
2. Aircraft used for aerobatics are to be visually inspected in the respective locations (see sketch) before ferry-flight. For this purpose, the main landing gear struts must be removed. The lower capstrip of the spar carry-through is to be checked for cracks in the area of the elongated holes and the four rivets.

Für dieses firmeninterne Dokument behalten wir uns alle Rechte vor. Ohne vorherige schriftliche Zustimmung der Firma bzw. der UB-Leitung darf es Firmenfremden nicht zugänglich gemacht werden. Sicherheitsbestimmungen haben grundsätzlich Vorrang.

- a) If no incipient cracks are found, the completion of the inspection is to be certified in the log book by an authorized inspector; the ferry flight can then take place as described in para. II/1.
 - b) If incipient cracks are found, the manufacturer must immediately be informed.
3. Inspection by the manufacturer or by the respective aircraft repair shop
 - a) Performance of actions as per MBB Technical Instruction 209-1/87. If no cracks are found in the spar capstrip, the aircraft will be certified as a normal aircraft with 820 kg max.weight and as a utility aircraft with 710 kg max.weight and a manoeuvring speed of $V_A = 117$ kt. The inspection intervals as per para. III/2. are to be observed.
 - b) If incipient cracks are found in the spar lower capstrip, proceed as per MBB Technical Instruction 209-2/87. After compliance with the procedure, certification as per para. II/3.a will be granted.
 - c) The certification for the aerobatics category can be taken into consideration after a structure modification yet to be determined has taken place.

III. Modification of documentations

1. The Flight Manual will be changed by the aircraft manufacturer in accordance with para. II/3.a.
2. The aircraft manufacturer is also responsible for the amendment of the Maintenance Manual:

After 3000 flight hours (provided this Technical Note was complied with), the following inspections are to be carried out every 500 flight hours:

After removal of the landing gear, the spar must be checked for incipient cracks in the area of the elongated hole and towards the Hi-Lok rivets using the ultrasonic test. If no cracks are detected the landing gear strut to be reinstalled. The inspection intervals are to be certified in the log book by an authorized inspector. If incipient cracks are detected, proceed as per MBB Technical Instruction 209-2/87.

Material: As per MBB Technical Instruction 209-1/87
or MBB Technical Instruction 209-2/87

Weight: Negligible

C/g position: Modification to be ignored.

Contact address:

To be determined by MESSERSCHMITT-BÖLKOW-BLOHM GMBH

LBA approval: MESSERSCHMITT-BÖLKOW-BLOHM GMBH
Ottobrunn, January 22, 1987

January 28, 1987

Airworthiness
Type Investigation Control:

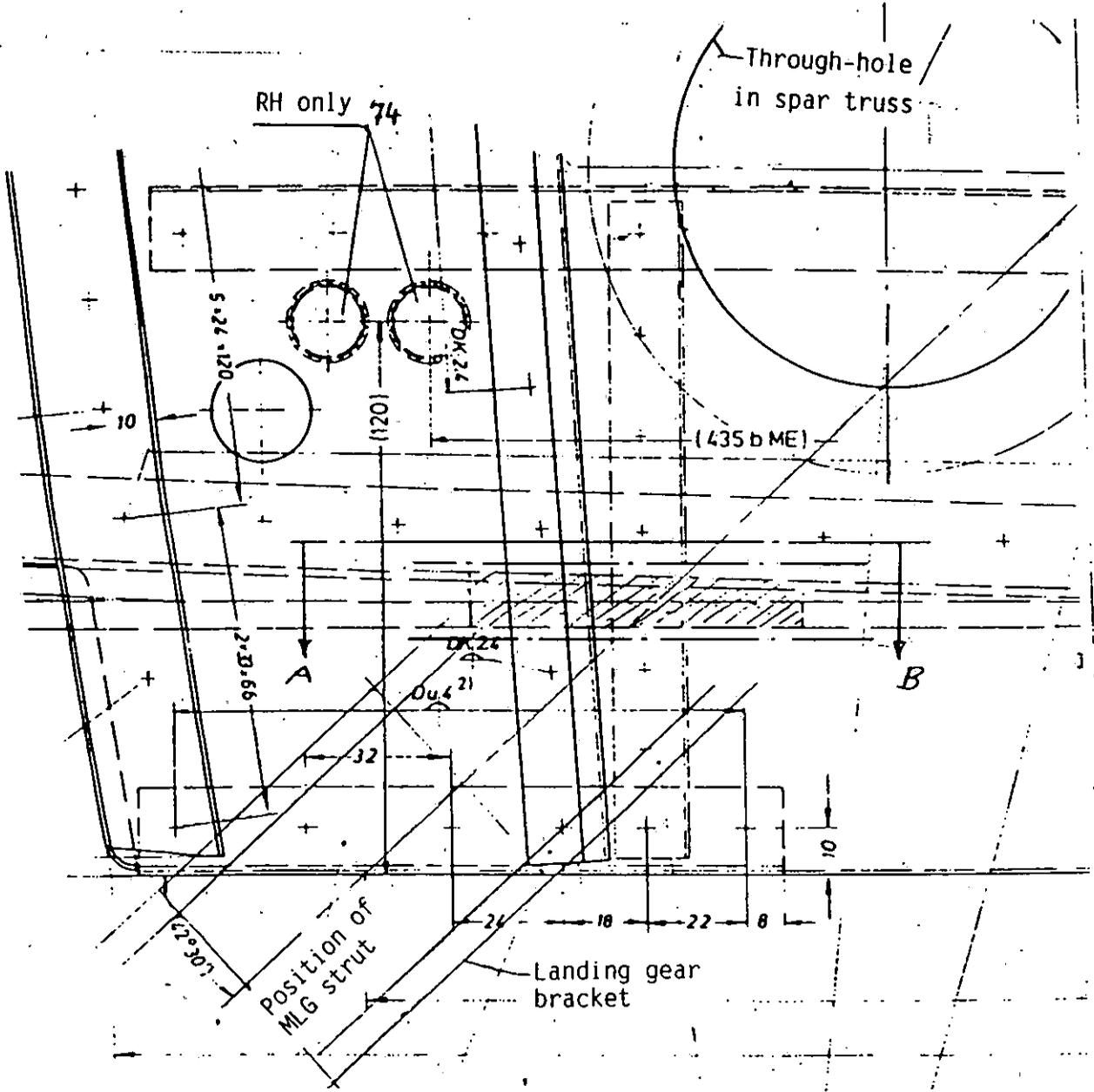
.....
Reinhardt

Approved Design Organisation LBA I-EA2:

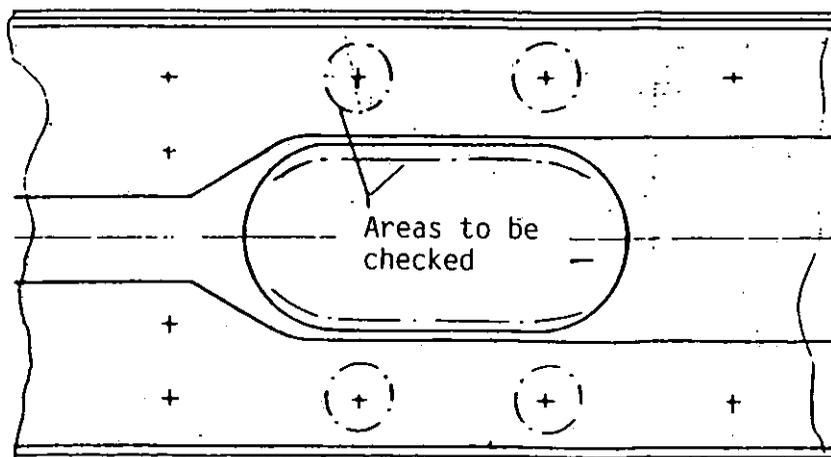
.....
Essenfelder

Für dieses firmeninterne Dokument behalten wir uns alle Rechte vor. Ohne vorherige schriftliche Zustimmung der Firma bzw. der UB-Leitung darf es Firmenfremden nicht zugänglich gemacht werden. Sicherheitsbestimmungen haben grundsätzlich Vorrang.

S K E T C H



Section A - B



Weitergabe sowie Veröffentlichung dieser Unterlage, Verwertung und Mitteilung ihres Inhalts nicht gestattet, soweit nicht ausdrücklich zugelassen. Zuwidergehungen verpflichten zu Schadensersatz. Alle Rechte für den Fall der Patenterteilung oder Gebrauchsmuster-Eintragung vorbehalten.

Then proceed as per Technical Instruction 209-2/87. If no incipient cracks are detected in the spar carry-through, proceed as follows:

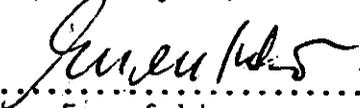
- Ream out rivet holes to 4.11 max. dia.
 - Consolidate rivet holes walls as per MBB Instruction No. 80-L-32-2611.
 - Ream out rivet holes to 4.45 H7 dia.
 - Wet-insert of 4 Hi-Lok helical rivets at elongated hole per MBB Instruction No. 80-L-34-5815.
 8 helical rivets HLM 310-370-04-13 consisting of
 8 pins HLM 310-04-13 and
 8 collars HLM 370-04.
 - Install both landing gear brackets 209-21233/21243 with rivets.
 If necessary, touch up surface protection.
 8 blind rivets CR 2563 S 6-4 or NAS 1398 MS 6-4
 20 blind rivets CR 2563 S 6-5 or NAS 1398 MS 6-5
 - Replace rubber bearing 209-51003.02 with a new part, if necessary.
 - Reinstall main landing gear struts.
- Note: During reinstallation of the strut, scores in the elongated hole of the spar carry-through to be avoided.
- Final inspection (report), entry in the aircraft log.

Additionally inspect:

- Fuselage-mounted wing attachment brackets at the transition radii (ultrasonic test).
- Forward and aft frame plates - which at the same time form the forward and aft metal webs of the spar carry-through - in the adapter structure to the wing stub (visual inspection).

Approved Design Organisation LBA I-EA 2

Ottobrunn, January 26, 1987

.....

 Essenfelder

Für dieses firmeninterne Dokument behalten wir uns alle Rechte vor. Ohne vorherige schriftliche Zustimmung der Firma bzw. der UB-Leitung darf es Firmenfremden nicht zugänglich gemacht werden. Sicherheitsbestimmungen haben grundsätzlich Vorrang.

Test Instruction for
Ultrasonic Testing

Lower Capstrip
Dwg.No. 209-21033.17

Instruction:

Carry out the ultrasonic test in the lower capstrip (dwg. no. 209-21033.17) on four holes in the cutout area.

Purpose of the Instruction:

To carry out the ultrasonic test in holes with rivets installed (cracks propagating from the rivet holes in flight direction towards forward and aft, Fig. 2).

Prerequisite: Landing gear must be removed.

Test Equipment and Accessories:

- Ultrasonic test set USD 1 (Krautkrämer)
- Microminiature angle probe 5 MHz, 45° (Panametrics)
- Microminiature angle probe 5 MHz, 60° (Panametrics)
(Both angle probes with cable outlet on the top side)
- Test cable MPKM (Krautkrämer) with modified Microdot angular connection
- Coupling paste ZG (Krautkrämer)
- Adjustment plate as shown in Fig. 1 with "installed" defects (Fig. 2).

Adjustment:

For the test i.a.w. Fig. 2/probe A, the defect is located between hole and cutout: check with 60° angle probe.

Adjusting range on the screen: 0 - 30 mm

Adjustment data: (relative to USD 1)

Adjusting range 0 - 30 mm acoustic path

Screen without grid

Exciting frequency 5 MHz

Angle probe delay-line-length 5 mm (vanishing of the transmitter pulse)

Gate delay 16 mm

Gate width 10 mm

Gate threshold 40 % BSH (screen height)

After changeover to switch position "lens magn.", the area of 10 mm acoustic length (area inside the gate) is displayed on the screen.

JH

Optimize echo of the faultless hole exposed to the ultrasonic waves and finally set (to) 100 % screen height with the dB-adjuster. After having moved the angle probe in both directions (Fig. 2), the echo shall move within the gate (Fig. 3).

After having moved the angle probe in both directions (Fig. 2), the echo shall move within the gate (Fig. 3).

After changeover to "lens magn.", the envelope of the hole echo must not be interrupted (Fig. 4).

Finally, turn angle probe 180° and expose hole with "installed" defect to ultrasonic waves. Move in both directions as before; the hole echo must exhibit a small separation in the gate (Fig. 5).

After changeover to "lens magn." the envelope shows a clear break (Fig. 6).

Store the set data on a cassette.

For the test i.a.w. Fig. 2/probe B, the defect propagates opposite to the cutout: Check with angle probe 45°.

Adjustment data (relative to USD 1)

Adjusting range 0 - 50 mm acoustic path

Screen without grid

Exciting frequency 5 MHz

Delay-line-length 10 mm (vanishing of the transmitter pulse)

Gate delay 28 mm

Gate width 12 mm

Gate threshold: 40 % BSH (screen height)

After changeover to switch position "lens magn.", the area of 12 mm acoustic path (inside the gate) is displayed on the screen.

Continue the test procedure as described in the above test with probe A.

After adjustment, store the set data on a cassette.

Test:

Insert probe A (60°) through one of the two vertical cutouts in the lower capstrip and place onto the test cutout (Fig. 2). Continually check the four holes for cracks running towards the cutout. Then repeat the test with probe B (45°). Here, the holes are checked for cracks running opposite to the cutout. Since both adjustments have been stored, the respective program must be called up only to start the test.

Rejection:

Where breaks are evident in the envelope of the ultrasonic picture (refer to Figs. 5 and 6), all holes are to be rejected.

LQS 244

Richtlinien zur
ULTRASCHALLPRÜFUNG

Datum: 17.02.1987

Flugzeugtyp:
Monsun BO 209

Blatt 3 von 4

Aligning-Plate

Wall-Thickness 6 mm

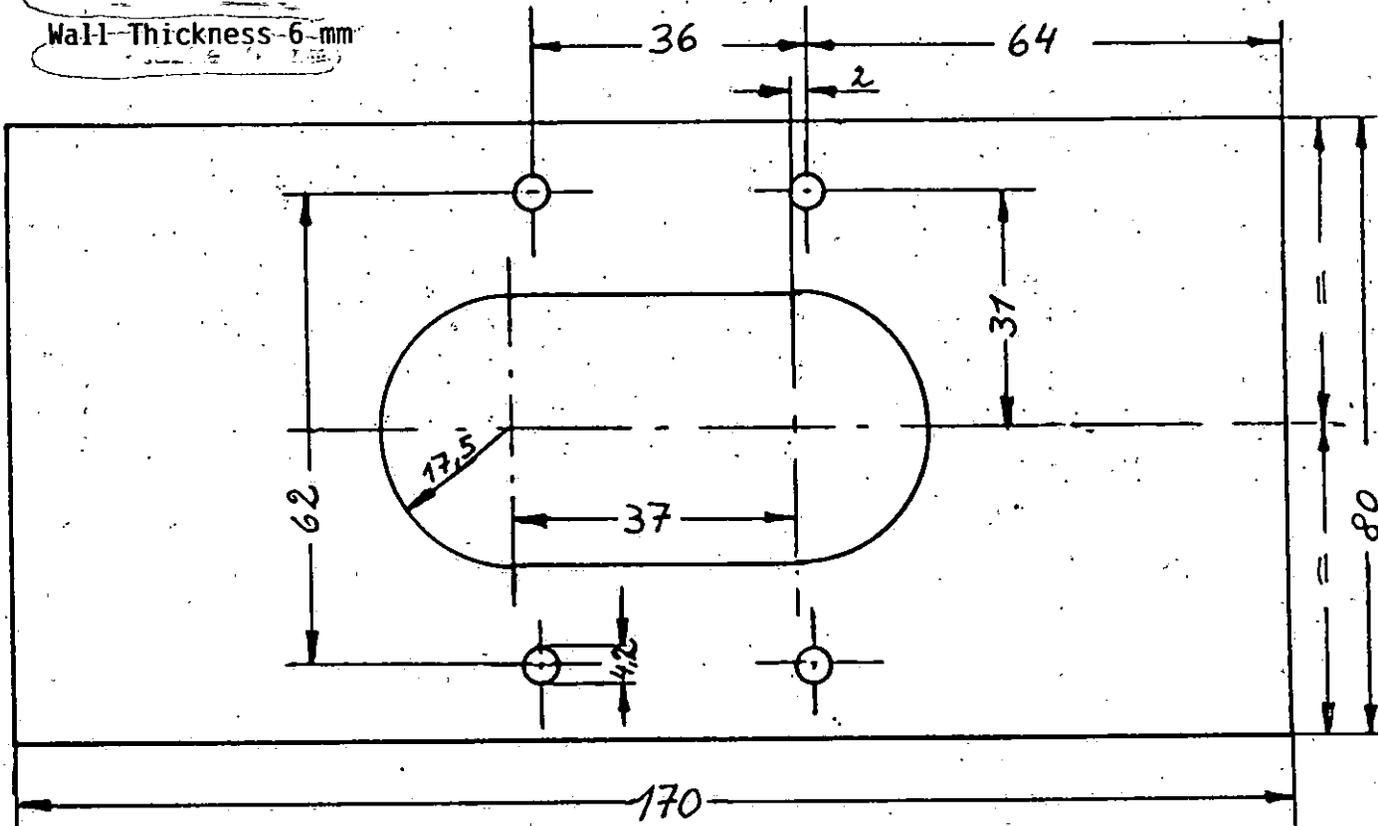
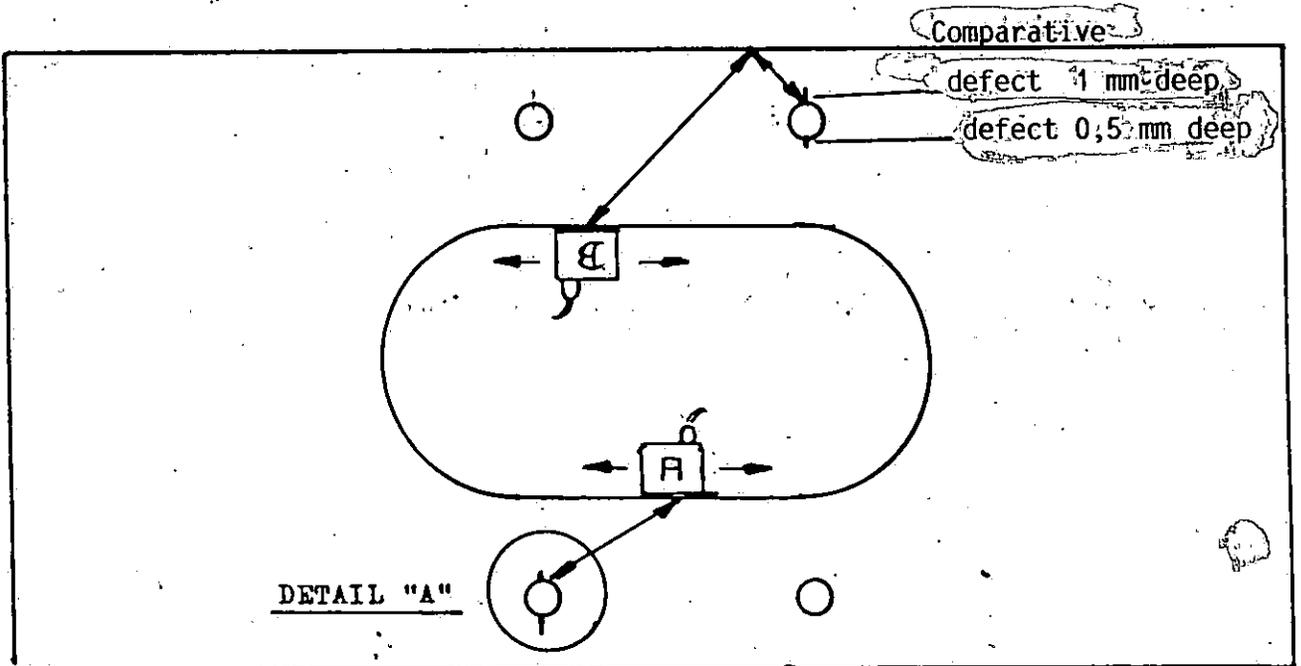


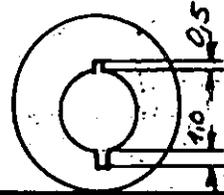
Fig. 1



DETAIL "A"

Fig. 2

DETAIL "A"



Comparativ defect

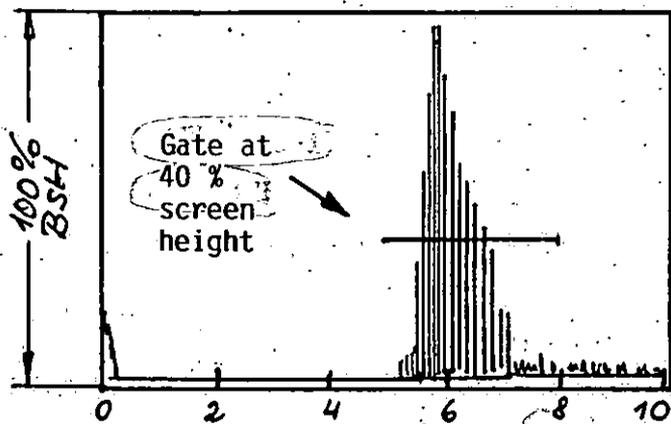
LQS 244

Prüfanweisung zur
ULTRASCHALLPRÜFUNG

Datum: 17.02.1987

Flugzeugtyp:
Monsun BO 209

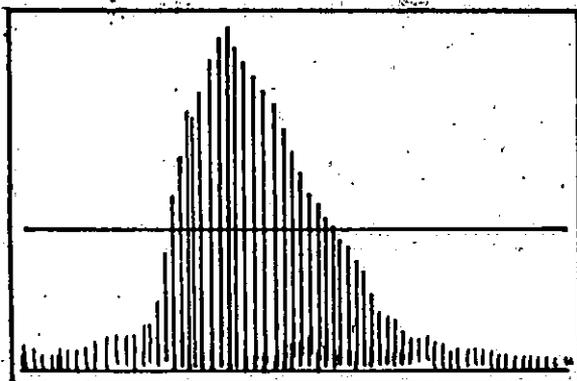
Blatt 4 von 4



Ultrasonic pictures in the test with angle probe "A" (Fig. 2); ultrasonic pictures in the test with angle probe "B" similar.

Faultless hole

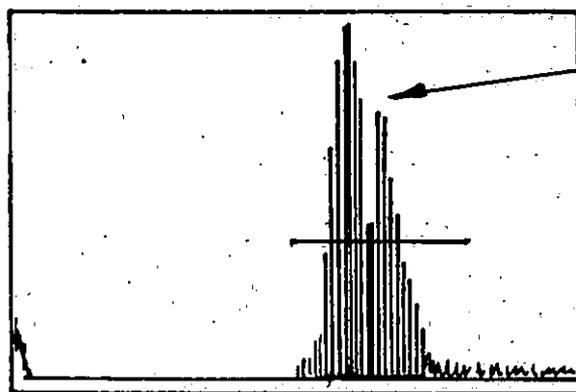
Fig. 3



"Lens magn."

Faultless hole

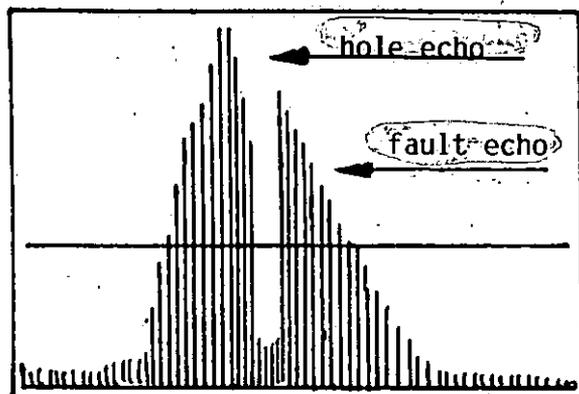
Fig. 4



Separation of echo

Defective hole

Fig. 5



"Lens magn."

Defective hole

Fig. 6

J.

03. DEZ. 1986

Luftfahrt-Bundesamt

33 BRAUNSCHWEIG, den 1. Dezember 1986
Flughafen

1 63-303.61 -86-255

Hinweis:

Durch diese Mitteilung unterrichtet Sie das LBA ~~vorab~~ über den Inhalt einer ~~beabsichtigten~~ Lufttüchtigkeitsanweisung (LTA), deren ~~endgültiger~~ Text demnächst in den Nachrichten für Luftfahrer, Teil II (NfL II) ~~rechtsverbindlich~~ bekanntgemacht werden wird.

LUFTTÜCHTIGKEITSANWEISUNG (Entwurf)

Nach § 14 der Betriebsordnung für Luftfahrtgerät wird nachstehende Lufttüchtigkeitsanweisung (LTA) erlassen.

~~Ein durch sie betroffenes Luftfahrtgerät darf nach dem in der LTA angegebenen Termin, außer für Zwecke der Nachprüfung nur in Betrieb genommen werden, wenn die angeordneten Maßnahmen ordnungsgemäß durchgeführt worden sind.~~

86-255 MBB

Datum der Ausgabe:

1. Dezember 1986

Betroffene Flugzeuge:

Geräte-Nr. 680

Bo 209 Monsun und Bo 209S

alle Werknummern.

Betrifft:

Flügel,

Holzbrücke im Rumpf

Anlaß/Grund:

Aufgrund eines nach einem Flugunfall entdeckten Ermüdungsschadens besteht der dringende Verdacht auf unzureichende Restfestigkeit des Tragwerkverbandes.

Maßnahmen und Fristen:

Bis zur Bekanntgabe von korrektiven Maßnahmen dürfen alle Flugzeuge Bo 209 Monsun und Bo 209S ab sofort nicht mehr betrieben werden.

Airworthiness Directive

86-255 MBB

Date of issue:
December 1, 1986

Affected airplane:
German Type Certificate No. 680
Bo 209 Monsun and Bo 209S

Subject:
Wing spar carrythrough in fuselage

Reason:
Due to a fatigue damage discovered after an inflight accident, there is urgent reason to assume insufficient residual strength of the wing spar carrythrough.

Action and compliance:
until notice of further corrective actions operation of the Bo 209 Monsun and Bo 209S is prohibited.

I 63-303.61-86-255/2

Hinweis:

Durch diese Mitteilung unterrichtet Sie das LBA vorab über den Inhalt einer beabsichtigten Lufttüchtigkeitsanweisung (LTA), deren endgültiger Text demnächst in den Nachrichten für Luftfahrer, Teil II (NFL II) rechtsverbindlich bekanntgemacht werden wird.

LUFTTÜCHTIGKEITSANWEISUNG (Entwurf)

Nach § 14 der Betriebsordnung für Luftfahrtgerät wird nachstehende Lufttüchtigkeitsanweisung (LTA) erlassen.
Ein durch sie betroffenes Luftfahrtgerät darf nach dem in der LTA angegebenen Termin, außer für Zwecke der Nachprüfung nur in Betrieb genommen werden, wenn die angeordneten Maßnahmen ordnungsgemäß durchgeführt worden sind.

|86-255/2 MBB

Datum der Ausgabe:

|27. Januar 1987

Betroffene Flugzeuge:

Geräte-Nr. 680

Bo 209 Monsun und B 209S

alle Werknummern.

Betrifft:

Flügel, Holmbrücke im Rumpf

Anlaß/Grund:

Mögliche Ermüdungsschäden im Untergurt der Flügel-Holmbrücke im Rumpf

Maßnahmen und Fristen:

Vor Inbetriebnahme des Luftfahrzeuges sind alle Maßnahmen entsprechend den Angaben in der Technischen Mitteilung 209-1/87 durchzuführen.

Technische Mitteilung des Herstellers:

MBB Technische Mitteilung TM 209-1/87 vom 22.01.1987

Die technische Mitteilung wird hiermit Bestandteil dieser Lufttüchtigkeitsanweisung.

Durchführung und Bescheinigung:

Die Maßnahmen sind von einer nach § 31 der Prüfordnung für Luftfahrtgerät dafür anerkannten Stelle durchzuführen und zu bescheinigen.

Die Vorschriften über die Führung der Betriebsaufzeichnungen gemäß § 15 der Betriebsordnung für Luftfahrtgerät sind zu beachten.

Bemerkung:

Diese Lufttüchtigkeitsanweisung ersetzt die LTA 86-255 vom 1. Dezember 1986.

Airworthiness Directive

86-255/2 MBB

Date of issue:

January 27, 1987

Affected airplane:

German Type Certificate No. 680
Bo 209 Monsun and Bo 209S

Subject:

Wing, spar carrythrough in the fuselage

Reason:

Possible fatigue damages in lower chord of wing spar carrythrough in the fuselage.

Action and compliance:

Action to be accomplished in accordance with Technical Note 209-1/87 before further operation of the airplane.

Technical publication of the manufacturer:

MBB Technical Note 209-1/87 of January 22, 1987 which becomes herewith part of this AD and may be obtained from Messrs. Messerschmitt-Bölkow-Blohm GmbH, Postfach 801160, D-8000 München 80, Federal Republic of Germany.

Accomplishment and log book entry:

Action to be accomplished by an approved service station and to be checked and entered in the airplane's log by a licensed inspector.

Note:

This Airworthiness Directive replaces AD-No. 86-255 of December 1, 1986.

LUFTFAHRT-BUNDESAMT

LUFTTÜCHTIGKEITSANWEISUNGEN

LTA Nr. 86-255

Diese Lufttüchtigkeitsanweisung ist in den Nachrichten für Luftfahrer Teil II bekanntgegeben worden. Die darin angegebenen Maßnahmen müssen an dem nachstehend bezeichneten Gerät innerhalb der angegebenen Frist zur Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit durchgeführt werden. Ein betroffenes Gerät darf nach dem angegebenen Termin außer für Zwecke der Nachprüfung nur in Betrieb genommen werden, wenn die angeordneten Maßnahmen ordnungsgemäß durchgeführt worden sind.

Diese LTA wurde in den Nachrichten für Luftfahrer Teil II, NfL II-1/87, am 15. Januar 1987 bekanntgemacht.

86 - 255 MBB

Datum der Ausgabe: 01. Dezember 1986

Betroffene Flugzeuge:

Geräte-Nr. 680
Bo 209 Monsun und Bo 209S
alle Werknummern.

Betrifft:

Flügel,
Holzbrücke im Rumpf

Anlaß/Grund:

Aufgrund eines nach einem Flugunfall entdeckten Ermüdungsschadens besteht der dringende Verdacht auf unzureichende Restfestigkeit des Tragwerkverbandes.

Maßnahmen und Fristen:

Bis zur Bekanntgabe von korrektiven Maßnahmen dürfen alle Flugzeuge Bo 209 Monsun und Bo 209S ab sofort nicht mehr betrieben werden.

Betroffen: Geräte Nr.: 680
Muster: Bo 209 MONSUN und Bo 209 S
Werk-Nr.: alle, außer W/N 177

Gegenstand: Flügel-Holmbrücke im Rumpf

Anlass: LTA 86-255 MBB vom 01.12.1986
Ermüdungsschaden im Untergurt einer Flügel-Holmbrücke im Rumpf

Maßnahmen:

I. Allgemeines

Bei der Untersuchung von vier Flugzeugen des o.g. Musters an den kritischen Stellen der Holmbrücke wurden keine Anrisse in den Nietbohrungen oder an den Kanten des Untergurtes bzw. Langloches festgestellt.

Die Prüfung umfasste:

- Sichtprüfung im Bereich des Langloches (Durchgang des li. wie re. Federbeines) und der vier umliegenden Nieten.
- Ultraschallprüfung an den Kanten des Langloches.
- Wirbelstromprüfung in den vier Nietbohrungen (Niet ausgebohrt).

II. Durchzuführende Maßnahmen:

Zur Wiedererlangung der Lufttüchtigkeit für alle Flugzeuge des betroffenen Musters ist eine Überprüfung beim Flugzeughersteller oder durch einen von ihm benannten Luftfahrttechnischen Betrieb durchzuführen.

Es ist wie folgt zu verfahren:

1. Flugzeuge, die nicht als Kunstflugzeug betrieben wurden, sind für einen Überführungsflug mit Mindestbesatzung freigegeben.
2. Bei Flugzeugen, die als Kunstflugzeug betrieben wurden, ist vor dem Überführungsflug an den betroffenen Stellen (siehe Skizze) eine Sichtprüfung durchzuführen. Dazu sind die Hauptfahrwerksfederbeine zu demontieren. Der Untergurt von der Holmbrücke ist im Bereich der Langlöcher und der vier Nieten auf Risse zu untersuchen.
 - a) Werden keine Anrisse gefunden, ist die Durchführung der Prüfung im Bordbuch durch einen Prüfer mit entsprechender Berechtigung zu bescheinigen und der Überführungsflug kann wie unter 1. erfolgen.
 - b) Werden Anrisse gefunden, ist der Hersteller sofort zu verständigen.
3. Überprüfung beim Hersteller bzw. durch den entsprechenden Luftfahrttechnischen Betrieb.
 - a) Durchführung der Maßnahmen gemäß TA 209-1/87.
Werden keine Risse im Holmgurt festgestellt, so wird das Flugzeug als Normalflugzeug mit 820 kg Höchstmasse und als Nutzflugzeug mit 710 kg Höchstmasse bei einer Manövergeschwindigkeit von $V_A = 117$ kt. zugelassen.
Die Inspektionsintervalle gemäß Punkt III, 2 sind dabei zu beachten.

- b) Werden Anrisse im Holmgurt festgestellt, sind die Maßnahmen lt. TA 209-2/87 durchzuführen. Nach Durchführung ist die Zulassung gemäß II, 3a gegeben.
- c) Die Zulassung in der Kategorie Kunstflugzeug wird nach einer noch zu entwickelnden Struktur-Modifikation in Erwägung gezogen.

III. Änderung der Dokumentation

1. Änderung des Flughandbuches erfolgt durch den Flugzeughersteller gemäß Punkt II, 3a.

2. Ergänzung des Wartungshandbuches erfolgt durch den Flugzeughersteller:

Nach Erreichen von 3000 Gesamtflugstunden (vorausgesetzt diese TM ist durchgeführt) sind alle 500 Flugstunden folgende Inspektionen durchzuführen:

Nach Demontage des Fahrwerkes ist der Holm im Bereich des Langloches in Richtung zu den Hi-Lok-Paßnieten mittels Ultraschall auf Anrisse zu überprüfen. Ist die Prüfung ohne Befund, so ist das Federbein wieder einzubauen.

Diese Inspektionsintervalle sind jeweils im Bordbuch durch einen Prüfer mit entsprechender Berechtigung zu bestätigen.

Bei Feststellung von Anrissen ist nach Anweisungen des Halters der Musterzulassung zu verfahren.

Material: Nach TA 209-1/87 bzw. TA 209-2/87

Gewicht: Vernachlässigbar

Schwerpunktlage: Änderung ist zu vernachlässigen

Ansprechadresse:

EADS Deutschland GmbH
Military Air Systems
Ulrich Hagmann, Abt.: FUS-LT
81663 München

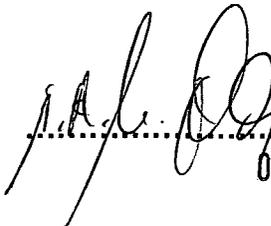
Entwicklungsbetrieb, EASA.21J.026

Tel.: 089 / 607 28789

Fax.: 089 / 607 27711

E-Mail: Ulrich.Hagmann@eads.com

LBA anerkannt:


.....
03.03.09

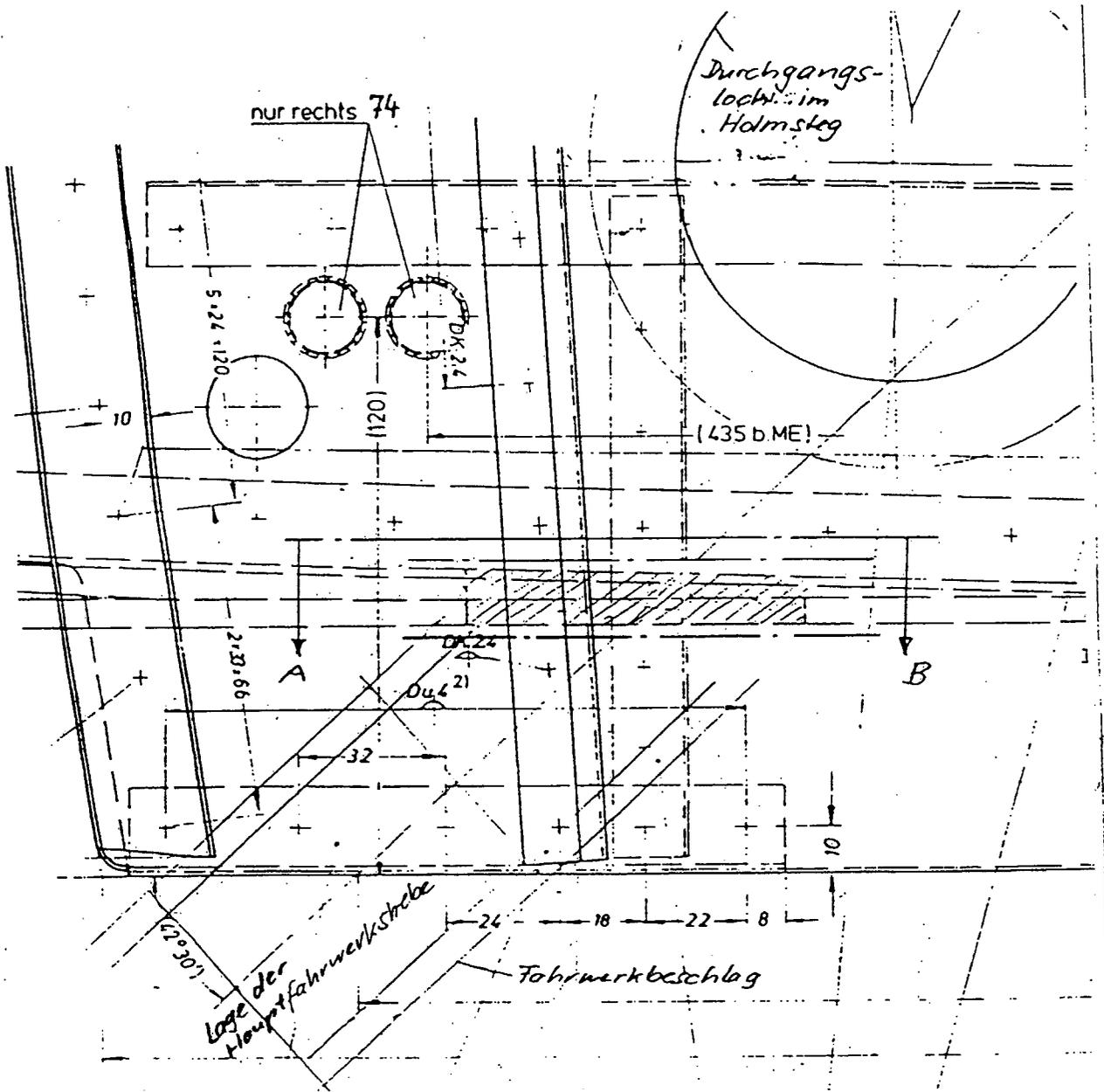


Musterprüfleitstelle

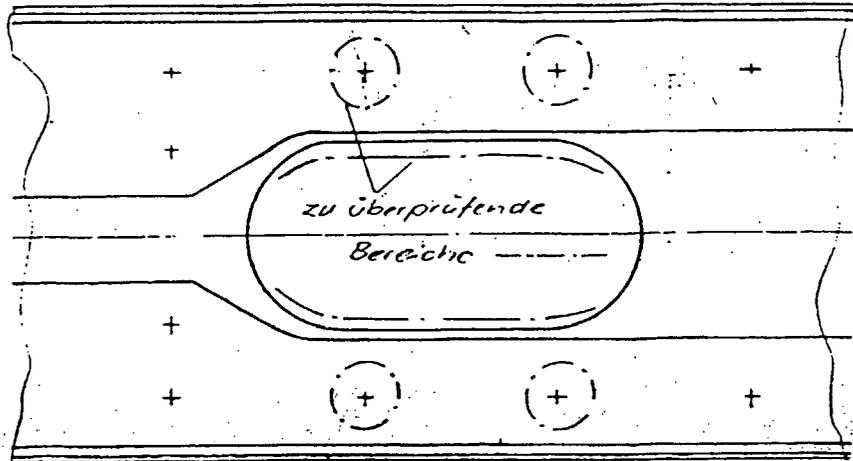
Datum, Unterschrift: 17/02.2009 K. Wiers

Entwicklungsbetrieb, Datum, Unterschrift: 21.10.2008 Hagmann

SKIZZE



Schnitt A-B



Weilung und Verbilligung dieser Untereinheit, Verwertung und Mithilfe ihres Erfinders nicht gestattet, soweit nicht ausdrücklich zugestanden. Zweifelsfragen verpflichten zu Schadensersatz. Alle Rechte für den Fall der Patentierung oder Gebrauchsmuster-Eintragung vorbehalten.

Betroffen: Geräte Nr.: 680
Muster: Bo 209 MONSUN und Bo 209 S
Werk-Nr.: nur W/N 177

Gegenstand: Flügel-Holmbrücke im Rumpf

Anlass: LTA 86-255 MBB vom 01.12.1986
Ermüdungsschaden im Untergurt einer Flügel-Holmbrücke im Rumpf

Maßnahmen:

I. Allgemeines

Bei der Untersuchung von vier Flugzeugen des o.g. Musters an den kritischen Stellen der Holmbrücke wurden keine Anrisse in den Nietbohrungen oder an den Kanten des Untergurtes bzw. Langloches festgestellt.

Die Prüfung umfasste:

- Sichtprüfung im Bereich des Langloches (Durchgang des li. wie re. Federbeines) und der vier umliegenden Nieten.
- Ultraschallprüfung an den Kanten des Langloches.
- Wirbelstromprüfung in den vier Nietbohrungen (Niet ausgebohrt).

II. Durchzuführende Maßnahmen:

Zur Wiedererlangung der Lufttüchtigkeit für alle Flugzeuge des betroffenen Musters ist eine Überprüfung beim Flugzeughersteller oder durch einen von ihm benannten Luftfahrttechnischen Betrieb durchzuführen.

Es ist wie folgt zu verfahren:

1. Flugzeuge, die nicht als Kunstflugzeug betrieben wurden, sind für einen Überführungsflug mit Mindestbesatzung freigegeben.
2. Bei Flugzeugen, die als Kunstflugzeug betrieben wurden, ist vor dem Überführungsflug an den betroffenen Stellen (siehe Skizze) eine Sichtprüfung durchzuführen. Dazu sind die Hauptfahrwerksfederbeine zu demontieren. Der Untergurt von der Holmbrücke ist im Bereich der Langlöcher und der vier Nieten auf Risse zu untersuchen.
 - a) Werden keine Anrisse gefunden, ist die Durchführung der Prüfung im Bordbuch durch einen Prüfer mit entsprechender Berechtigung zu bescheinigen und der Überführungsflug kann wie unter 1. erfolgen.
 - b) Werden Anrisse gefunden, ist der Hersteller sofort zu verständigen.
3. Überprüfung beim Hersteller bzw. durch den entsprechenden Luftfahrttechnischen Betrieb.
 - a) Durchführung der Maßnahmen gemäß TA 209-1/87 Änderung 1. Werden keine Risse im Holmgurt festgestellt, so wird das Flugzeug als Normalflugzeug mit 820 kg Höchstmasse und als Nutzflugzeug mit 710 kg Höchstmasse bei einer Manövergeschwindigkeit von $V_A = 117$ kt. zugelassen. Die Inspektionsintervalle gemäß Punkt III, 2 sind dabei zu beachten.

III. Änderung der Dokumentation

1. Änderung des Flughandbuches erfolgt durch den Flugzeughersteller gemäß Punkt II, 3a.

2. Ergänzung des Wartungshandbuches erfolgt durch den Flugzeughersteller:

Nach Erreichen von 1200 Gesamtflugstunden (vorausgesetzt diese TM ist durchgeführt) sind alle 215 Flugstunden folgende Inspektionen durchzuführen:

Nach Demontage des Fahrwerkes ist der Holm im Bereich des Langloches in Richtung zu den 4 Schrauben mittels Ultraschall auf Anrisse zu überprüfen. Ist die Prüfung ohne Befund, so ist das Federbein wieder einzubauen.

Diese Inspektionsintervalle sind jeweils im Bordbuch durch einen Prüfer mit entsprechender Berechtigung zu bestätigen.

Bei Feststellung von Anrissen ist nach Anweisungen des Halters der Musterzulassung zu verfahren.

Material: Nach TA 209-1/87 Änderung 1

Gewicht: Vernachlässigbar

Schwerpunktlage: Änderung ist zu vernachlässigen

Ansprechadresse:

EADS Deutschland GmbH
Military Air Systems
Ulrich Hagmann, Abt.: FUS-LT
81663 München

Entwicklungsbetrieb, EASA.21J.026

Tel.: 089 / 607 28789

Fax.: 089 / 607 27711

E-Mail: Ulrich.Hagmann@eads.com

LBA anerkannt:


.....

03.03.09

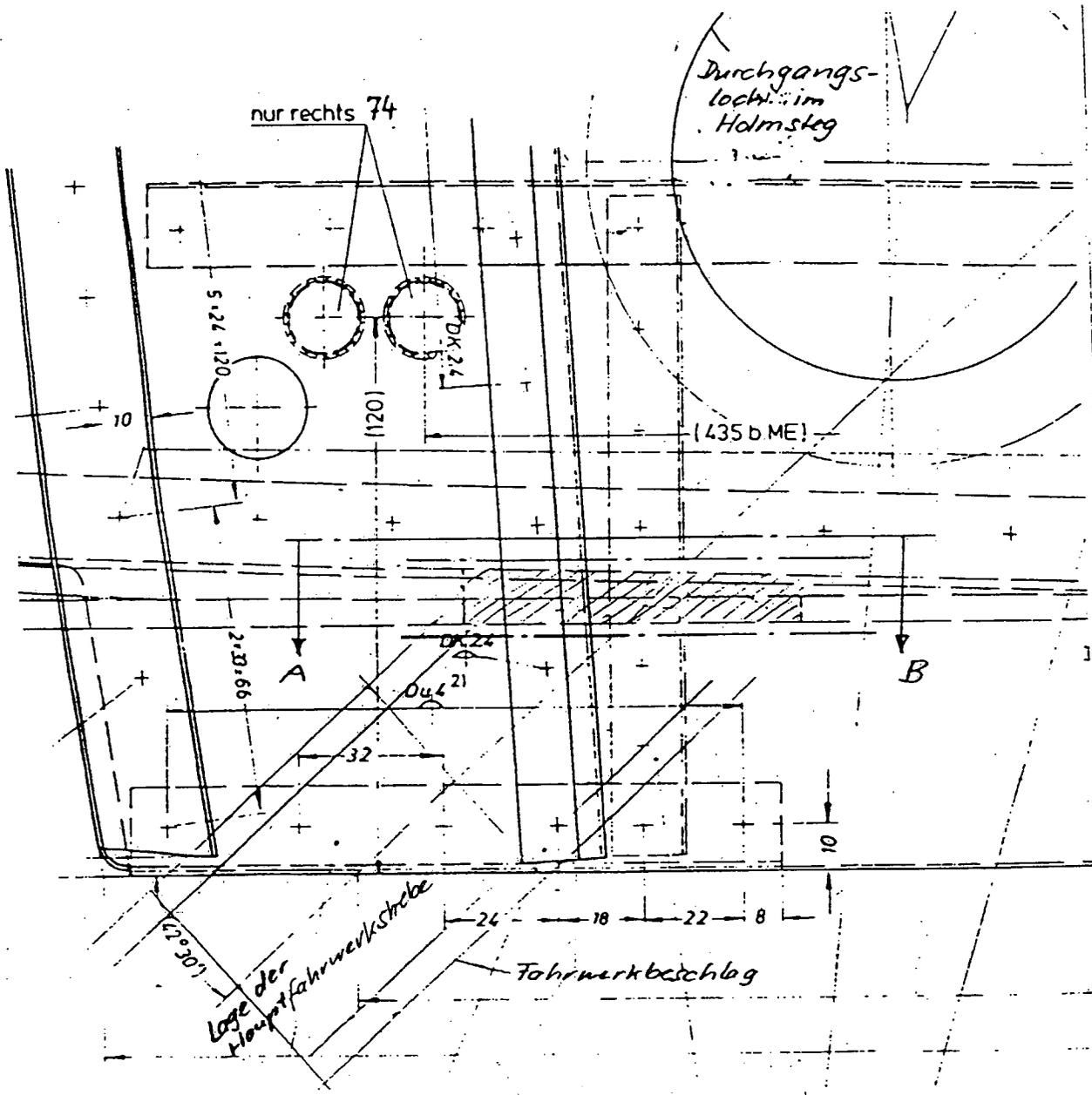
Musterprüfleitstelle

Datum, Unterschrift: 17.02.2009 K. W.

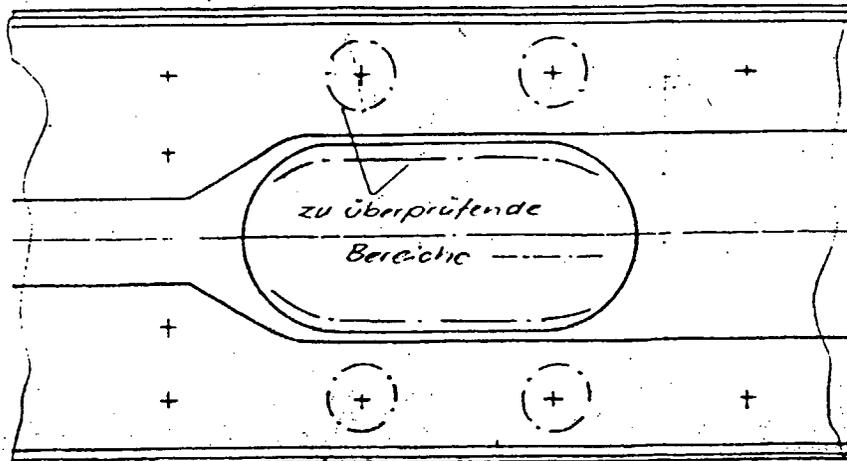
Entwicklungsbetrieb,

Datum, Unterschrift: 21.10.2008 Hagmann

SKIZZE



Schnitt A-B



Weitergabe sowie Vervielfältigung dieser Unterlage, Verwertung und Mitteilung ihres Inhalts, nicht gestattet, soweit nicht ausdrücklich zugestanden. Zuwiderhandlungen verpflichten zu Schadenersatz. Alle Rechte für den Fall der Patenterteilung oder Gebrauchsmuster-Eintragung vorbehalten.

Affects: German Type Certificate No. 680
Type: Bo 209 MONSUN and Bo 209 S
S/N: all, except S/N 177

Subject: Wing spar carry – through in the fuselage

Reason: Airworthiness Directive 86 – 255 MBB, dated 1.12.86
Fatigue damage in the lower capstrip of the wing spar carry – through in the fuselage

Actions:

I. General

When investigating the critical locations in four aircraft of the a.m. type, no incipient cracks were detected in the rivet holes or edges of the lower capstrip of the carry – through and / or the elongated hole.

The investigation comprised:

- visual inspection of the elongated hole area (passage for the left and right landing gear strut) and the four adjacent rivets;
- ultrasonic test of the edges of the elongated hole;
- eddy-current testing of the four rivets holes (with rivets drilled out).

II. Actions to be taken:

To restore the airworthiness of all aircraft of the a.m. type, an investigation is to be carried out by the manufacturer or by an aircraft repair shop authorized by the manufacturer.

Proceed as follows:

1. Aircraft not used for aerobatics will be authorized for ferry flight with minimum crew.
2. Aircraft used for aerobatics are to be visually inspected in the respective locations (see sketch) before ferry – flight. For this purpose, the main landing gear struts must be removed. The lower capstrip of the spar carry-through is to be checked for cracks in the area of the elongated holes and the four rivets.
 - a) If no incipient cracks are found, the completion of the inspection is to be certified in the log book by an authorized inspector; the ferry flight can then take place as described in para. II / 1
 - b) If incipient cracks are found, the manufacturer must immediately be informed
3. Inspection by the manufacturer or by the respective aircraft repair shop
 - a) Performance of actions as per MBB Technical Instruction TA 209-1/87.
If no cracks are found in the spare capstrip, the aircraft will be certified as a normal aircraft with 820 kg max. weight and as utility aircraft with 710 kg max weight and a manoeuvring speed of $V_A = 117$ kt. The inspection intervals as per para. III / 2. are to be observed.

- b) If incipient cracks are found in the spar lower capstrip, proceed as per MBB Technical Instruction 209-2/87. After compliance with the procedure, certification as per para. II/3.a will be granted.
- c) The certification for the aerobatics category can be taken into consideration after a structure modification yet to be determined has taken place.

III. Modification of documentations

1. The Flight Manual will be changed by the aircraft manufacturer in accordance with para. II / 3.a.
2. The aircraft manufacturer is also responsible for the amendment of the Maintenance Manual:

After 3000 flight hours (provided this Technical Note was complied with), the following inspections are to be carried out every 500 flight hours:

After removal of the landing gear, the spar must be checked for incipient cracks in the area of the elongated hole and towards the Hi-Lok rivets using the ultrasonic test. If no cracks are detected the landing gear strut is to be reinstalled. The inspection intervals are to be certified in the log book by an authorized inspector. If incipient cracks are detected, proceed according to the instructions of the Type Certificate Holder.

Material: As per MBB Technical Instruction 209-1/87
or MBB Technical Instruction 209-2/87

Weight: Negligible

C / g position: Modification to be ignored.

Contact address:

EADS Deutschland GmbH
Military Air Systems
Ulrich Hagmann, Dept.: FUS-LT
81663 München

Design Organisation, EASA.21J.026

Tel.: 089 / 607 28789

Fax.: 089 / 607 27711

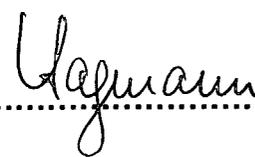
E-Mail: Ulrich.Hagmann@eads.com

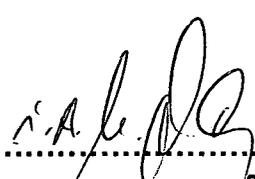
LBA approval::

Airworthiness Office,

date, signature: 17/02.2008 

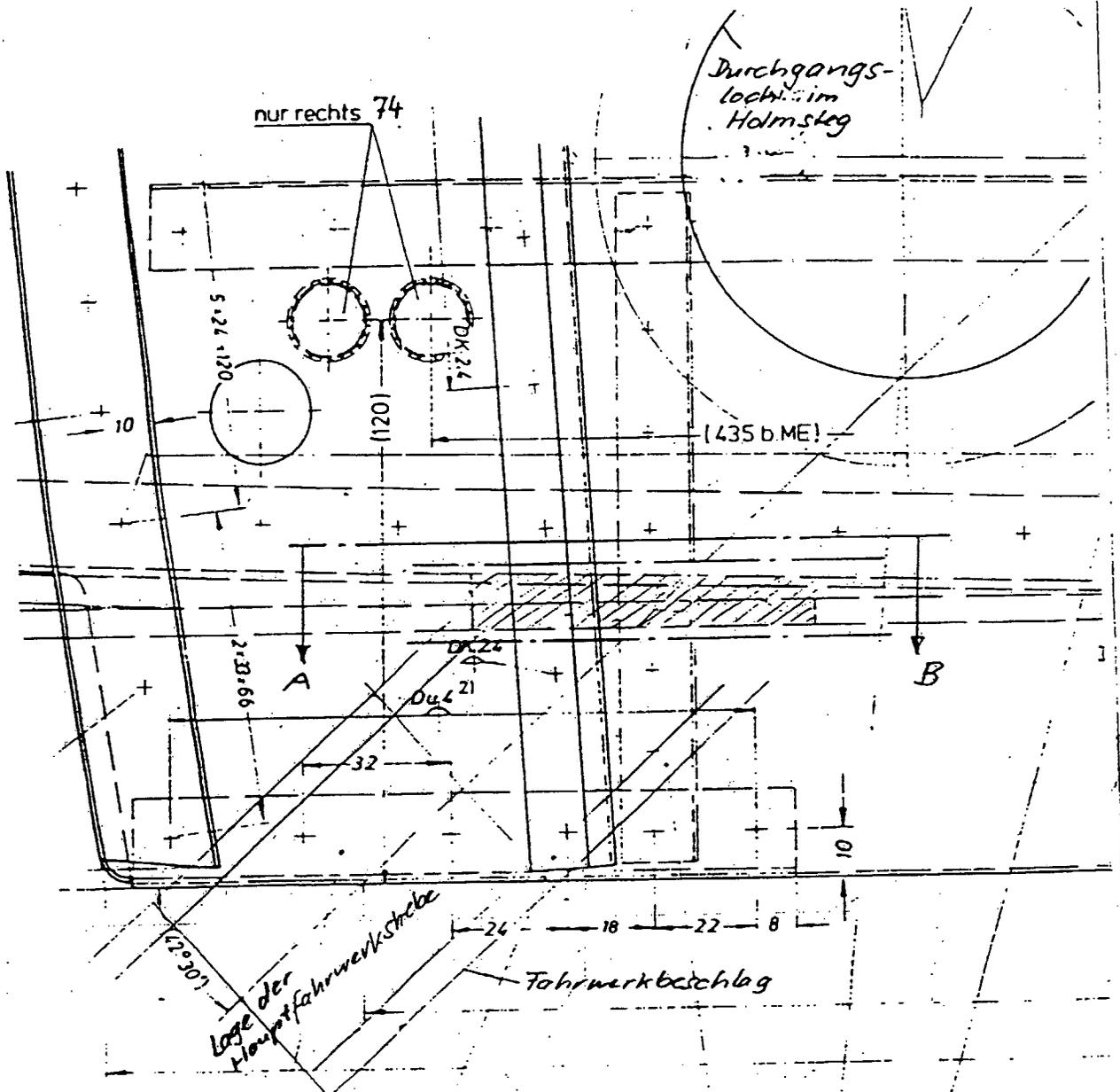
Approved Design Organisation:

date, signature: 21.10.2008 

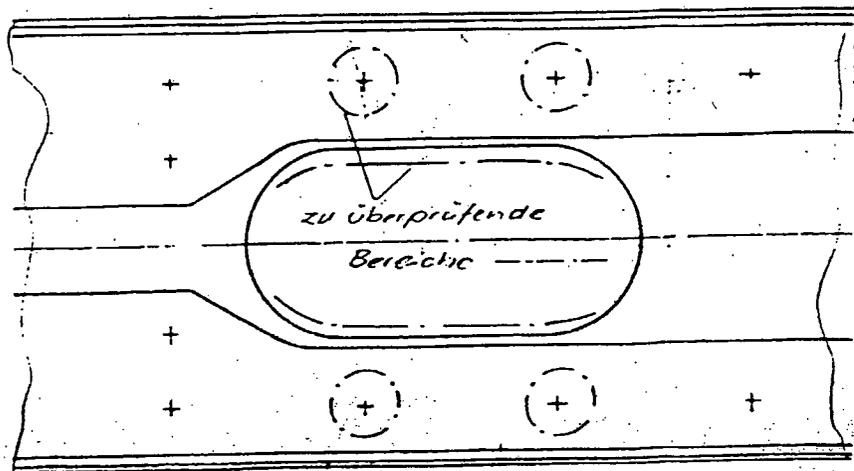

.....

60 'E0 'E 0

SKIZZE



Schnitt A-B



Weitergabe sowie Veröffentlichung dieser Unterlage, Verwertung und Mitteilung ihres Inhalts nicht gestattet, soweit nicht ausdrücklich zugestanden. Zuwiderhandlungen verpflichten zu Schadensersatz. Alle Rechte für den Fall der Patenterteilung oder Gebrauchsmuster-Eintragung vorbehalten.

Affects: German Type Certificate No. 680
 Type: Bo 209 MONSUN and Bo 209 S
 S/N: S/N 177 only

Subject: Wing spar carry – through in the fuselage

Reason: Airworthiness Directive 86 – 255 MBB, dated 1.12.86
 Fatigue damage in the lower capstrip of the wing spar carry – through in the fuselage

Actions:

I. General

When investigating the critical locations in four aircraft of the a.m. type, no incipient cracks were detected in the rivet holes or edges of the lower capstrip of the carry – through and / or the elongated hole.

The investigation comprised:

- visual inspection of the elongated hole area (passage for the left and right landing gear strut) and the four adjacent rivets;
- ultrasonic test of the edges of the elongated hole;
- eddy-current testing of the four rivets holes (with rivets drilled out).

II. Actions to be taken:

To restore the airworthiness of all aircraft of the a.m. type, an investigation is to be carried out by the manufacturer or by an aircraft repair shop authorized by the manufacturer.

Proceed as follows:

1. Aircraft not used for aerobatics will be authorized for ferry flight with minimum crew.
2. Aircraft used for aerobatics are to be visually inspected in the respective locations (see sketch) before ferry – flight. For this purpose, the main landing gear struts must be removed. The lower capstrip of the spar carry-through is to be checked for cracks in the area of the elongated holes and the four rivets.
 - a) If no incipient cracks are found, the completion of the inspection is to be certified in the log book by an authorized inspector; the ferry flight can then take place as described in para. II / 1
 - b) If incipient cracks are found, the manufacturer must immediately be informed
3. Inspection by the manufacturer or by the respective aircraft repair shop
 - a) Performance of actions as per MBB Technical Instruction TA 209-1/87 Change 1. If no cracks are found in the spare capstrip, the aircraft will be certified as a normal aircraft with 820 kg max. weight and as utility aircraft with 710 kg max weight and a manoeuvring speed of $V_A = 117$ kt. The inspection intervals as per para. III / 2. are to be observed.

III. Modification of documentations

1. The Flight Manual will be changed by the aircraft manufacturer in accordance with para. II / 3.a.
2. The aircraft manufacturer is also responsible for the amendment of the Maintenance Manual:

After 1200 flight hours (provided this Technical Note was complied with), the following inspections are to be carried out every 215 flight hours:

After removal of the landing gear, the spar must be checked for incipient cracks in the area of the elongated hole and towards the 4 bolts using the ultrasonic test. If no cracks are detected the landing gear strut is to be reinstalled. The inspection intervals are to be certified in the log book by an authorized inspector. If incipient cracks are detected, proceed according to the instructions of the Type Certificate Holder.

Material: As per MBB Technical Instruction 209-1/87 Change 1

Weight: Negligible

C / g position: Modification to be ignored.

Contact address:

EADS Deutschland GmbH
Military Air Systems
Ulrich Hagmann, Dept.: FUS-LT
81663 München

Design Organisation, EASA.21J.026

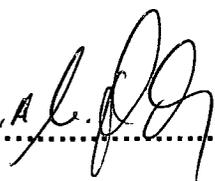
Tel.: 089 / 607 28789

Fax.: 089 / 607 27711

E-Mail: Ulrich.Hagmann@eads.com

LBA approval::




.....
03.03.09

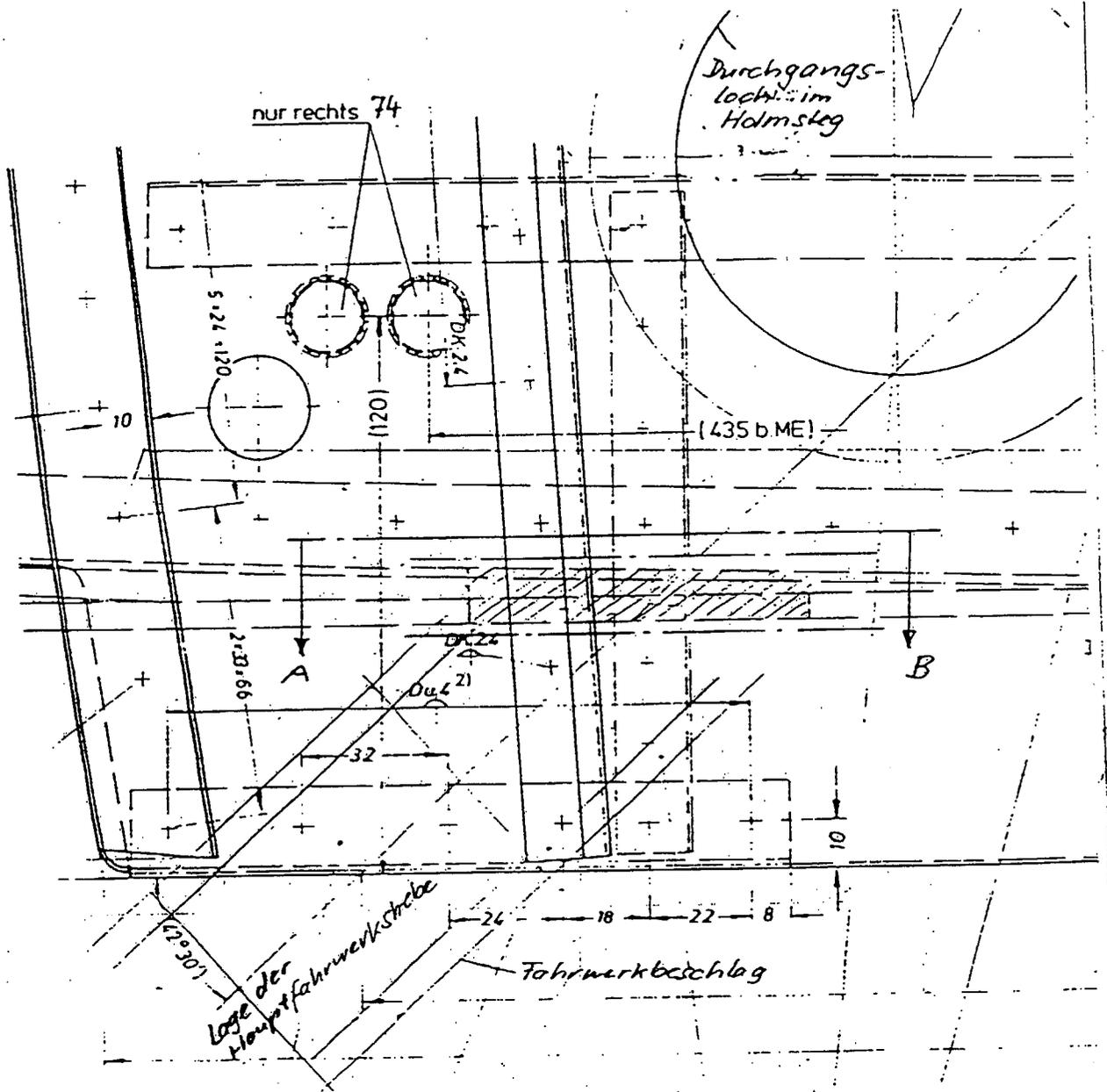
Airworthiness Office,

date, signature: 17.02.2009 

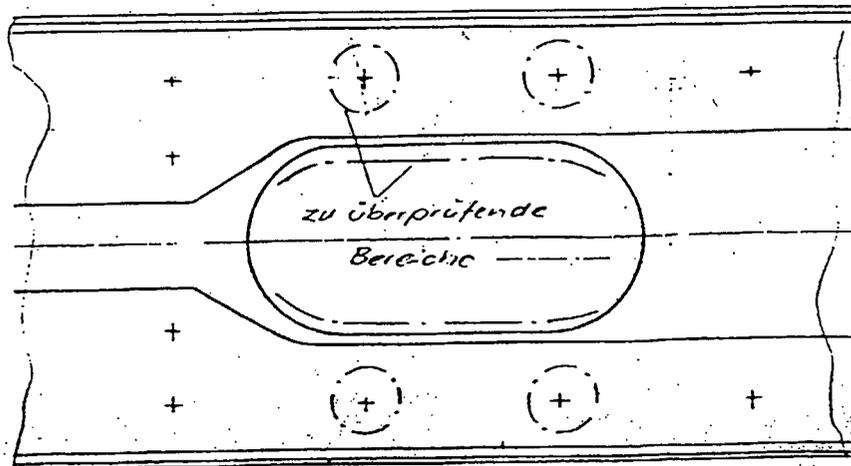
Approved Design Organisation:

date, signature: 21.10.2008 

SKIZZE



Schnitt A-B



Wahrnehmung sowie Veröffentlichung dieses Unterrichts, Verwertung und Mitteilung ihres Inhalts nicht gestattet, soweit nicht ausdrücklich zugestanden. Zuwiderhandlungen verpflichten zu Schadenersatz. Alle Rechte für den Fall der Patenterteilung oder Gebrauchsmuster-Eintragung vorbehalten.