

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.

**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

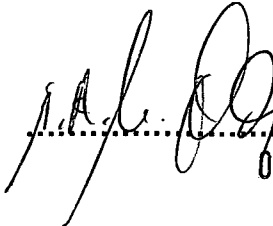
Entwicklungsbetrieb, EASA.21J.026

Tel.: 089 / 607 28789

Fax.: 089 / 607 27711

E-Mail: Ulrich.Hagmann@eads.com

LBA anerkannt:

  
.....  
03.03.09

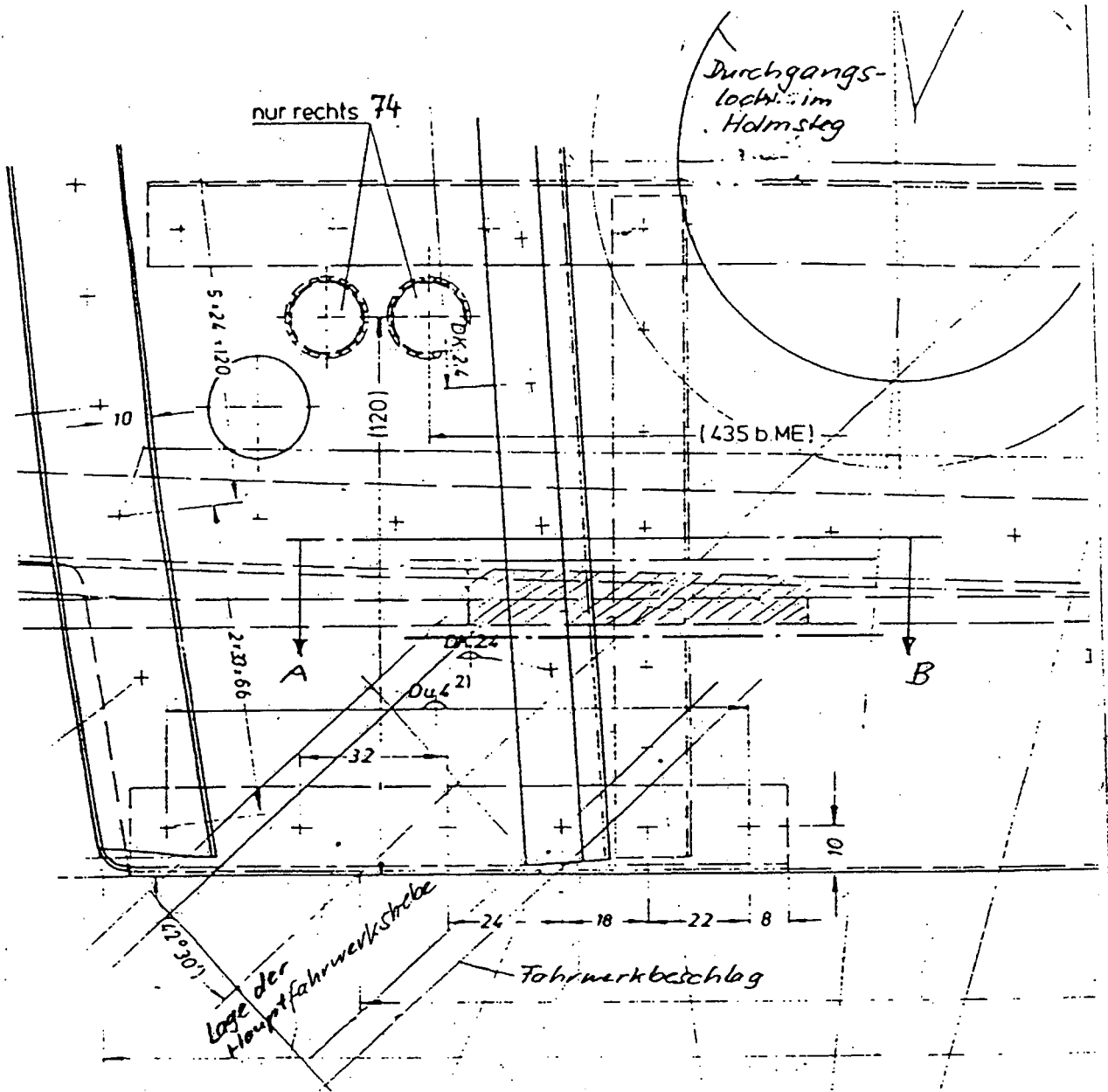


Musterprüfleitstelle

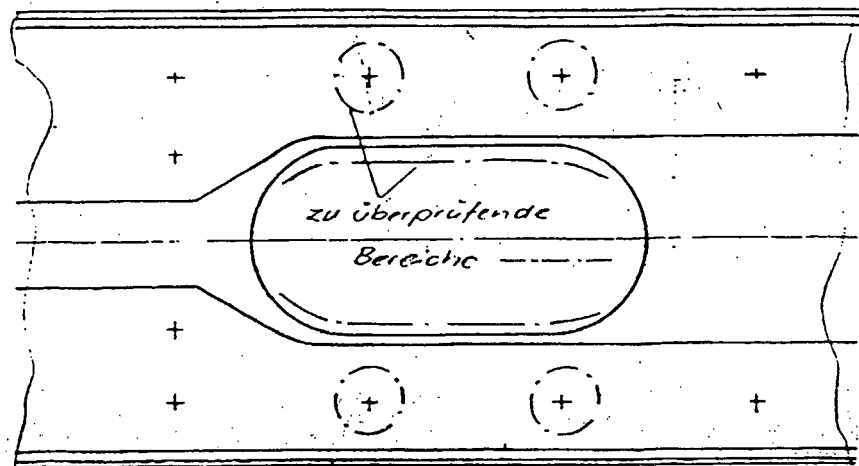
Datum, Unterschrift: 17/02.2009 K. Wiers

Entwicklungsbetrieb, Datum, Unterschrift: 21.10.2008 Hagmann

SKIZZE



Schnitt A-B



Weilung und Verformung dieser Unterteile, Verwer-  
lung und Mäßigung ihres Einsatzes nicht gestattet, soweit nicht  
ausdrücklich zugestanden. Zweifelsfragen verpflichten  
zu Schadensersatz. Alle Rechte für den Fall der Patenti-  
erhebung 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

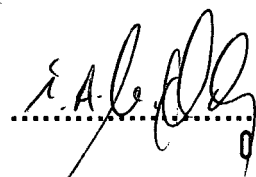

Entwicklungsbetrieb, EASA.21J.026

Tel.: 089 / 607 28789

Fax.: 089 / 607 27711

E-Mail: Ulrich.Hagmann@eads.com

LBA anerkannt:

  
.....  
  
03.03.09

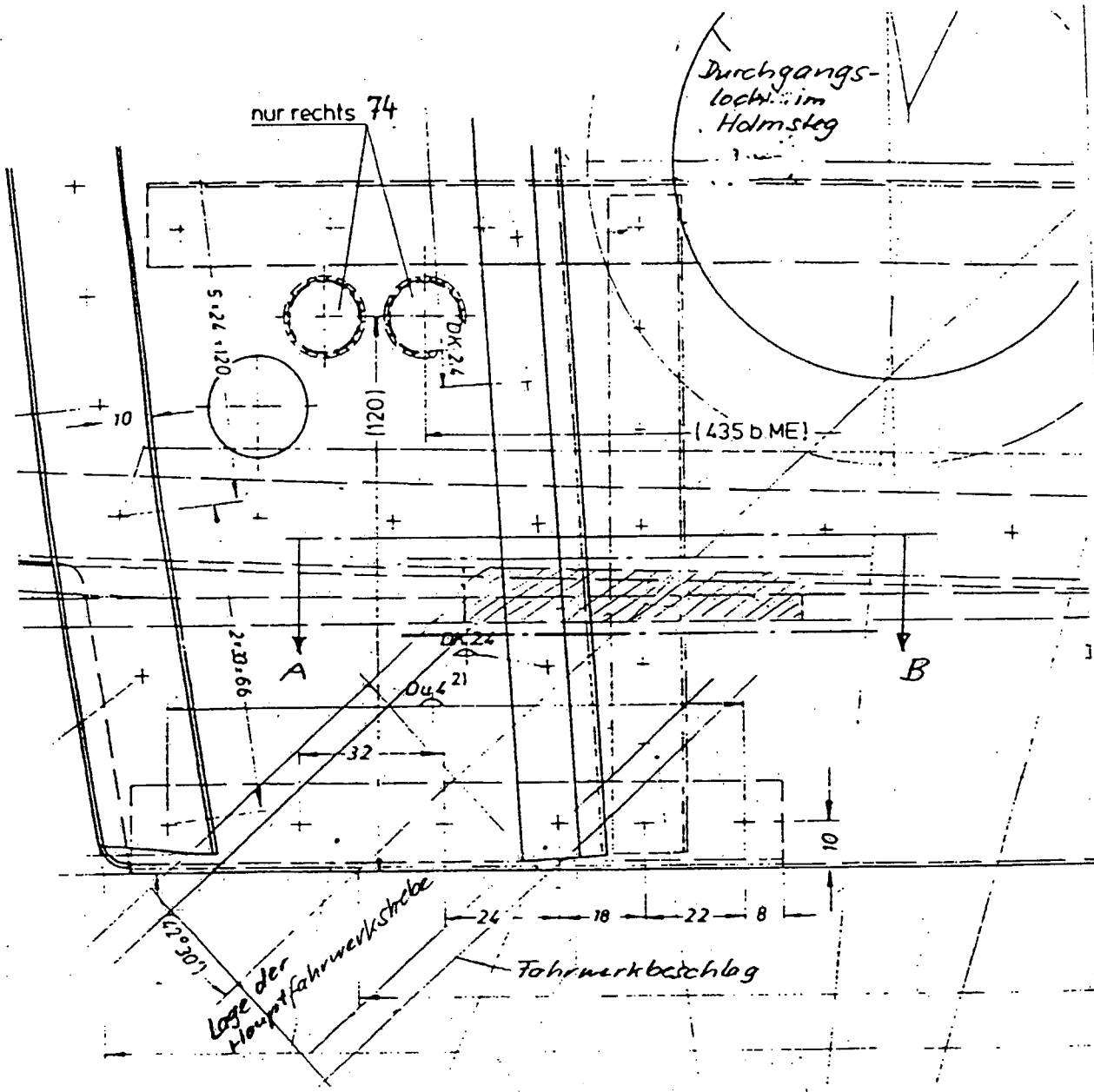
Musterprüfleitstelle

Datum, Unterschrift: 17.02.2009 K. W. W. ....

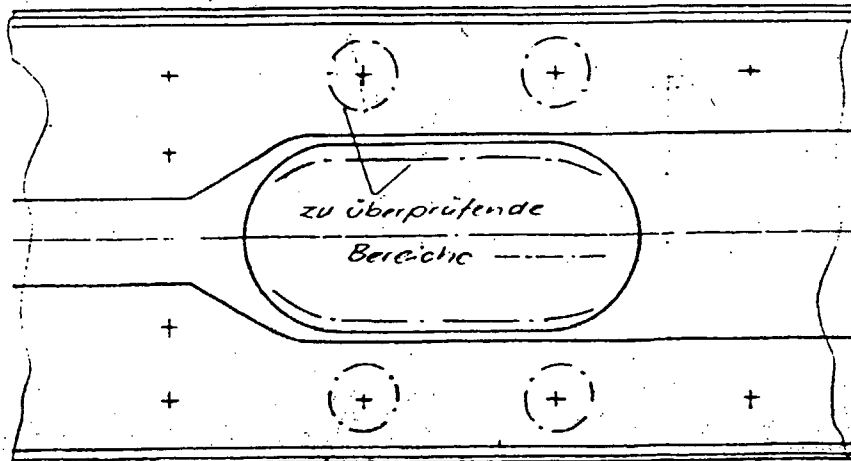
Entwicklungsbetrieb,

Datum, Unterschrift: 21.10.2008 Hagmann .....

SKIZZE



Schnitt A-B



Wiedergabe 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

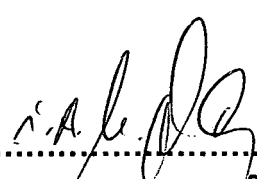

LBA approval::

Airworthiness Office,

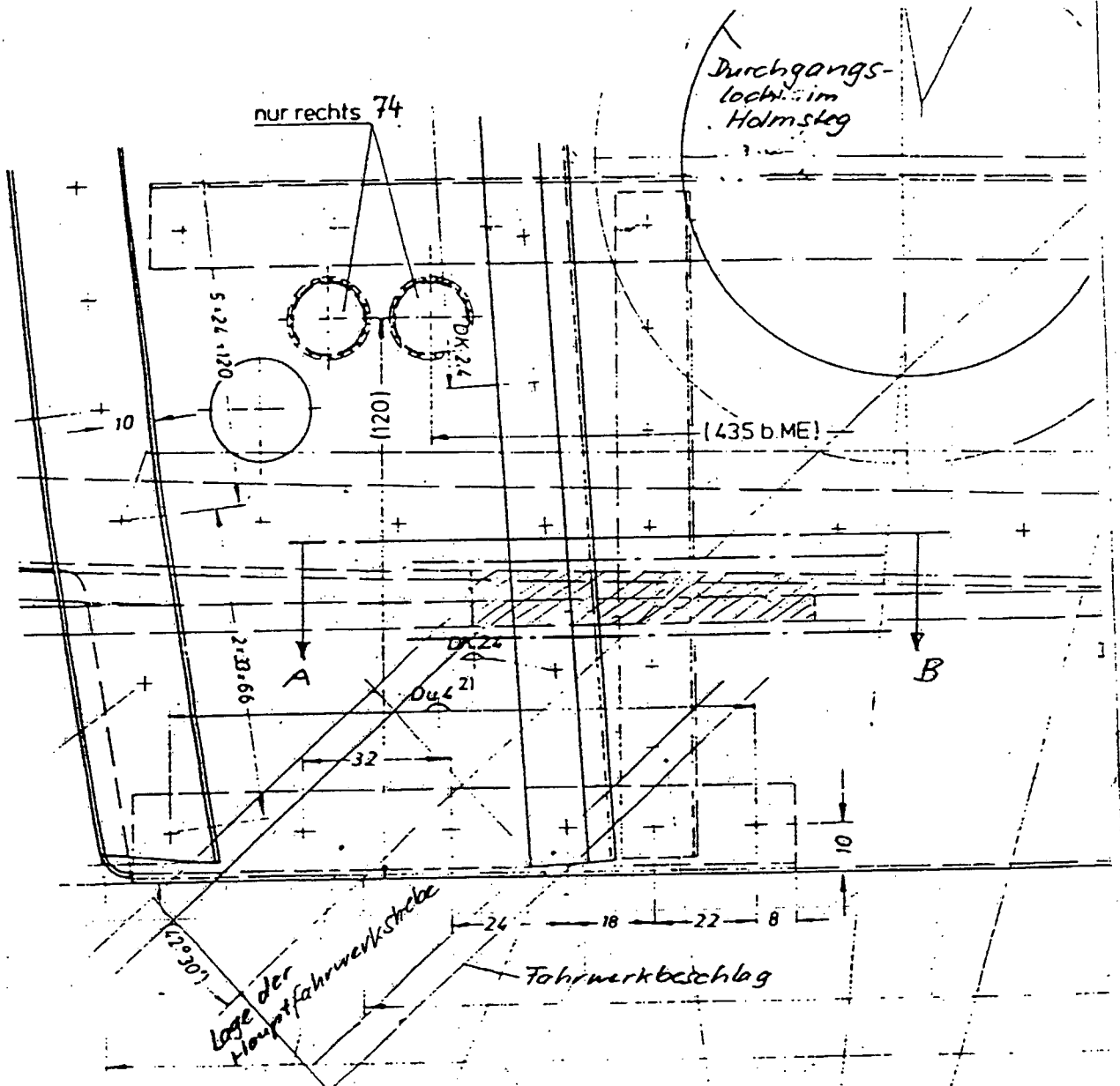
date, signature: 17/02.2008 

Approved Design Organisation:

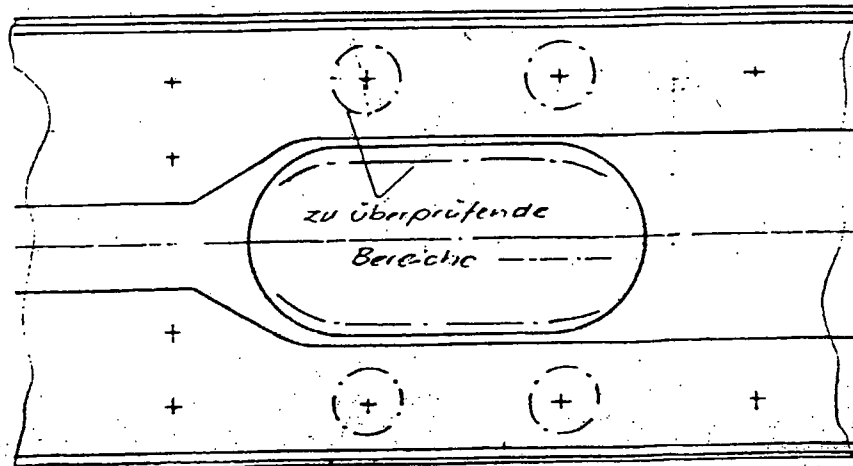
date, signature: 21.10.2008 

  
.....  
  
60 '00 '00

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::



*[Handwritten signature]*  
 .....  
 03.03.09

Airworthiness Office,

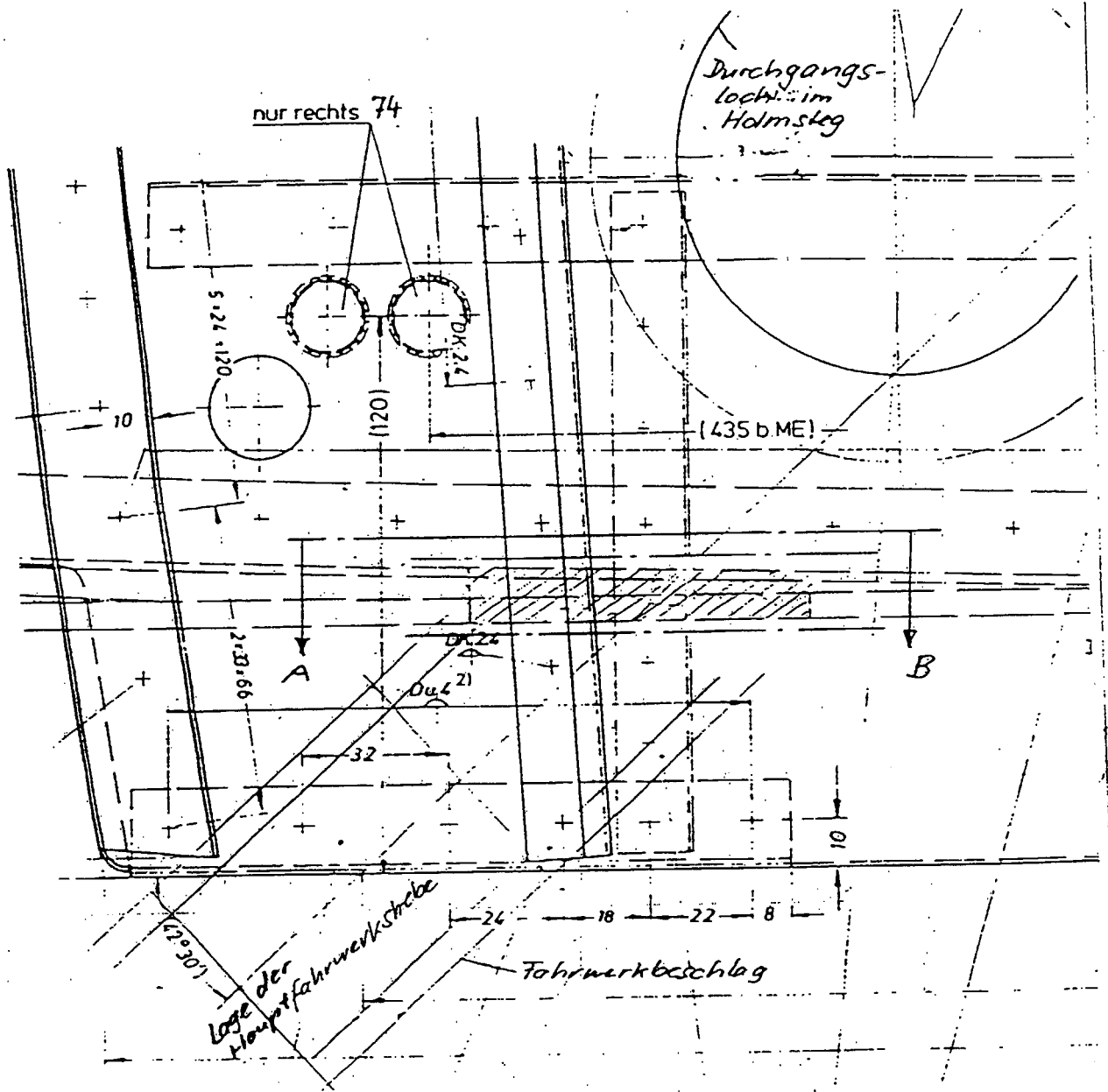
date, signature: *17.02.2009* *K. [Signature]*  
 .....

Approved Design Organisation:

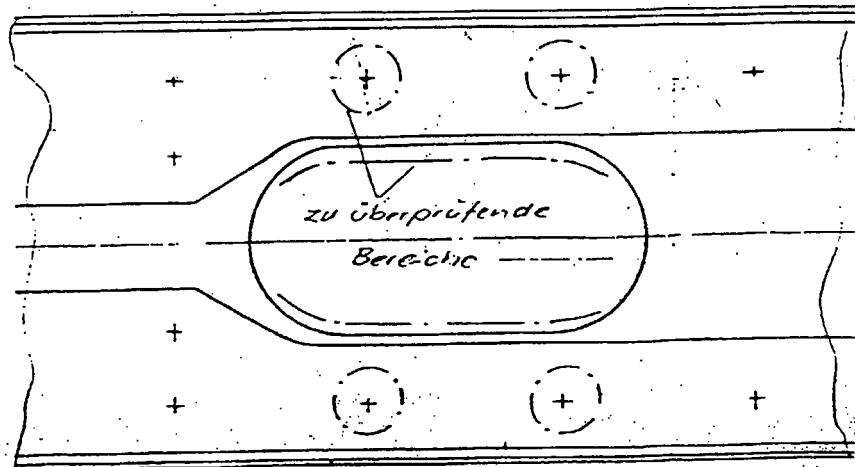
date, signature: *21.10.2008* *[Signature]*  
 .....

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.

SKIZZE



Schnitt A-B



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