

PIILATUS
B4

UNTERHALT · UND

REPARATUR · HANDBUCH

V O R W O R T

Dieses Handbuch, gültig für die Baumuster

B4-PC11 und B4-PC11A(F),

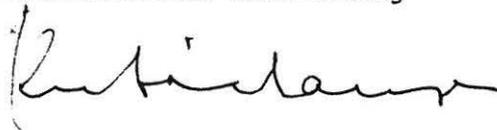
enthält Angaben und Weisungen für Arbeiten, welche den Rahmen der im Betriebshandbuch beschriebenen überschreiten, jedoch im Zusammenhang mit Inspektionen, Revisionen und Reparaturen benötigt werden.

Die Arbeiten sind allgemein so beschrieben, dass sie von handwerklich begabten "Amateuren" in Gruppenwerkstätten ausgeführt werden können. Die für spezifische Blecharbeiten benötigten - von unserer Firma zum Teil erhältlichen - Werkzeuge und Hilfsmittel sind listenmässig aufgeführt, ebenfalls die für den Anstrich verwendeten Original-Farbprodukte.

Bei Reparaturen an der Zelle ist der Besitz des Ersatzteil-Kataloges von Vorteil. Die Struktur des Flugzeuges ist darin ersichtlich, und allfällig erforderliche Ersatzteile können eindeutig identifiziert werden.

Stans, den 29.9.1972

PILATUS FLUGZEUGWERKE AG
Vorschriften-Abteilung



I N H A L T

1.	<u>Unterhalt des Flugzeuges</u>	Seite
1.1	Zelle	1
1.2	Instrumentierung	2
1.3	Steuerung	3
1.4	Nietungen	4
2.	<u>Einstellvorschrift für die Steuerung</u>	
2.1	Höhensteuer	5
2.2	Querruder	6
2.3	Seitensteuer	9
2.4	Höhentrimmung	9
2.5	Luftbremsen	13
3.	<u>Korrosionsschutz und Farbanstrich</u>	
3.1	Allgemeines	17
3.2	Original-Farbprodukte	18
3.3	Ausbessern des Farbanstriches	19
3.4	Aluminium-Korrosion	24
4.	<u>Reparaturen an der Zelle</u>	
4.1	Allgemeine Hinweise	29
4.2	Werkstoffe	29
4.3	Werkzeuge und Hilfsmittel	31
4.4	Nietungen	33
4.5	Schweissungen	38
4.6	Klebungen	39
4.7	GFK - Reparaturen	40
4.8	Reparatur - Beispiele	41-74

4.8	<u>Reparatur - Beispiele</u>	Seite
4.8.1	Beule in Flügel- od. Leitwerk-Nase	41
4.8.2	Riss-Schramme in Bepplankung mit verletzter Schaumstoffrippe	45
4.8.3	Riss-Schramme in Bepplankung mit deformierter Metallrippe	50
4.8.4	Beule in Rumpfbepplankung	54
4.8.5	Stauchung einer Ruder-Hinterkante	55
4.8.6	Stauchung des Kieles	58
4.8.7	Ueberbrückung eines Struktur-Profils	63
4.8.8	Anbringen einer Handöffnung	66
4.8.9	Auswechseln des Rumpfbuges	69
4.8.10	Riss in Kabinenhaube	70
4.8.11	Spalt-Abdeckbänder	71
4.8.12	Flügel-Endscheiben	72
4.8.13	Kerben in Strukturteilen	73
4.8.14	Einkleben von Büchsen	74

5. Abnützungs-- Toleranzen

5.1	Zulässiges Spiel im Steuersystem	75
5.2	Zulässiges Spiel der Flügel- und Höhenflossen-Anschlussbolzen	76

6. Massnahmen bei g- und V-Ueberschreitungen

6.1	Bestimmung der effektiven Lastvielfachen	80
6.2	Ueberschreitung der positiven Beschleunigung	81
6.3	Ueberschreitung der negativen Beschleunigung	82
6.4	Ueberschreiten der Maximal-Geschwindigkeit	83
6.5	Beurteilung	83

Anhang: Stationenplan

1. Unterhalt des Flugzeuges

Ueber die Wartung und Pflege des standardmässigen Segelflugzeuges ist im Betriebshandbuch, Abschnitt 5, alles wesentliche gesagt. Darüber hinaus sollten periodisch, speziell vor bzw. nach längerer Hangarierung, oder nach Anweisung der zuständigen Luftfahrtbehörden, folgende Inspektionen durchgeführt werden:

1.1 Zelle

- (a) Bei demontierten Tragflächen und Höhenleitwerk, sämtliche sichtbaren Strukturteile auf Schäden, wie Kerben an den Kanten, Risse, Beulen, lose oder verschobene Nieten und Korrosionsspuren, untersuchen.
- (b) Stahlbüchsen in den Beschlägen der Flügel- und Leitwerk-Anschlüsse sowie der Steuerung auf Festsitz kontrollieren. Wenn lose, Reparatur nach Abschnitt 4.8.14.
- (c) Sichtkontrolle soweit zugänglich im Rumpf, in den Tragflächen und im Leitwerk auf Korrosionsspuren, speziell in den Radkästen. Hiezu Räder abnehmen. Hinweise auf Korrosionsbehandlung Abschnitt 3.4.
- (d) Flügel- und Leitwerkanschluss-Spiel ermitteln. Toleranzen gemäss Abschnitt 5.2.
- (e) Laufräder auf Zustand, Pneu-Abnutzung, Lauf-ruhe und Lagerspiel, Einzieh-Mechanismus auf Gängigkeit, Spiel und sichere Funktion kontrollieren.

1.2 Instrumentierung

- (a) **Fahrtmesser-Anlage:**
mittels Prüfgerät auf Dichtheit und Anzeigegenauigkeit kontrollieren (mind. alle zwei Jahre).
- (b) **Höhenmesser:**
Anzeige auf 1013 mb mit Kontrollhöhenmesser vergleichen.
- (c) **Variometer:**
Nullstellung kontrollieren. Fehler bis halbe Zeigerbreite werden toleriert. Fehler bis 5 % des Skala-Bereiches durch Verstellen der Korrekturschraube beheben; bei grösseren Fehlern Gerät auswechseln. Bank-Test ca. alle fünf Jahre.
- (d) **Querneigungsmesser:**
auf Undichtheit (Flüssigkeitsverlust, Luftblasen) kontrollieren.
- (e) **Kompass:**
Kompensieren mind. alle zwei Jahre, jedenfalls immer nach einer Aenderung in der Instrumentierung.
- (f) **Elektrischer Wendezeiger:**
Alle zwei Jahre ausbauen und prüfen lassen gemäss Angaben im "Technischen Handbuch" des Herstellers (Kurt Eichweber).
- (g) **Beschleunigungsmesser:**
Mindestens alle 5 Jahre ausbauen und prüfen lassen (Zentrifuge).

(h) Künstlicher Horizont:

Periodisch Laufruhe überprüfen. Bei Lagerschäden (rauher Lauf) und nach zwei Jahren Betriebszeit, Gerät ausbauen und prüfen lassen nach Massgabe des Handbuches des Herstellers.

(i) Batterie:

Mit Hilfe des Ladegerätes laden nach Bedarf (Indikator am Batteriegehäuse; Klopfzeichen im Funk).

1.3 Steuerung

(Pilotsitz und Handlochdeckel an Rumpf und Flügel wenn nötig entfernt)

- Spiel im Steuersystem ermitteln. Grenzwerte gemäss Abschnitt 5.1.
- Seitensteuer-Kabel und -Führungen auf Zustand, gebrochene Drähtchen, Abnutzung und Korrosion kontrollieren. Falls mehr als 4 Drähtchen gebrochen, Kabel auswechseln.
- Pedal-Verstellvorrichtung auf Funktion und Zustand der Zugfedern (genügende Vorspannung, Korrosion) prüfen.
- Alle Begrenzungsanschlüsse auf Zustand und Sicherung untersuchen.
- Luftbremsen-Betätigung auf Funktion und Vorspannung gem. Ziffer 2.5/bb kontrollieren (siehe auch Flughandbuch Teil 1, Abschnitt 5.4 und Teil 2, Abschnitt 5.6).
- Nach irgendeinem Eingriff in die Steuermechanik, Austausch von Steuerungsteilen oder Rudern, sind die Steuerausschläge anhand der Angaben im Flughandbuch, Abschnitt 5, zu überprüfen. Neueinstellung nach Abschnitt 2 des vorliegenden Handbuches.
- Zustand der Bowdenkabel für Radbremse und Klinke kontrollieren. Wenn nötig, mit Eindringöl gängig machen oder auswechseln.
- Federn der Höhentrimmung nach Abschnitt 2.4 überprüfen.

1.4 Nietungen

Wie im Betriebshandbuch erwähnt, wird das Flugzeug anlässlich Flugklarprüfung auf äussere Beschädigungen, u. a. auf Anzeichen von losen Nieten, untersucht. In diesem Zusammenhang ist folgendes zu berücksichtigen:

Nietkonstruktionen (speziell solche mit dünnem Blech) können sich bei erhöhter Beanspruchung im elastischen Bereich verformen. Wenn nun ein Deckanstrich mit der Alterung etwas spröder wird, besteht durchaus die Möglichkeit, dass sich, als Folge solcher lokalen Deformationen, gelegentlich Farbrisse rund um gewisse Nietköpfe zeigen. Dies ist indessen noch kein Beweis eines losen Nietes, solange jedenfalls, als der Nietkopf nicht bewegt werden kann.

Bei Auftreten solcher Farbrisse empfiehlt es sich, die Partien mit einem Autowachs zu behandeln, um das Eindringen von Wasser zu verhindern.

Bei Gelegenheit einer Reparatur oder Erneuerung des Farbanstriches sollten dann diese Stellen ausgebessert werden. Dabei ist die Farbe bis auf den Grund abzuschleifen, und anschliessend sind die Nietkopfränder besonders sorgfältig zu reinigen.

Im Falle von losen Nieten ist nach Abschnitt 4.4. zu verfahren.

2. Einstellvorschrift für die Steuerung

Benötigtes Werkzeug:

- Steckbolzen für die Arretierung des Steuerknüppels in Neutrallage. Der Griff dieses Steckbolzens kann als Lehre benützt werden für die Einstellung des Umlenkhebels an der Querruder-Antriebsstange. (Der Steckbolzen befindet sich im mitgelieferten Werkzeug).
- Satz Gabelschlüssel (Zoll-Masse)
- Schraubenzieher

2.1 Einstellen des Höhensteuers (siehe Fig. 1)

(a) Regulieren auf Neutralstellung

- Steuerknüppel in Neutralstellung arretieren mittels Steckbolzen in Bohrung (1), (siehe Detail C).
- Stosstangenkopf (2) regulieren, bis Höhensteuer in Mittelstellung.

(b) Einstellen des Höhenruder-Ausschlages

- Ausschläge gemäss Abschnitt 5 des Flughandbuchs überprüfen.
- Wenn nötig regulieren durch Einstellen der Anschlag-Schrauben (3) am Steuerknüppel-lager (Detail A).

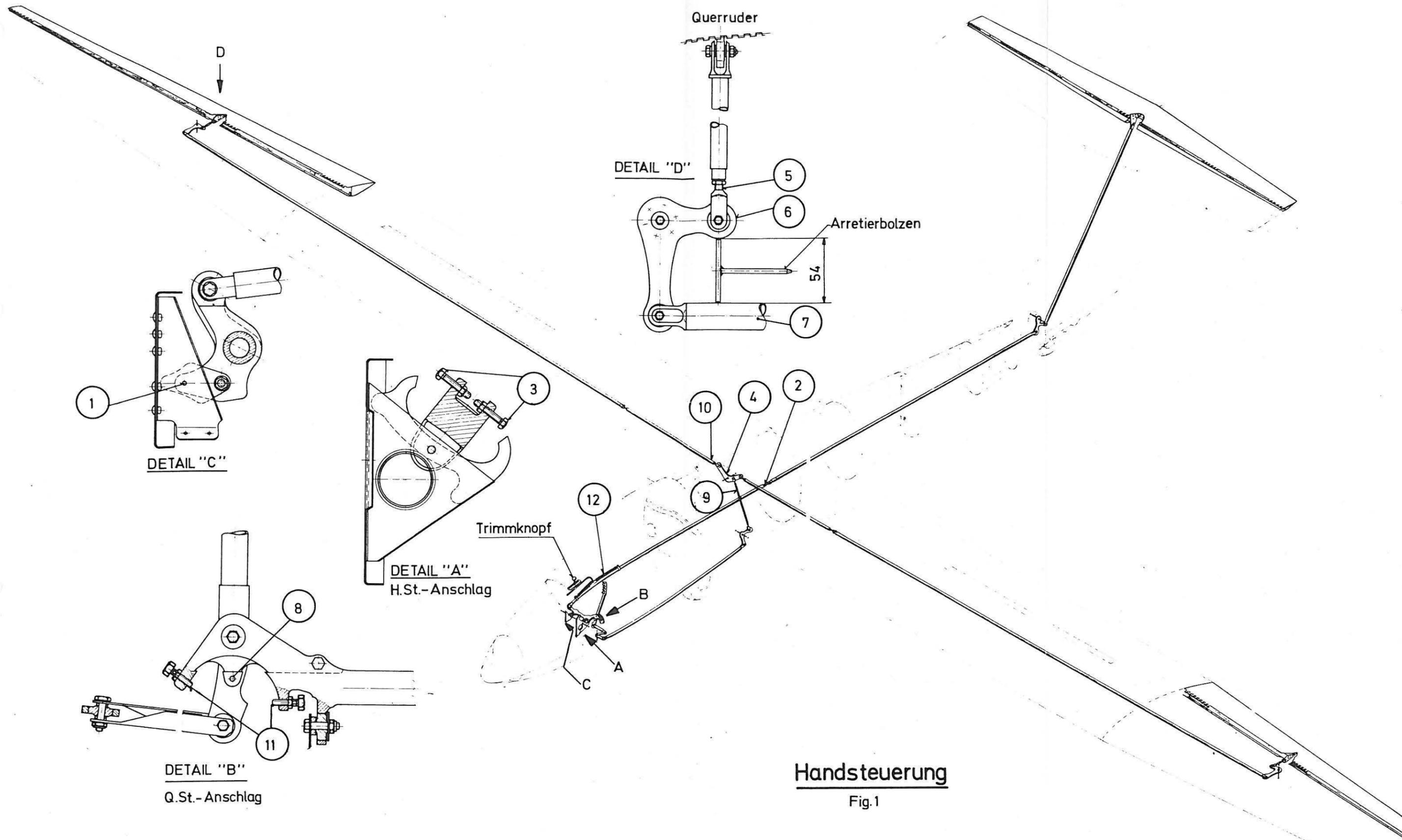
2.2 Einstellen der Querruder (siehe Fig. 1)

(a) Regulieren auf Neutralstellung

- Stosstangen in Flügel von Differenzierhebel (4) trennen.
- Mit Querruder in Neutralstellung, Stosstangenkopf (5) am Umlenkhebel hinter Querruder-Antrieb soweit regulieren, dass Distanz zwischen Umlenkhebel (6) und Stosstange (7) 54 mm beträgt, (Detail D). Der Griff des Steckbolzens für die Arretierung des Steuerknüppels kann hierfür als Lehre benützt werden. Siehe Detail D.
- Steuerknüppel in Querruder-Neutralstellung arretieren mittels Steckbolzen in Bohrung (8), (Detail B).
- Differenzierhebel (4) ausmitteln durch Regulieren des Stangenkopfes (9) am Differenzierhebel.
- Gabelköpfe (10) der Querruder-Stosstangen in Flügel soweit regulieren, dass Anschluss an Differenzierhebel (4) spannungslos möglich ist (während Querruder sich in Neutralstellung befinden).

(b) Einstellen der Querruder-Ausschläge

- Ausschläge gemäss Abschnitt 5 des Flughandbuchs.
- Wenn nötig, regulieren durch Einstellen der zwei Anschlag-Schrauben (11) unter Steuerknüppellager.



Handsteuerung

Fig.1

2.3 Einstellen des Seitensteuers (siehe Fig. 2)

(a) Regulieren auf Neutralstellung

Fusspedale fluchtend, Seitensteuer in Mittelstellung bringen durch Regulieren des Stossstangenkopfes (1).

(b) Einstellen der Ausschläge

- Ausschläge gemäss Abschnitt 5 des Flughandbuches.
- Regulieren der 2 Stellschrauben (2) als Anschläge des Uebertragungshebels (3).

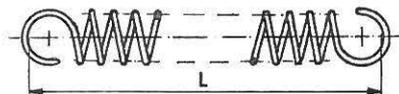
(c) Position der Seitensteuer-Pedale

Wenn Verstellmechanismus (5 Rasten) in Mittelstellung, beträgt die Distanz zwischen Pedale (Fussauflage) und Vorderkante Spant 2: 515 mm (gem. Detail A).

2.4 Höhentrimmung

Die Charakteristik der Trimmfedern (12), Fig.1, ist durch folgende Daten gegeben:

- Länge ungespannt: $L_0 = 141 \text{ mm}$, $P = 0$
- Länge gespannt auf $L_1 = 185 \text{ mm}$, $P = 6,6 \text{ kp}$



(Die vordere und hintere Feder sind gleich)

Der Zustand der (eingebauten) Federn kann überprüft werden durch Messung der Handkräfte am Steuerknüppel (Mitte Griff) bei extremen Trimmstellungen.

Bei abgehängter Stosstange am Höhenruder ergeben sich mit intakten Federn folgende Handkräfte:

- Knopf in vorderster Raste: 1,3 kp ziehen
- Knopf in hinterster Raste: 1,75 kp stossen

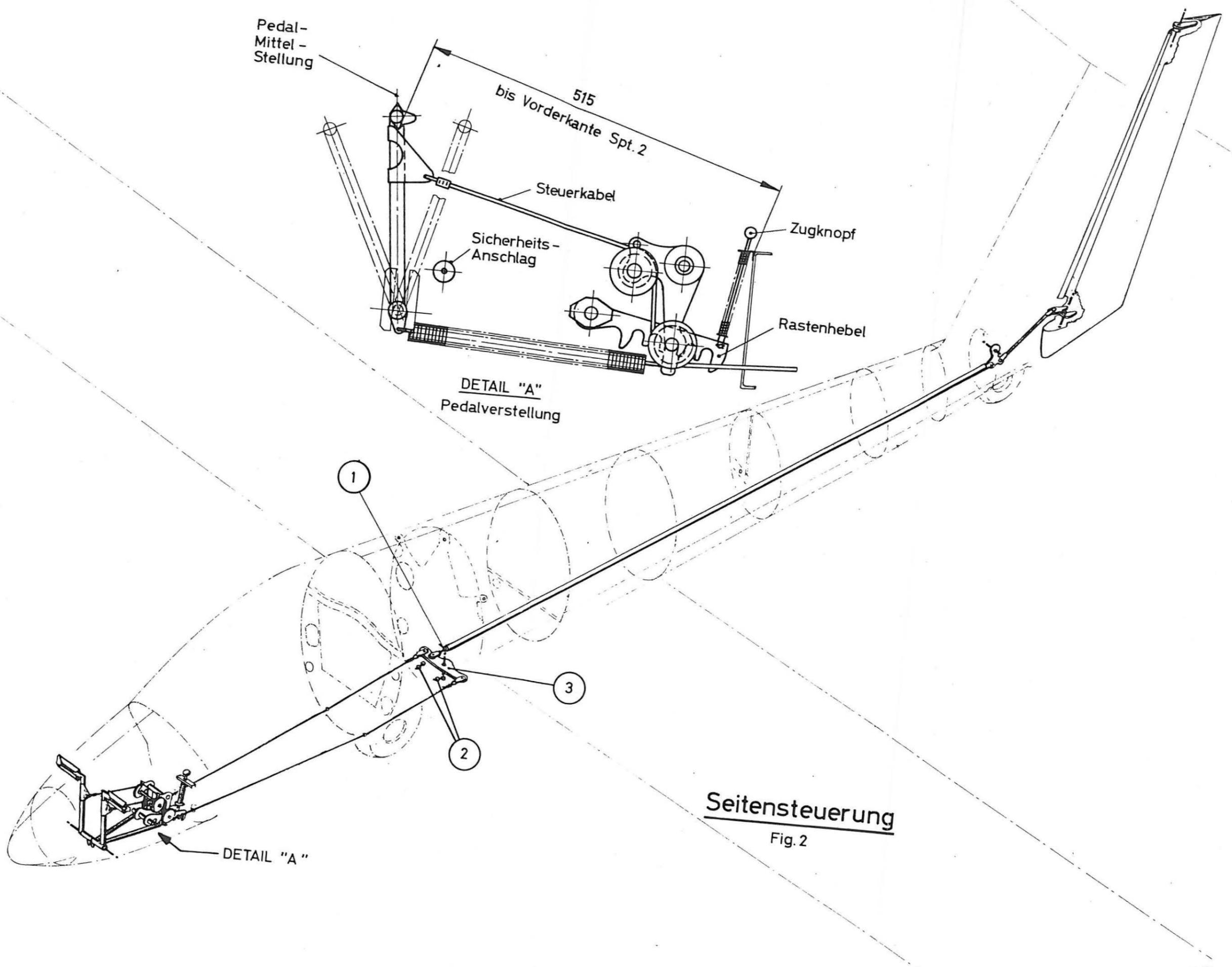
Falls die Messwerte wesentlich von obigen Daten abweichen, sind die Federn auszubauen und einzeln zu kontrollieren. Eventuell kann es notwendig sein, die Reibungsverhältnisse in der Höhensteuerung zu überprüfen.

Anmerkung

Diese Feder-Charakteristik ergibt optimale Trimmverhältnisse bei einer mittleren Schwerpunktlage; bei den zulässigen extremen Schwerpunktlagen ist die Trimmung aber immer noch hinreichend wirksam.

Achtung:

Bei Regulierungen der Steuer ist darauf zu achten, dass die Ruderausschläge durch die Stellschrauben in der Antriebsmechanik begrenzt sind und die Ruder selbst nicht zum Ausschlag kommen, da sich sonst Deformationen ergeben.



2.5 Luftbremsen (siehe Fig. 3)

(a) Anschläge

- in Stellung AUS: Stift (1) durch Betätigungsstange an Führung in Spant 3.
- in Stellung EIN: Anschlaghebel (2) in Uebertotpunktlage an Exzenter (3) (Detail A).

(b) Einstellungen

- in Stellung AUS: keine Einstellmöglichkeit (Stift (1) wird bei Montage verbohrt).
- in Stellung EIN:

(ba) Die Uebertotpunktlage der Mechanik ist mittels Exzenter (3) regulierbar.

Anmerkung

Die Lage dieses Exzenters wird bei Neumontage festgelegt; es können damit Fabrikations-Ungenauigkeiten ausgeglichen werden. Eine Neueinstellung muss höchstens anlässlich einer Reparatur in diesem Bereich vorgenommen werden.

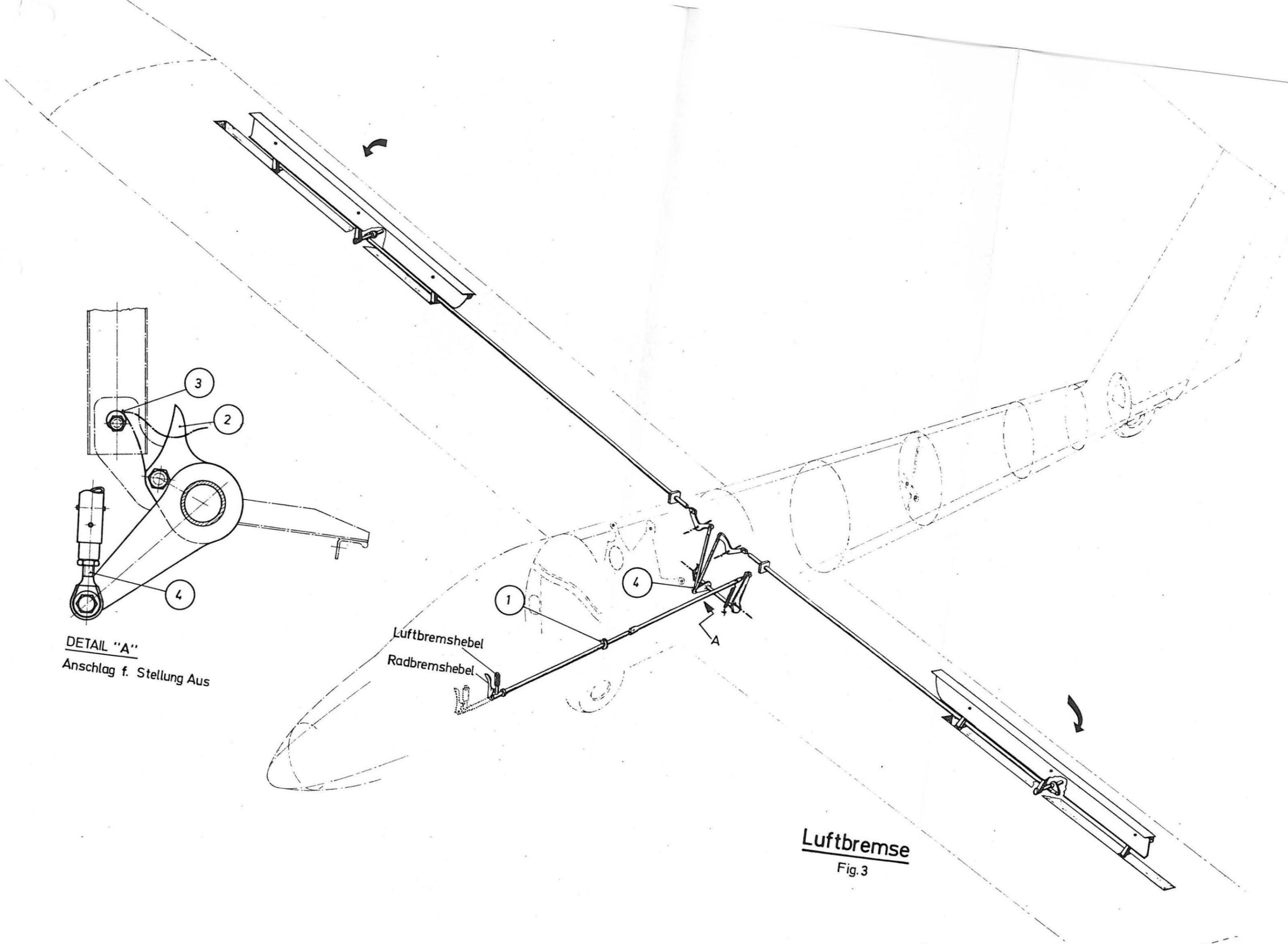
(bb) Die Vorspannung der Bremsklappen in eingefahrener Stellung ist für jede Seite einzeln durch Verstellen der Stangenköpfe (4) so zu regulieren, dass die Kraft am Handgriff für das Ausfahren (Entriegeln) je

$$3,5 \begin{matrix} + 0,25 \\ - 0 \end{matrix} \text{ kp}$$

beträgt. Die Betätigung beider Bremsklappen erfordert dann etwa die doppelte Kraft.

Achtung

An sämtlichen Stosstangen der Ruder
und Bremsklappen ist zu überprüfen,
ob die Gewinde der Stosstangenköpfe
sichtbar und im übrigen alle Verbin-
dungselemente korrekt gesichert sind.



DETAIL "A"
Anschlag f. Stellung Aus

Luftbromshebel
Radbromshebel

Luftbremse
Fig. 3

3. Korrosionsschutz und Farbanstrich

3.1 Allgemeines

Alle Metallteile des Flugzeuges sind oberflächengeschützt. Die Teile aus Aluminium-Legierungen sind durchwegs chromatiert und mit einer wasser- und lösungsmittelfesten Farbgrundierung versehen; die Aussenhaut ist mit einem zähen und weitgehend wetterbeständigen Zweikomponenten-(DD-) Lack beschichtet.

Stahlteile sind fast durchwegs kadmiert (Schrauben in Instrumentenbrett und Cockpit verchromt). An einigen blanken Lagerstellen ist ein Molybdändisulfid-Trockenschmierfilm appliziert.

Teile aus Magnesiumguss (Steuerknüppellager und Lagerhebel der Luftbremsklappen) sind mit einer Epoxid-Einbrennemaille oberflächengeschützt.

Drahtseile als Steuer- und Betätigungskabel aus verzinktem Stahl werden vor dem Einbau mit einem Konserviermittel behandelt.

Die Stosstangen der Steuerung (aus der korrosionsbeständigen Al-Si-Mg-Legierung gefertigt) sind nicht farbgrundiert. Zur Reduktion der Reibung ist an den Führungsstellen eine dünne Schicht eines Molybdändisulfid-Lackes aufgetragen und dieser poliert.

Alle Scharnierstifte an den Rudern, sowie alle Verbindungsschrauben in der Steuerung sind aus rostbeständigem Stahl der Gattung CrNi 18/8.

3.2 Original-Farbprodukte

Die im folgenden aufgeführten Produkte wurden für den Farbaufbau des Segelflugzeuges verwendet und wir empfehlen, für die Reparatur und Erneuerung des Anstriches Farben des gleichen Typs zu beschaffen, obschon mit anderen Produkte-Typen (sofern verträglich mit dem Untergrund) befriedigende Ergebnisse erzielt werden können.

(a) Grundierung:

Zweikomponenten Epoxid-Polyamid-Kombination, Zinkchromat pigmentiert. ("Etokat-Zinkchromat" der Firma Dr. W. Mäder, Killwangen).

(b) Decklack aussen:

Zweikomponenten Polyurethan/Aliphat-Polyisocyanat-Kombination ("Nuvovern LW" der Firma Dr. W. Mäder, Killwangen).

(c) Decklack innen:

Alkyd-Kunstharz ("Luxoral" der Firma Dr. W. Mäder, Killwangen).

(d) Spachtel:

Zweikomponenten-Polyester-Ziehspachtel ("Glassit" der Firma Glasurit GmbH, M. Winkelmann, Hamburg/Berlin).

Verwendung: Vereinzelt Unebenheiten der Beplankungs-Oberflächen, speziell im Uebergang Rumpfbug aus GFK zu Metall.

(e) Leuchtfarbe

Für die von gewissen Luftfahrtbehörden vorgeschriebenen Markierungen mit Leuchtfarbe (Fluorescent-Farbe) können entweder Ein- oder Zweikomponenten-Systeme gewählt werden. Die letzteren sind qualitativ den Einkomponenten-Systemen überlegen und werden deshalb empfohlen.

In beiden Fällen besteht der Aufbau aus einem (weissen) Zwischengrund sowie der eigentlichen Leuchtfarbe und einem Klarlack. Folgende Produkte wurden verwendet:

1. Einkomponenten-System auf Nitro-Basis (W.P. Fuller) "Hi-Visibility Fluorescent Finishes" No. 8541 (Zwischengrund); 8534 (Leuchtfarbe, Farbton nach Wahl); 8542 (Klarlack).
2. Zweikomponenten-System (Bonnaval-Werk GmbH, Bonn; Vertreter in der Schweiz Dr. W. Mäder, Killwangen). "Bonacryl", No. 543-1108 (Zwischengrund); 543- (Farbton nach Wahl); 544-0101 (Klarlack).

3.3 Ausbessern des Farbanstriches

3.3.1 Allgemeine Empfehlungen

Voraussetzung für eine erfolgreiche Malerarbeit ist die Einhaltung der folgenden allgemein gültigen Regeln:

- (a) Absolute Sauberkeit des Untergrundes: keine Fett-, Handschweiss- oder Oxydations-spuren, keine lose oder brüchige alte Farbschicht.
- (b) An Stellen, wo mit Silikon-hältigen Produkten gewachst oder poliert wurde, muss besonders sorgfältig vorbehandelt werden. "Silicone-Remover" verwenden.
- (c) Bestehende Farbschicht ist immer aufzurauhen und Schleifstaub gründlich zu entfernen.

- (d) Auf blankem Metall sowohl, wie auch auf einer angeschliffenen Deckfarbe des Typs 3.2/b und auf Spachtel ist stets eine Grundierung (Primer) zu applizieren, ausser, wenn gespachtelt werden muss. Im letzteren Fall ist der Spachtel vorteilhafterweise direkt auf das blanke Metall aufzutragen.
- (e) Keine Feuchtigkeit auf dem Untergrund. Auf kaltes Metall bei hoher Luftfeuchtigkeit zu spritzen bedeutet Misserfolg. Im Zweifelsfall ist das Metall (z.B. mittels Infra-Strahler) zu wärmen.

3.3.2 Ausbessern der Farbgrundierung

Verletzte Primer-Schicht im Innern des Flugzeuges kann, nach Reinigung mit einem Lösungsmittel (z.B. Chlorothen NU) und Anschleifen mit feinem Glaspapier, mit dem unter Ziffer 3.2/a erwähnten Primer mit Pistole oder Pinsel ausgebessert werden.

Anmerkung

Die Schutzwirkung des Primers gegen Korrosion besteht nicht eigentlich in dessen Deckkraft, als vielmehr im Passivierungseffekt des Zinkchromat-Pigmentes. Der Primer sollte deshalb keineswegs "dick aufgetragen", sondern in dünner Schicht appliziert werden, besonders, wenn darauf eine Deckfarbe gespritzt wird.

Allfällige Verletzungen im Metall, Risse, scharfkantige Eindrücke, Kratzer etc. müssen selbstverständlich vorgängig der Farbretoche durch den entsprechenden Fachmann repariert werden (siehe Abschnitt 4).

Anmerkung

Anstelle des erwähnten Primers kann auch eine andere (Zinkchromat pigmentierte) Alu-Grundierung, z.B. auf Kunstharz-Basis verwendet werden. Der Epoxid-Zweikomponenten-Primer ist jedoch wasser- und lösungsmittelfest, und wird deshalb empfohlen.

3.3.3 Ausbessern des äusseren Deckanstriches

- Verletzte Partie anschleifen, bis zum Grund der Verletzung, und Schleifstaub entfernen.
- Mit Lösungsmittel (Chlorothen NU oder Verdünner) nachwaschen.
- Geschliffene Partie mit Primer (Ziffer 3.2/a) spritzen und mindestens 8 Stunden trocknen lassen.
- Deckfarbe (Ziffer 3.2/b) spritzen.
- Nach entsprechender Trocknungszeit Spritzstaub an den Rändern wegpolieren.

Anmerkung

Das unter Ziffer 3.2/b erwähnte Farbprodukt bietet ein Optimum in Bezug auf Wetterbeständigkeit, Abriebfestigkeit und Glanz. Anstelle dieses Farbtyps kann aber auch eine Alkydharz-Farbe verwendet werden; Nitrofarbe ist jedoch nicht zu empfehlen. Die mit Polyurethan ausgebesserte Partie sollte nicht vor etwa 2 Tagen mechanischer Beanspruchung ausgesetzt, und auch erst dann an den Rändern poliert werden.

3.3.4 Ausbessern der Leuchtfarbe

Die mit Leuchtfarbe beschichteten Partien sollten möglichst ganzflächig erneuert werden. Lokale Ausbesserungen bleiben gut sichtbar und sind unschön, da der (verblasste) Farbton des bestehenden Anstriches vom neuen Ueberzug stark kontrastiert.

Sofern die Farbschicht nicht verletzt ist, genügt es, die Oberfläche matt zu schleifen, zu entstauben, eine Lage Zwischengrund und darauf die Leuchtfarbe und am Schluss den Klarlack zu spritzen.

Im Falle eines Kratzers in der Leuchtfarbe muss bis auf den Grund geschliffen und als erste Lage der Primer appliziert werden.

Vor der Leuchtfarbe ist in allen Fällen immer der weisse Zwischengrund zu spritzen.

Anmerkung

Auf eine Leuchtfarbe auf Nitro-Basis (Ziffer 3.2/e/1) kann auch ein Zweikomponenten-System (Ziffer 3.2/e/2) aufgebaut werden. Es sollte dann mindestens bis auf den (Nitro-) Zwischengrund geschliffen und darauf der Zweikomponenten-Zwischengrund gespritzt werden.

Umgekehrt, Nitro- auf Zweikomponenten-Lack ist nicht zu empfehlen. Ob es sich bei dem bestehenden Lack um Nitrozellulose oder Zweikomponenten-Bonacryl handelt, ist durch Betupfen mit Nitro-Verdünner leicht festzustellen: Bonacryl ist bedeutend schwerer löslich als Nitro-Farbe.

3.3.5 Ausbessern der Deckfarbe im Cockpit

Die Deckfarbe im Cockpit ist auf Alkydharz-Basis (Luxoral). Nach Reinigung der Oberfläche und leichtem Anschleifen kann hier mit einer beliebigen Kunstharzfarbe - jedoch nicht mit Nitro - ausgebessert werden. Metallblanke Stellen sollten vorher grundiert werden.

Das Instrumentenbrett ist mit einer 120° Einbrenn-Emaille beschichtet. Ausbesserung mit Nitro oder Kunstharz matt.

3.3.6 Erneuerung des Oberflächenschutzes an Stahlteilen

Mit Ausnahme der im Cockpit sichtbaren Schrauben, welche verchromt sind, sind alle Stahlteile kadmiert. Allfälliger Rost sollte so gut als möglich mechanisch entfernt und die Teile mit einem Konservierungsöl bestrichen oder - anlässlich einer Revision - neu kadmiert oder verzinkt werden. Angerostete Federn und Drahtseile sollte man ersetzen.

3.3.7 Lackpflege

Der Aussenanstrich des Flugzeuges ist ausserordentlich wetterfest und behält seinen Glanz während relativ langer Zeit. Trotzdem empfiehlt es sich, die - speziell der Sonne ausgesetzten - Oberflächen periodisch zu konservieren. Dabei sollte jedoch kein Mittel mit Schleifzusatz verwendet werden, weil damit die Lackhaut zerstört wird.

Erst wenn der Lack den Glanz mehr oder weniger verloren hat, d.h., wenn Wasser nicht mehr abperlt, kann mit einem Poliermittel gearbeitet werden. Stark schleifende Zusätze sollten überhaupt nicht angewendet werden.

3.4 Aluminium-Korrosion

3.4.1 Korrosionsarten und -Ursachen

Metallkorrosion als ein vorwiegend elektro-chemischer (galvanischer) Prozess entsteht immer nur bei Anwesenheit eines Elektrolyten, also Wasser oder Feuchtigkeit. Je nach Legierungstyp und den makromolekularen Verhältnissen im Metall selbst können sich bei den Alu-Legierungen verschiedene Arten von Korrosion entwickeln, deren Intensität u.a. noch von der Zusammensetzung des Elektrolyten abhängt.

- (a) Die häufigste Art ist die der Oberflächenkorrosion, bei welcher sich - gleichmässig verteilt - kleine Grübchen (Pittings) bilden. Es handelt sich dabei um lokale Elementbildungen zwischen dem Metall und darauf lagernden Verunreinigungen, oder um rein chemische Einwirkungen, z.B. von salzhaltigem oder durch Industrieabgase imprägniertem Staub herrührend. Diese Korrosion verläuft in der Regel harmlos, da meistens nur geringe Potentiale vorliegen. Trotzdem müssen solche Erscheinungen beachtet und gelegentlich Massnahmen getroffen werden.

- (b) Sogenannter Lochfrass entsteht hauptsächlich dort, wo sich ungleiche Metalle berühren. Diese Reaktion ist umso heftiger, je weiter die Metalle in der galvanischen Reihe auseinanderliegen und je grösser die Masse des edleren Metalls (Kathode) im Verhältnis zum angegriffenen unedleren (Anode) ist. Auch diese Reaktion findet nur in Anwesenheit eines Elektrolyten statt; da jedoch an den Grenzflächen sich berührender Teile durch Kapilarwirkung Flüssigkeit angesaugt wird (und dort nur langsam verdunstet), sind solche Partien speziell gefährdet und Schäden dieser Art, auch als "Kontakt-Korrosion" bezeichnet, sind sofort unter Kontrolle zu bringen.

3.4.1 Fortsetzung

- (c) Die gefährlichste Art der Korrosion ist die interkristalline oder Korngrenz-Korrosion. Sie hat ihren Ursprung in unsachgemässer thermischer Behandlung des Werkstückes, wodurch Legierungselemente wie Cu, Mg, Zn, Ni aus den Al-Kristallen austreten und mit diesen galvanische Elemente bilden. Diese Reaktion, die zwar ebenfalls an der Oberfläche bei Anwesenheit von wässrigen Medien beginnt, schreitet jedoch entlang der Korngrenzen in die Tiefe des Materials fort, ohne dass Korrosionsprodukte stark in Erscheinung treten, und ein Bauteil kann damit bis zum Zerfall geschwächt werden. Erscheinungen dieser Art sind indessen äusserst selten und müssen beim Flugzeug B4 nicht in Rechnung gezogen werden.
- (d) Dagegen ist die selektive Korrosion, bei der die Werkstückoberfläche an Pressprofilen und Platten schichtartig aufblättert, statistisch gesehen, häufiger anzutreffen. Die Voraussetzung dafür entsteht beim Zieh- oder Walzprozess des entsprechenden Halbzeuges, wenn sich im stark gereckten Gefüge, parallel zur Verformungsrichtung, Legierungselemente ausscheiden und lokal anhäufen. In diesen "Nestern" findet dann die Schichtentrennung - auch wieder als Folge eines galvanischen Prozesses in Anwesenheit von Wasser - statt, und es entstehen Korrosionsprodukte, welche durch Volumenzunahme die Oberfläche aufplatzen lassen.

Da sich diese Korrosion vorwiegend an Kontaktflächen von Nietverbindungen entwickelt (weil dort Wasser eindringen und sich stauen kann), werden Schäden dieser Art relativ spät entdeckt; d.h. erst dann, wenn sich Beulen über den Korrosionsnestern bilden.

Beim Segelflugzeug B4 könnten - bei Zusammentreffen ungünstiger Umstände - die unteren Flügelholmgurte sowie die Wulstwinkel-Stringer im Rumpf von dieser Korrosion befallen werden. Aeussere Anzeichen wären - wie erwähnt - Erhebungen (Beulen) in der Beplankung über diesen Profilen. Solche Schäden müssten unverzüglich repariert werden.

3.4.2 Korrosions-Verhütung und -Behandlung

Wie aus dem oben Gesagten hervorgeht, ist Wasser und Feuchtigkeit, speziell in Verbindung mit Salz oder Industrie-Abgasen, hauptsächlich für jede Art von Korrosion verantwortlich.

Im vorliegenden Segelflugzeug sind alle Alu-Oberflächen durch Chromatierung und Farbbehandlung weitgehend geschützt gegen normalerweise zu erwartende äussere Einflüsse wie Regen-, Schwitz- und Waschwasser, welches abfliessen oder in kurzer Zeit verdunsten kann. Sobald jedoch solches Wasser während längerer Zeit irgendwo liegenbleibt, besteht die Gefahr, dass - im Zusammenhang mit anderen Faktoren - korrosive Prozesse eingeleitet werden. Im Betrieb, beim Transport, und speziell bei der Hangarierung des Flugzeuges ist diesem Umstand entsprechend Rechnung zu tragen, indem man, wenn Wasserzutritt nicht verhindert werden kann, für Abflussmöglichkeit und Ventilation sorgt.

Im Falle von aufgetretener Korrosion wird folgendes Vorgehen empfohlen:

(a) Oberflächen-Korrosion (im Innern des Flugzeuges):

Wenn zugänglich, ist die betroffene Partie mit Lösungsmittel (z.B. White Spirit) und einer Wurzelbürste oder Alu-Watte (keinen Stahl verwenden!) zu reinigen, um die Korrosionsprodukte zu entfernen und anschliessend mit Primer zu behandeln.

Ist die Stelle für diese Arbeit nicht zugänglich und die Korrosion nicht sehr fortgeschritten, so kann eine definitive Behandlung auf den Zeitpunkt einer Flugzeug-Revision verschoben werden; die Stelle ist dann mit einem wasserverdrängenden Eindringöl (z.B. MOLYKOTE OMNIGLISS oder CRC 3-36) im Spritzverfahren zu behandeln. Die Stelle ist in der Folge periodisch zu überwachen, bis zur Reparatur.

Falls die Korrosion kritische Ausmasse zeigt, muss durch Anbringen einer oder mehrerer Handöffnungen, gemäss Darstellung in Abschnitt 4.8.8, Zugänglichkeit für die obige Behandlung geschaffen werden.

3.4.2 Fortsetzung

- (b) Starke Oberflächen-Korrosion, verursacht z.B. durch Akku-Säure, Lauge oder Urin, muss mit einem Alu-Korrosionsentferner (z.B. TURCO W01) und Wurzelbürste entfernt, und die Stelle - nach gründlicher Spülung und Trocknung - mit Primer und wenn möglich mit einem Decklack gestrichen werden.
- (c) Im Falle von lokalem Lochfrass ist zu entscheiden, ob das betroffene Bauteil festigkeitsmässig noch genügt. Die betreffende Stelle ist gründlich zu reinigen und wie oben beschrieben zu behandeln. Die Ursache der Korrosion ist dann abzuklären und korrektive Massnahmen zu treffen, z.B. durch Abdichten einer Kontaktfläche Wasserzutritt verhindern und metallischen Kontakt unterbrechen.
- (d) Stellen mit offensichtlich selektiver Korrosion (vergl. Ziffer 3.4.1/d sind freizulegen, die Korrosionsprodukte und losen Schichten zu entfernen und die Partie mechanisch so zu bearbeiten, dass keine lokalen Vertiefungen, Kerben und kantige Uebergänge mehr vorhanden sind, wobei grösstmögliche Oberflächenfeinheit anzustreben ist.

Hierauf ist die entstandene Querschnittsverminderung auszumessen. Beträgt die Reduktion:

- am Flügel-Hauptholm zwischen Rippe 1 und 4 mehr als 5 % und zwischen Rippe 4 und 12 mehr als 10 %,
 - an einem Rumpf-Stringer mehr als 10 %,

so ist das betreffende Profil durch eine Ueberbrückung zu verstärken, wie unter Abschnitt 4.8.7 dargestellt. Beträgt die Querschnittsverminderung weniger als oben angegeben, so kann auf eine Verstärkung verzichtet werden. Die entstandene Vertiefung ist dann bündig auszuspachteln (Ziffer 3.2/d), und im übrigen ist nach Ziffer 4.8.7 zu verfahren.

In Zweifelsfällen ist das Herstellerwerk zu konsultieren.

Diese Seite ist
für Nachträge
reserviert.

4. Reparaturen an der Zelle

Dieser Abschnitt enthält, nebst einigen allgemein gültigen Anweisungen, Reparatur-Beispiele von Schäden, die als Folge einer Kollision am Boden, einer harten (Aussen-) Landung, durch Korrosion oder durch Abnutzung entstanden sein können. Ferner sind die in Frage kommenden Werkstoffe sowie die benötigten Werkzeuge aufgeführt.

4.1 Allgemeine Hinweise

- Für Markierungen und das Zeichnen (Aufreissen) auf Alu-Blech soll immer nur Bleistift verwendet werden, niemals Tinten- oder Farbstifte, Kugelschreiber etc., und auf keinen Fall Reissnadeln.
- Kanten an Blechschnitten und Bohrungen sind stets sorgfältig zu entgraten und wenn möglich leicht zu runden. Jegliche Kerben, schroffe Uebergänge und Absätze an irgendeinem Teil der Struktur sind zu vermeiden, und bearbeitete Oberflächen sollten grösstmögliche Feinheit aufweisen. Damit werden lokale Spannungsspitzen und in der Folge Rissgefahr eliminiert.
- Bearbeitungsspäne im Innern des Flugzeuges sollten nach beendeter Arbeit entfernt werden, um zu vermeiden, dass solche Abfälle in die Steuermechanik gelangen oder irgendwo Korrosion einleiten können.
- Leichtmetall niemals mit Stahlbürste oder Stahlwatte behandeln.

4.2 Werkstoffe

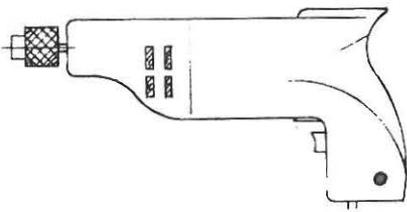
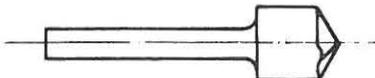
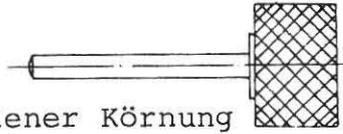
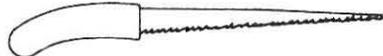
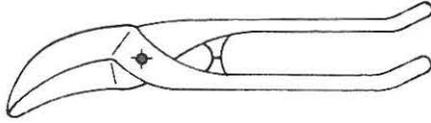
Die im Zusammenhang mit möglichen Reparaturen an der Zelle in Frage kommenden Werkstoffe sind in nachfolgender Tabelle aufgeführt. Hierin sind die einschlägigen schweizerischen, deutschen und USA-Werkstoff-Normen berücksichtigt (AA = Aluminum Association of America).

4.2 Fortsetzung

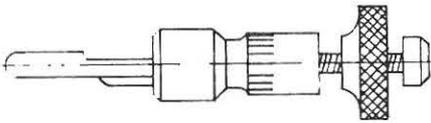
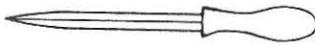
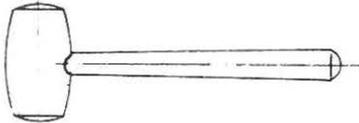
Pos.	Bauteil	Werkstoff			
		Schweiz. Norm Gattung	SNV-L	DIN	AA
1	Bepunktungen am Rumpf zwischen Spant 1 u. 4	Al-ZnMg1 $\sigma_{0.2} = 32 \text{ kp/mm}^2$ $\sigma_{0.1} = 19 \text{ kp/mm}^2$	-	-	7005
2	Uebrigere Bepunktungen und Holmstege	Al-Cu4Mg1,2	743.5	3.1355.51	2024-T4
3	Profile als Stringer und Holmgurte				
4	Rippen und Spanten	Al-Cu3,5Mg0,5	742.5	3.1325.51	2117
5	Scheuerleiste an Rumpf, Kielleiste Rumpf, Bremsklappen- Abschluss, Kabinen- dach-Rahmen, Verscha- lung Flügel-Rumpf, Sitz-Rückenlehne	Al-MgSi1	730.68	3.2315.72	6351-T6
6	Nieten	Al-CuMg0,5	741.4	-	2117
7	Stützrippen im Flügel und Leitwerkflächen	PVC-Schaumstoff (Klégécell 40) 25 mm dick	-	-	-
8	Rumpfbug und Sitzwanne	Polyester- Glasfaser- Laminat	-	-	-
9	Flügel-Endscheiben	Nylon-Akulon 5 mm dick	-	-	-
10	Abdeckbänder über Flügel-Querruder und Höhenruder- Stabilo-Spalt	Teflon-Folie, selbstklebend (PILATUS No. 917.40.70.009)	-	-	-

4.3 Werkzeuge und Hilfsmittel

Die in folgender Liste aufgeführten Werkzeuge und Hilfsmittel werden für die in Abschnitt 4.8 dargestellten Reparaturen gebraucht. Die Teile, die mit einer PILATUS Art.No. bezeichnet sind, können von uns bezogen werden.

Pos.	Gegenstand	PILATUS Art.No. oder Typ
1	Bohrmaschine 	-
2	Diverse Spiralbohrer Bohrer ϕ 3,25 mm (für 1/8" Avdel- oder Cherry-Nieten) 	901.61.01.162
3	Zapfensenker 120° 	901.68.04.506
4	Schleifeinsatz für Bohrmaschine mit 2 Bändern verschiedener Körnung 	902.49.19.309
5	Metall-Stichsäge 	-
6	Halbrundfeile mittlerer Hieb 	-
7	Blechscherer (Rundscherer) 	-

4.3 Fortsetzung

Pos.	Gegenstand	PILATUS Art.No. oder Typ
8	Hand-Nietzange 	Avdel Typ J.A.
9	Blechklammer (Schraubklammer) oder kleine Heftschrauben 	901.36.11.105
10	Dreikantschaber 	-
11	Holz- oder Gummihammer 	-
12	Epoxid-Klebstoff ARALDIT in Tuben, blau (siehe Abschnitt 4.6)	300 g 910.42.62.001 40 g 910.42.62.002
13	Plexiglas-Kleber TENSOL CEMENT No. 6 (Imperial Chemical Industries Ltd.)	910.42.22.393
14	Reinigungs- und Entfettungsmittel CHLOROTHEN NU	910.21.21.011
15	Glasgewebe VETROTEX	917.18.12.123
16	Schleifleinen verschiedener Körnung	-
17	Maskenband (Klebeband)	-
18	Avdel-Nieten, 120° Senkkopf, 1/8" Klemmlänge 1,2 bis 3,6 mm Klemmlänge 2,8 bis 5,1 mm	939.35.80.903 939.35.80.905

4.4 Nietungen

Die in der Flugzeugstruktur verwendeten Vollnieten sind durchwegs aus der "kaltschlagbaren" Legierung Al-CuMg 0,5 (SNV-L 741.4), im Innern mit Flachrund-, in der Beplankung mit Senkkopf.

Fig. 1 zeigt Beplankungs-Beispiele mit Ansenkung (für Bleche über 0,5 mm) und mit Blech-Einzug (für Bleche bis 0,5 mm). Die Ansenkung hat einen Winkel von 120°.

Aus Gründen der Zugänglichkeit beim Zusammenbau wurden an gewissen Stellen Cherry-Niete mit 100° Senkkopf (im Innern solche mit Rundkopf) verwendet. In Fig. 2 sind Beispiele dieser Nietung (mit Senkkopf) dargestellt.

Als Ersatz für diese Voll- und Cherry-Niete empfehlen wir die Verwendung von

AVDEL - Nieten (gemäss Ziffer 4.3/18)

Dieser Niet-Typ ist zwar sowohl mit 100°- wie auch mit 120°-Senkkopf im Handel erhältlich; da PILATUS jedoch nur solche mit 120° Senkkopf am Lager hat, sind die Beispiele Fig. 3 a bis d für diese Niet-sorten ausgelegt. Selbstverständlich können für Reparaturen - sofern das entsprechende Werkzeug verfügbar - auch Cherry-Niete gewählt, und es können als Ersatz für Cherry auch 100°-Avdel verwendet werden. Im letzteren Fall würde das Beispiel Fig. 3 c entfallen. Wo Zugänglichkeit besteht (Beispiel Fig. 9 c), können auch Vollniete verwendet werden. Im Detail ergeben sich daher, unter Verwendung von Avdel-Nieten, folgende Varianten:

- (a) Anstelle von Vollnieten mit 120°-Senkkopf: 120°-Avdel-Nieten (Fig. 3).

- (b) Anstelle von Cherry-Nieten in 100° angesenktem Blech (Fig. 2a): 100° Avdel-Nieten. Wenn nur 120° Avdel-Niete zur Verfügung stehen, ist die Ansenkung auf 120° zu erweitern (Fig. 3a).
- (c) Anstelle von Cherry-Nieten in eingezogenem Blech (Fig. 2b und 2c): 100°-Avdel-Nieten. Wenn nur 120° Avdel zur Verfügung stehen, sind diese Niete mit einem Epoxid-Kleber einzusetzen, wie in Fig. 3c dargestellt. (Siehe auch Ziffer 4.6). Der vorstehende Kopf ist nach Aushärtung des Klebers bündig mit der Beplankung zu bearbeiten.
- (d) Für neu zu setzende Niete bei Reparaturarbeiten: 120° Avdel-Niete nach Fig. 3a oder 3d (oder, falls Einziehwerkzeug zur Verfügung steht, nach Fig. 3b). Wo notwendig (siehe Beispiel Fig. 8b), können die für den Schliesskopf weniger Platz beanspruchenden Pop-Niete verwendet werden; die (sehr harten) Stahlstifte sind dann bündig mit dem Nietkopf zu schleifen.
- (e) Bei Ersatz von losen Nieten und wenn dünnes Blech (unter 0,8 mm) angesenkt werden muss, weil kein Einziehwerkzeug verfügbar ist, sollten die neuen Niete immer mit Epoxid-Kleber (nass) eingesetzt werden (Variante Fig. 3d).

Der Randabstand für alle Niete, d.h. der Abstand vom Blechrand bis Mitte Niet sollte wenn möglich 2,5 mal, mindestens aber 2 mal Nietdurchmesser betragen. Die minimale Nietteilung, d.h. der Abstand zwischen zwei Nieten, beträgt 3 mal Nietdurchmesser.

Fig. 1 Vollnieten (120° Senkkopf)

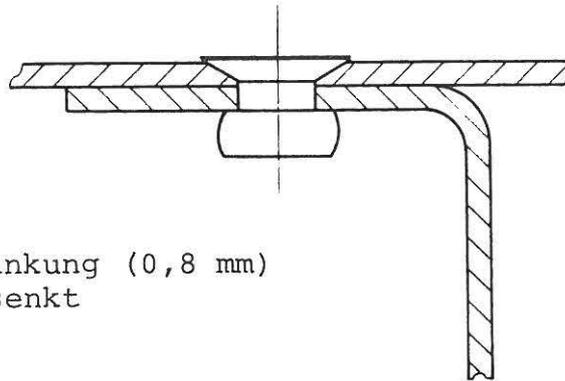


Fig. 1a Beplankung (0,8 mm)
angesenkt

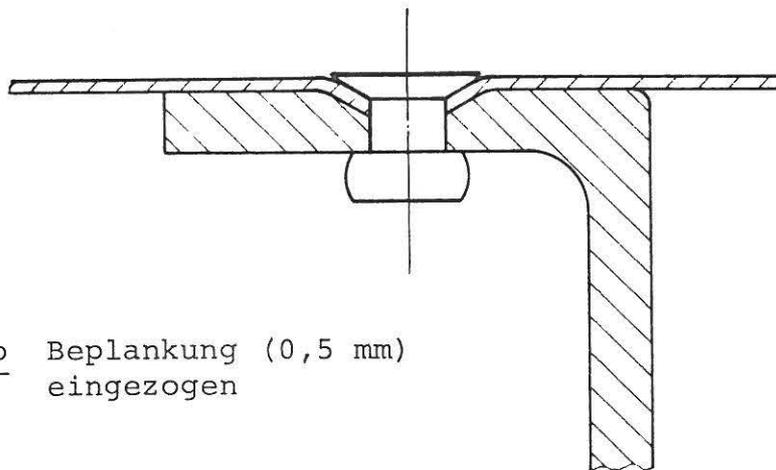


Fig. 1b Beplankung (0,5 mm)
eingezogen

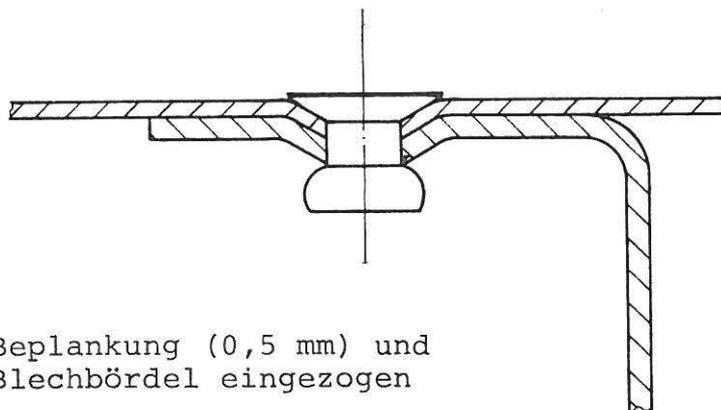
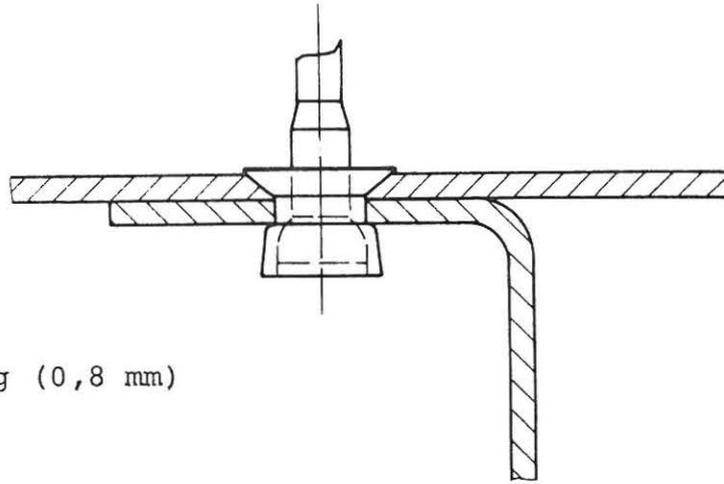


Fig. 1c Beplankung (0,5 mm) und
Blehbördel eingezogen

Fig. 2 CHERRY-Nieten (100° Senkkopf)



Fig, 2a Beplankung (0,8 mm)
angesenkt

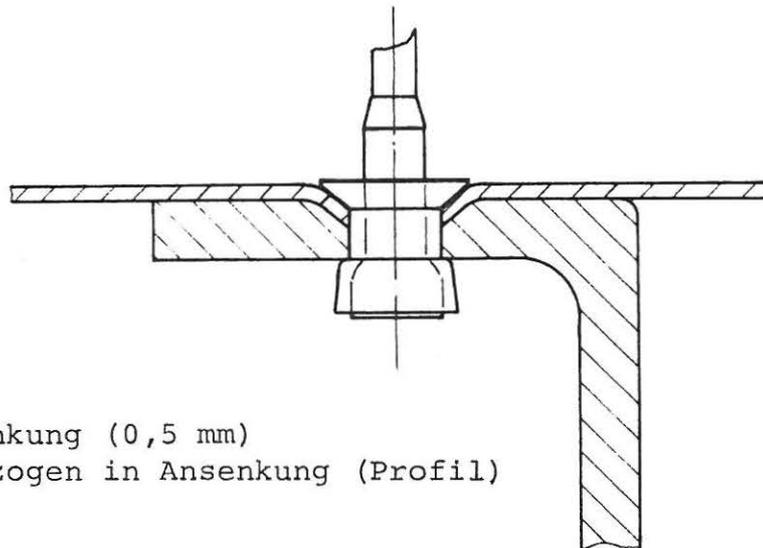


Fig. 2b Beplankung (0,5 mm)
eingezogen in Ansenkung (Profil)

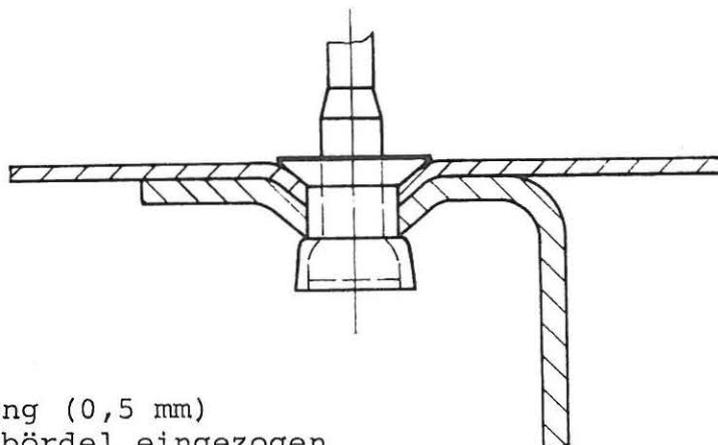


Fig. 2c Beplankung (0,5 mm)
in Blechbördel eingezogen

Fig. 3 AVDEL-Nieten (120° Senkkopf)
für Reparatur

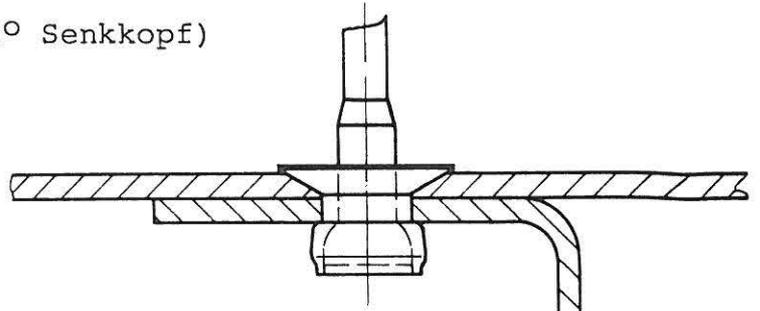


Fig. 3a Beplankung (0,8 mm)
angesenkt

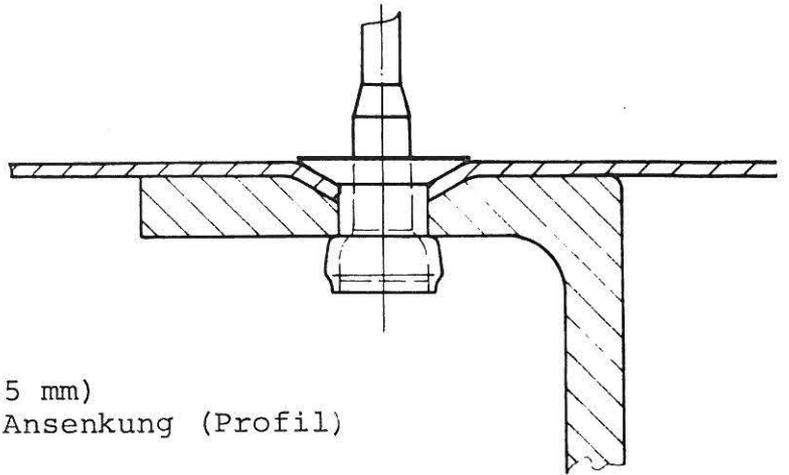


Fig. 3b Beplankung (0,5 mm)
eingezogen in Ansenkung (Profil)

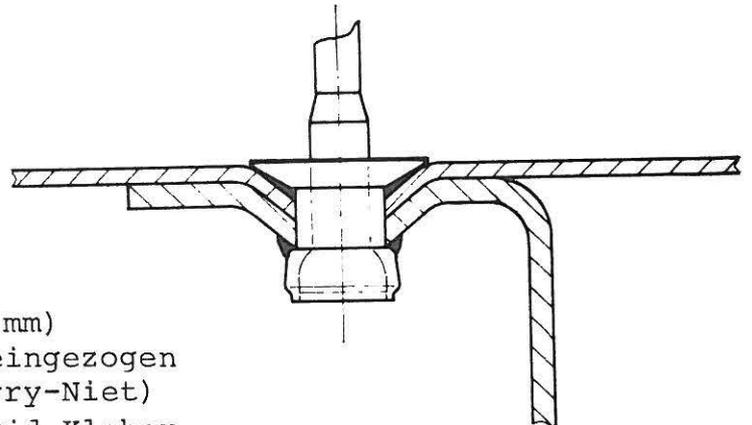


Fig. 3c Beplankung (0,5 mm)
in Blechbördel eingezogen
(Ersatz für Cherry-Niet)
Montage mit Epoxid-Kleber
(Siehe Anmerkung Seite 34)

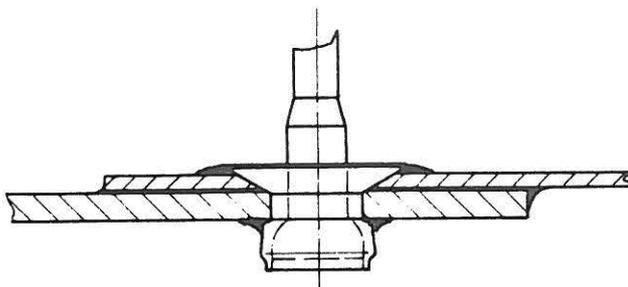


Fig. 3d Ansenkung in
0,5 mm Beplankung
bei Reparatur.
Montage mit Epoxid-Kleber

4.5 Schweissungen

Die Aluminium-Legierung Al-Mg Si 1 ist gut schweisbar. Die in der Werkstoff-Tabelle Ziffer 4.2 unter Position 5 aufgeführten Teile sind aus diesem Material gefertigt und können zu Reparaturzwecken geschweisst werden. Allerdings wird dabei die Festigkeit lokal herabgesetzt und das Bauteil sollte deshalb nach dem Schweißen wieder auf den Zustand "hart" vergütet werden. An allen übrigen Leichtmetall-Teilen darf auf keinen Fall geschweisst und sie dürfen auch nicht zu irgendwelchen Zwecken auf mehr als 100° C erhitzt werden, weil sonst Festigkeit und Korrosionsbeständigkeit herabgesetzt werden.

Die wenigen Schweisskonstruktionen aus Stahl sind aus der Legierung CrMo hergestellt (z.B. Seitensteuer-Pedale, Handgriff der Luftbremse, Scharniere der Kabinenhaube). Diese Teile könnten notfalls nachgeschweisst oder bei Deformation warm gerichtet werden. Vorgängig müsste die Farb- oder Kadmiumsicht entfernt werden. Alle übrigen Stahlteile, Anschlussbolzen, Büchsen etc. dürfen weder geschweisst noch gelötet oder anderweitig thermisch behandelt werden.

Schweissarbeiten dürfen grundsätzlich nur von lizenziertem Personal ausgeführt werden.

4.6 Klebung

Die im Flügel und in den Leitwerkflächen eingesetzten Schaumstoffrippen (Klégécél 40) sind mit einem Epoxid-Kleber des Typs

ARALDIT AW 134 B / HV 997

mit der Beplankung verklebt.

Ferner sind an verschiedenen Stellen (u.a. bei den Flügelanschluss-Punkten) Stahlbüchsen und Kugellager in Leichtmetall-Beschlägen mit Hilfe eines Epoxid-Klebers (EC-1614) gesichert.

Anstelle dieser Produkte kann zu Reparaturzwecken der im Detailhandel erhältliche Epoxid-Kleber

ARALDIT BLAU (in Tuben)

verwendet werden. Dieses Material eignet sich ebenfalls als Glasgewebe-Laminierharz auf Alu-Blech (vergl. Ziffer 4.8.1).

Vor jeder Klebstoff-Verarbeitung sind die Verbindungsflächen peinlich sauber zu entfetten und alter Klebstoff oder Farbschichten zu entfernen. Für das Entfetten eignet sich sehr gut ein chlorierter Kohlenwasserstoff (Ziffer 4.3 Pos. 14) oder Putzverdünner. Klebeflächen sind nach der Reinigung nicht mehr mit den Händen zu berühren. Der Klebstoff selbst (ARALDIT BLAU in Tuben) ist nach den Angaben der Gebrauchsanleitung zu verarbeiten. Hauptsächlich ist zu berücksichtigen, dass dieses Harz bei Temperaturen unter 20° C nicht auf die erforderliche Festigkeit aushärtet. Es empfiehlt sich auf jeden Fall, die Klebestelle mittels einer Infra-Lampe zu erwärmen; damit wird auch die Aushärtezeit abgekürzt.

Die Anwendung dieses Klebers ist in den Reparatur-Beispielen Ziffer 4.8 sowie unter 4.4 behandelt. Es geht dabei darum, bei Reparaturen die Verbindungen so gut als möglich zu gestalten, indem z.B. alle Hohnieten, Blech-Ueberlappungen, Lochrand-Versteifungen, Deckel etc. mit dem Kleber montiert, d.h. nass vernietet werden. Dadurch werden Spannungsspitzen an den Nieträndern herabgesetzt und die Nieten selbst kommen besser zum Tragen.

4.7 GFK - Reparaturen

Der Rumpfbug und die Sitzwanne sind aus einem Polyester-Glasfaser-Laminat hergestellt. Beide Teile sind nicht in der tragenden Flugzeugstruktur integriert, so dass Reparaturen keine speziellen Probleme mit sich bringen.

Kleinere Verletzungen im Rumpfbug z.B. können nur mit Spachtel (Ziffer 3.2/d) ausgeführt werden; ernstere Schäden (Risse, tiefe und lange Kratzer und Löcher) sind auszulaminieren, unter Verwendung von Polyester oder Epoxid-Harz (Ziffer 4.3 Pos. 12) und Glasgewebe mittlerer Dichte, wobei das Material rund um die Reparaturstelle in üblicher Weise angeschliffen und geschliffen werden muss.

Wenn der Rumpfbug zerstört sein sollte, kann er ersetzt werden, wie in Abschnitt 4.8.9 beschrieben.

4.8 Reparatur-Beispiele

4.8.1 Beule in Flügel- oder Leitwerk-Nase (Fig. 4)

Erforderliches Material für die Reparatur

- (a) Glasgewebe mittlerer Dichte, z.B. gemäss Ziffer 4.3 Position 15.
- (b) Epoxid-Harz ARALDIT BLAU (Ziffer 4.3 Pos. 12).

Anmerkung

Polyester als Laminierharz eignet sich in diesem Falle nicht, da Haftung auf Alu-Blech weniger gut.

(Werkzeug nach Fig. 4b)

Arbeitsfolge

- Loch von ca. 6 mm Durchmesser in eingedrückte Nasenpartie bohren (Fig. 4a).
- Mit Ziehaken (Fig. 4b) in die Bohrung einfahren und, bei gleichzeitigem Klopfen mit Holz- oder Gummihammer auf die gestauchte Partie, das eingedrückte Blech herausziehen.
- Farbschicht rund um die Reparaturstelle entfernen durch Ablaugen und (oder) Schleifen bis auf das blanke Metall. Reste von gut haftendem Primer können belassen werden.

Fig. 4 Beule in
Flügel Nase

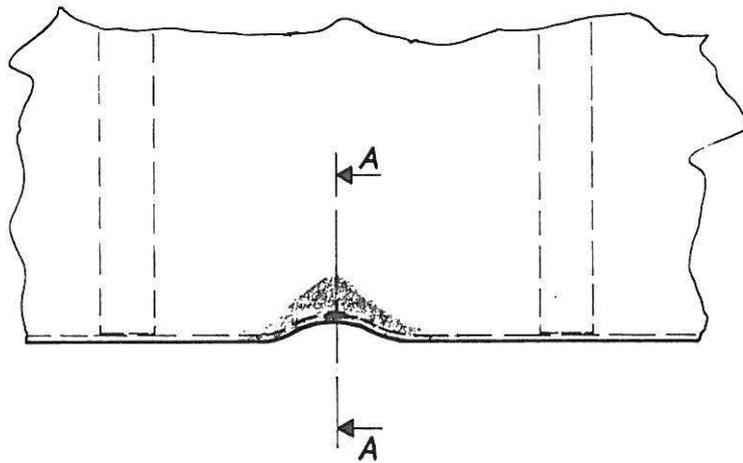
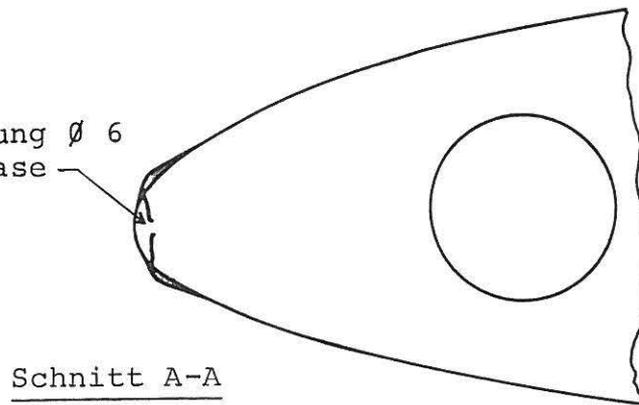
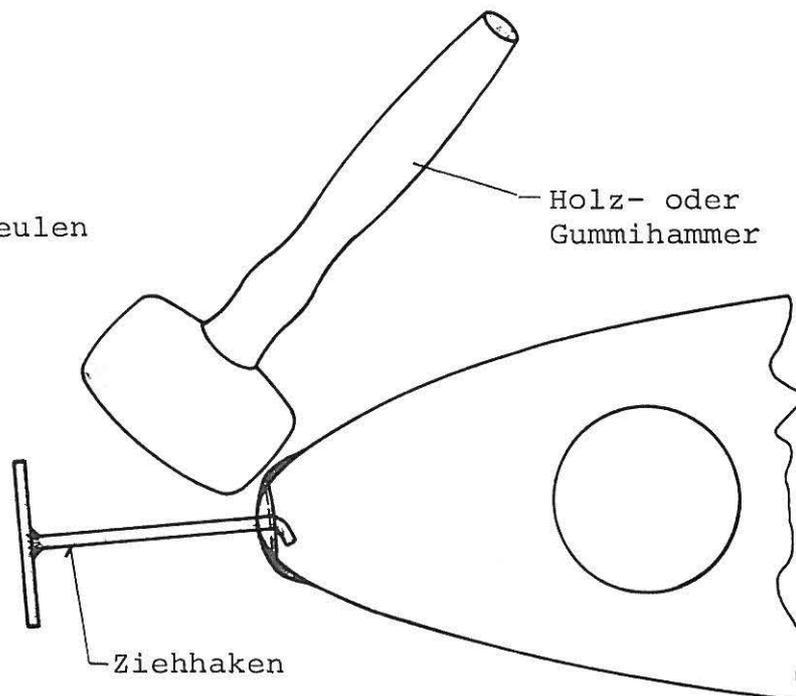


Fig. 4a Bohrung \varnothing 6
in Nase



Schnitt A-A

Fig. 4b Ausbeulen



Holz- oder
Gummihammer

Ziehhaken

4.8.1 Fortsetzung

- Bohrung in Nase, die sich bei der Arbeit etwas ausgeweitet hat, mit Rundfeile und Schleifleinen egalisieren, wenn nötig auf einen Durchmesser von ca. 12 mm oder ein entsprechendes Langloch. Kanten entgraten und polieren.
- Nach gründlicher Reinigung der Oberfläche mit Lösungsmittel, Reparaturstelle mit einem Laminat aus ARALDIT und Glasgewebe (Material siehe oben) in etwa 3 Lagen, total ca. 1 mm dick, überziehen, wie in Fig. 4c dargestellt.
- Nach Aushärtung, Laminat auslaufend überschleifen, spachteln, grundieren (in dieser Reihenfolge) und mit Deckfarbe spritzen, wie in Abschnitt 3.3 beschrieben.

Anmerkung

Falls die Beule in irgendeinem Teil der Bepunktung nicht tiefer ist als 3 mm und keine Stauchungen, Knickungen oder Risse aufweist, kann die Vertiefung lediglich ausgespachtelt werden. Die Farbschicht ist bis auf das blanke Metall abzuschleifen, und es ist in der Folge nach Abschnitt 3.3 vorzugehen.

Vertiefungen über 3 mm bis 10 mm - sofern keine Stauchungen, Risse etc. vorliegen - müssen mit einem Glasgewebe-Laminat nach Fig. 4c ausgefüllt werden.

Im Falle von Rissen ist nach Fig. 4.8.2 zu verfahren.

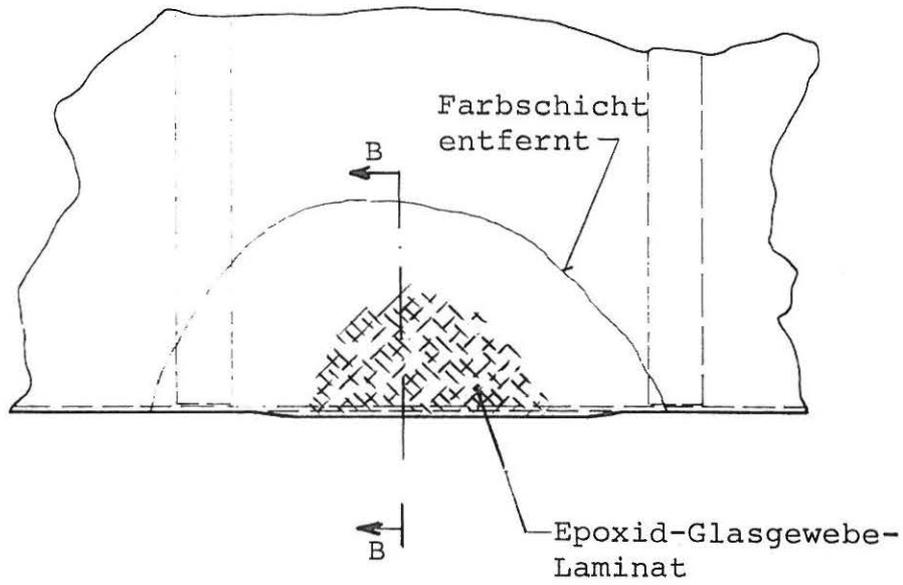
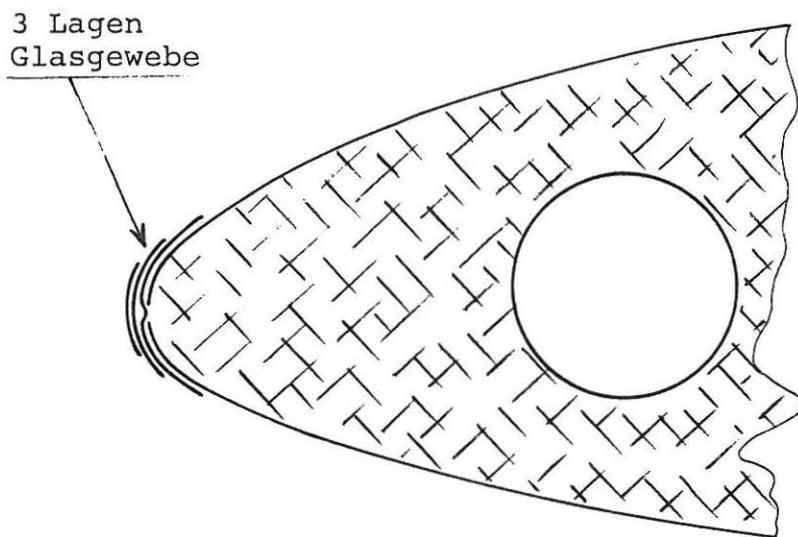


Fig. 4c Laminieren



Schnitt B-B

4.8.2 Riss-Schramme in Beplankung mit verletzter Schaumstoffrippe
(Fig. 5)

Erforderliches Material für die Reparatur

- (a) Lochrahmenblech (Fig. 5c), Werkstoff gemäss Ziffer 4.2/2, 50 bis 100 % dicker als Beplankung, auf Unterseite grundiert.
- (b) Deckel (Fig. 5d), Werkstoff wie Teil (a), gleich dick wie Beplankung, auf Unterseite grundiert.
- (c) Schaumstoff gemäss Ziffer 4.2/7.
- (d) Avdel-Nieten gemäss Ziffer 4.3/18.
- (e) Klebstoff gemäss Ziffer 4.3/12.

Arbeitsfolge

- Anhand des Deckels (Position b), Oeffnung auf Beplankung anzeichnen und ausschneiden (Fig. 5a). Schnittkanten egalalisieren, sorgfältig entgraten und leicht polieren.
- Defekte Schaumstoffrippe (Fig. 5b) egalisieren, wie in Fig. 5c dargestellt.
- Lochrahmenblech (Pos. a), welches im Bereich der Nasenpartie etwas vorgeformt werden muss, einführen. Hiezu Rahmenblech etwas biegen oder, wenn nötig, an einer Stelle durchtrennen und spiralförmig einfahren.

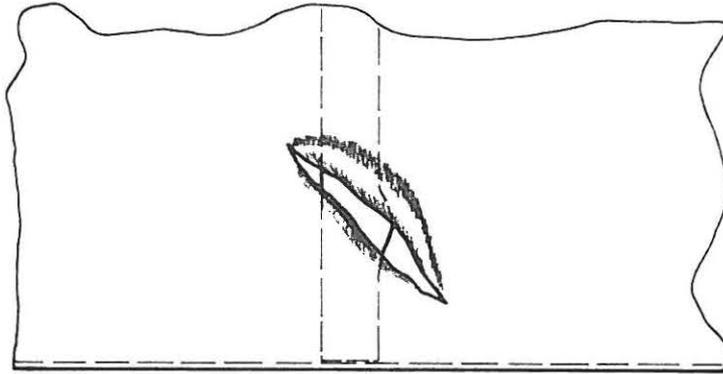


Fig. 5 Riss-Schramme in Beplankung
mit verletzter Schaumstoffrippe

Schnitt

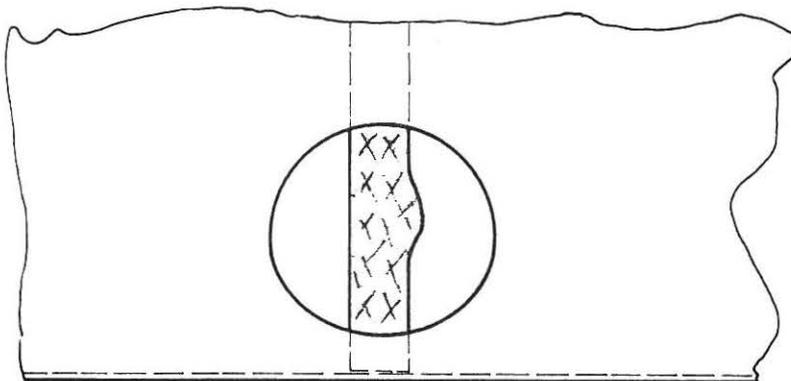
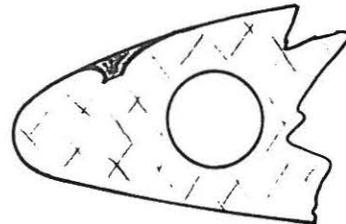
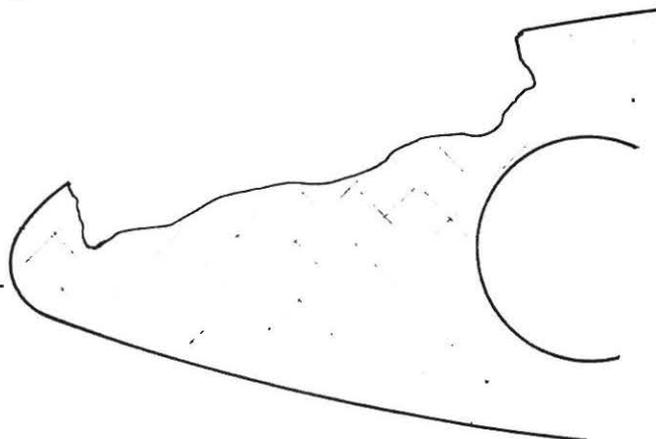


Fig. 5a Ausgeschnittenes Rund-
oder Langloch

Fig. 5b Defekte
Schaumstoff-
rippe



4.8.2 Fortsetzung

- Nietlöcher auf Beplankung anzeichnen, zusammen mit dem Rahmenblech bohren, ansenken und Bohrungen entgraten.
- Kontaktflächen Lochrahmen-Beplankung für Klebung vorbereiten, d.h. leicht überschleifen und reinigen mit Lösungsmittel (Ziffer 4.3/14).
- Lochrahmenblech einkleben und vernieten (Fig. 5c).
- Ergänzungsstück zu Schaumstoffrippe einpassen und mit Rippe verkleben (Fig. 5d).
- Nach Aushärtung des Klebstoffes, Oberkante des Schaumstoff-Einsatzes auf Kontur abrichten.
- Mit Deckel in Position, Nietlöcher bohren, ansenken und Bohrungen entgraten.
- Bohrspäne entfernen (Staubsauger).
- Kontaktflächen Deckel-Lochrahmen und -Rippe für Klebung vorbereiten, Deckel verkleben und sofort vernieten.
- Deckanstrich nach Abschnitt 3.3.

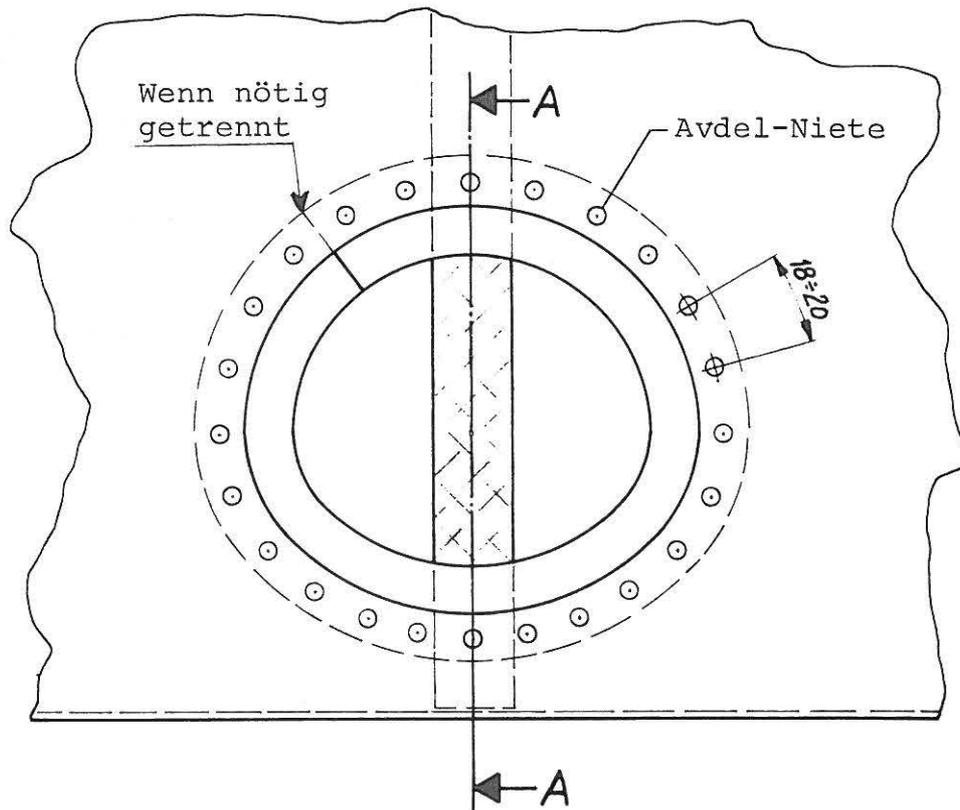
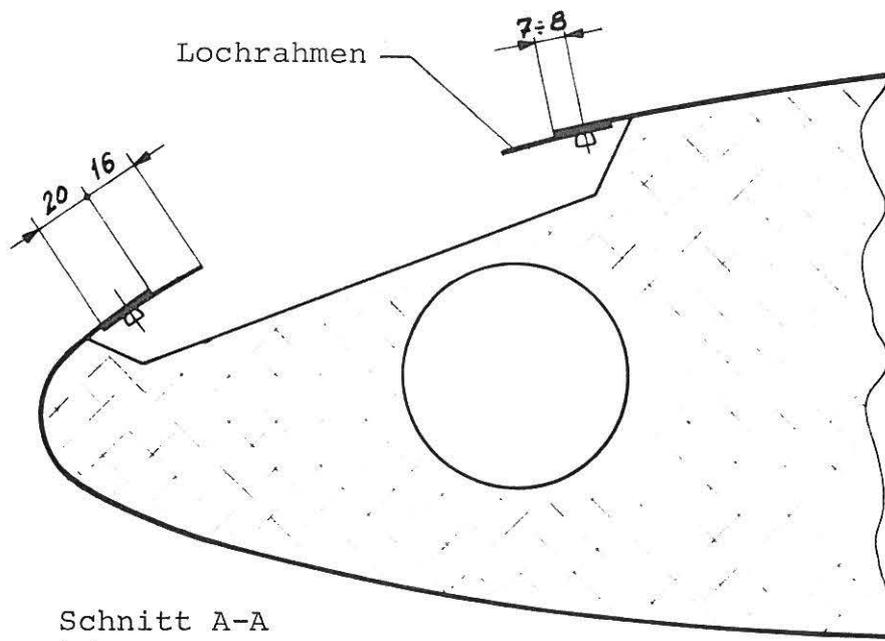


Fig. 5c Egalisieren der
Schaumstoffrippe und
Einnieten des Lochrahmens



Schnitt A-A

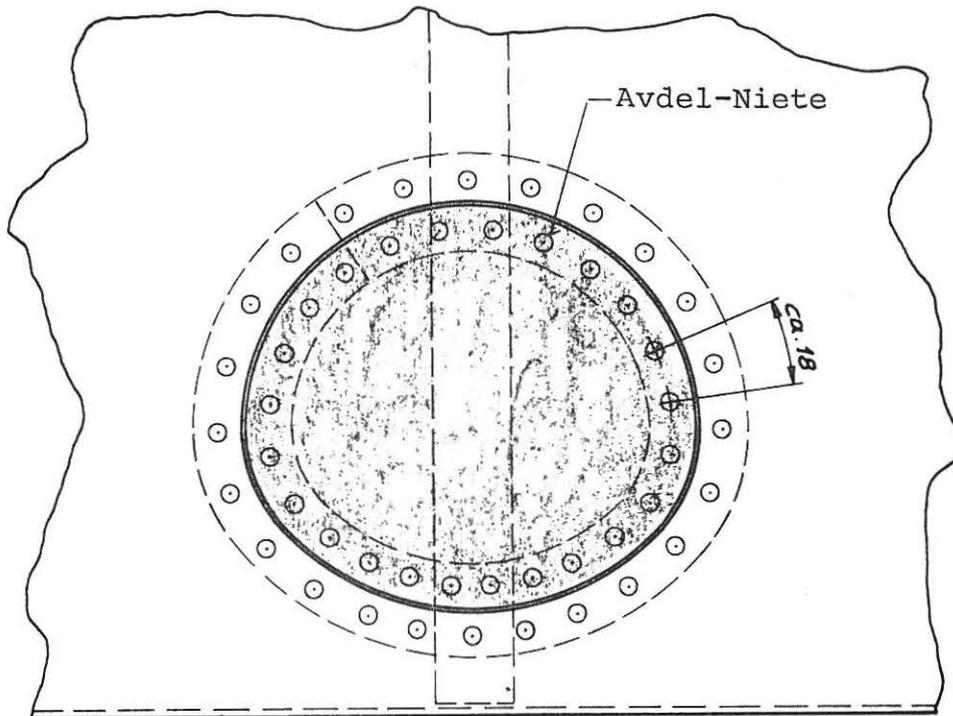
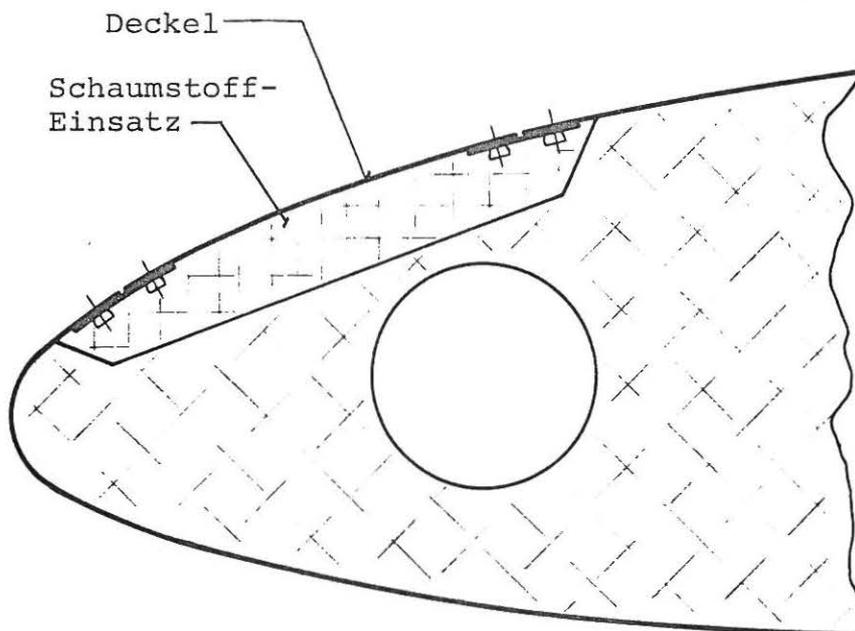


Fig. 5d Reparatur der Schaumstoffrippe,
Einnieten des Deckels



4.8.3 Riss-Schramme in Beplankung mit deformierter Metallrippe

(Fig. 6)

Erforderliches Material für die Reparatur

- (a) Lochrahmenblech (Fig. 6c), Werkstoff gemäss Ziffer 4.2/2, 50 bis 100 % dicker als Beplankung.
- (b) Deckel (Fig. 6c), Werkstoff gemäss Ziffer 4.2/2, gleich dick wie Beplankung, auf Unterseite grundiert.
- (c) Rippen-Verstärkungsblech (Fig. 6b), Werkstoff Al-Mg-Si 1 halbhart, 1 mm dick.
- (d) Futterblech (Fig. 6c), Werkstoff und Blechstärke wie Position (a).
- (e) Avdel-Nieten gemäss Ziffer 4.3/18.
- (f) Klebstoff gemäss Ziffer 4.3/12.

Arbeitsfolge

- Anhand des Deckels (Position b) Oeffnung auf Beplankung eänzeichnen und ausschneiden (Fig. 6a). Schnittkanten egalisieren, sorgfältig entgraten und leicht polieren.
- Defekten Teil der Metallrippe ausschneiden, wie in Fig. 6a dargestellt. Schnittkanten bearbeiten wie oben beschrieben.

Fig. 6 Riss-Schramme mit
verletzter Metallrippe

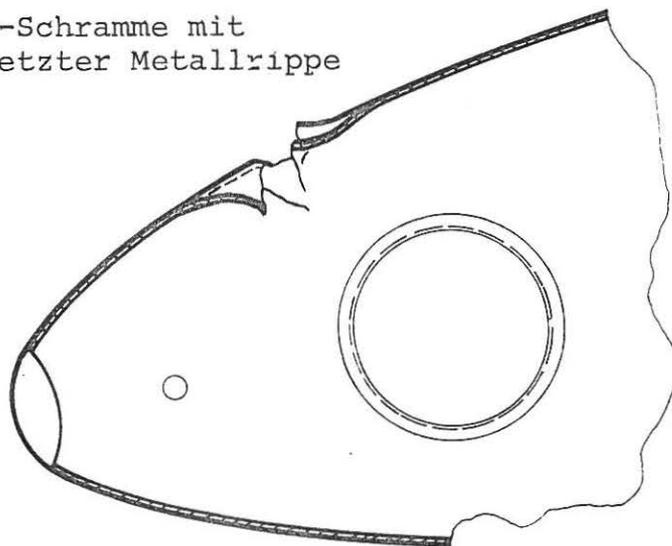


Fig. 6a Ausschnitt in
Beplankg. u. Rippe

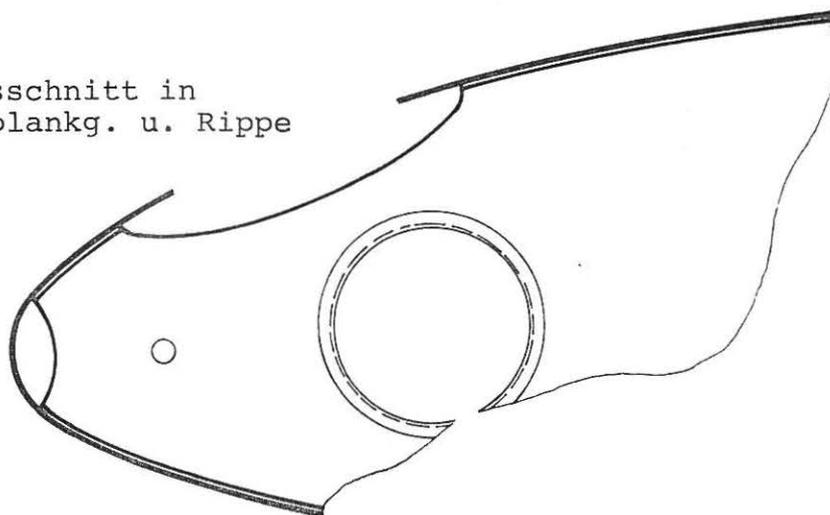
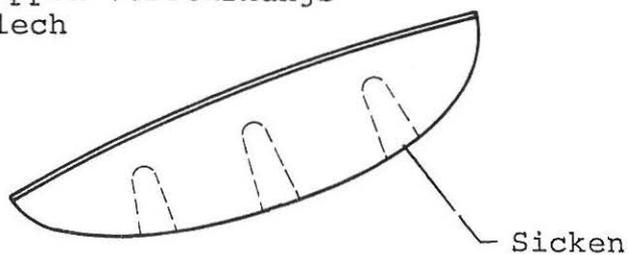


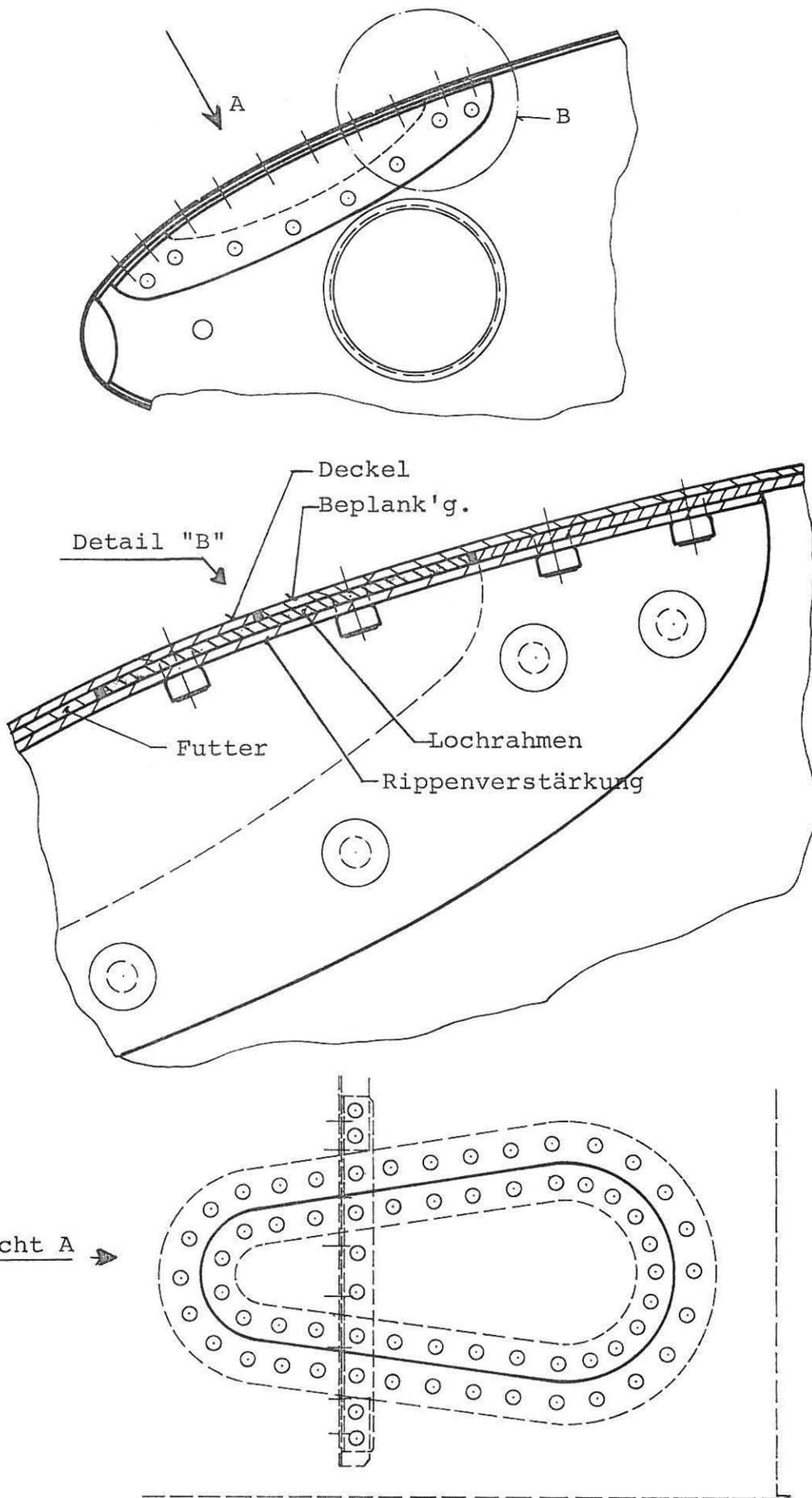
Fig. 6b Rippen-Verstärkungs-
blech



4.8.3 Fortsetzung

- Lochrahmenblech (Fig. 6c), welches im Bereich der Nasenpartie etwas vorgeformt werden muss, einführen. Hierzu Rahmenblech etwas biegen oder notfalls an einer Stelle durchtrennen und spiralförmig einfahren.
- Nietlöcher für Lochrahmen auf Beplankung anzeichnen und vorbohren.
- Rippen-Verstärkungsblech (Fig. 6b) anfertigen, einpassen und vorbohren. Nietrandabstand mind. 7 mm.
- Futterblech und Deckel (Fig. 6c) vorbohren.
- Nachdem alle Nietlöcher vorbohrt und angesenkt sind, Bohrungen entgraten und Bohrspäne entfernen.
- Alle Teile für die Klebung vorbereiten, d.h. Kontaktflächen leicht schleifen und gründlich entfetten.
- Alle Teile zusammen verkleben und sofort vernieten.
- Deckanstrich nach Abschnitt 3.3.

Fig. 6c



4.8.4 Beule in Rumpfbeplankung (Fig. 7)

Eine Beule in der Rumpfbeplankung zwischen Spant 1 und 5 kann mit dem Hammer herausgeklopft werden, da diese Partie von innen zugänglich ist.

Der Radius des Holz- oder Gummihammers sollte etwas kleiner sein als die Krümmung der Rumpfkantur. Der Hartholz-Gegenhalter mit abgerundeten Kanten ist plan.

Im hinteren, von innen nicht zugänglichen Teil des Rumpfes muss analog Beispiel 4.8.1 (Fig. 4) repariert werden.

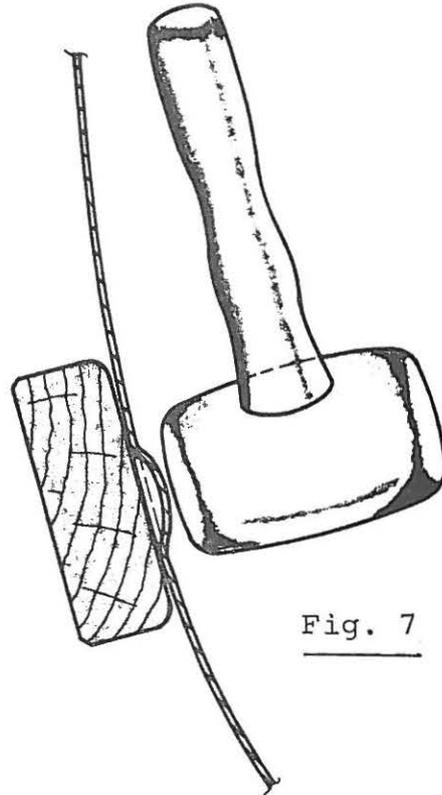


Fig. 7

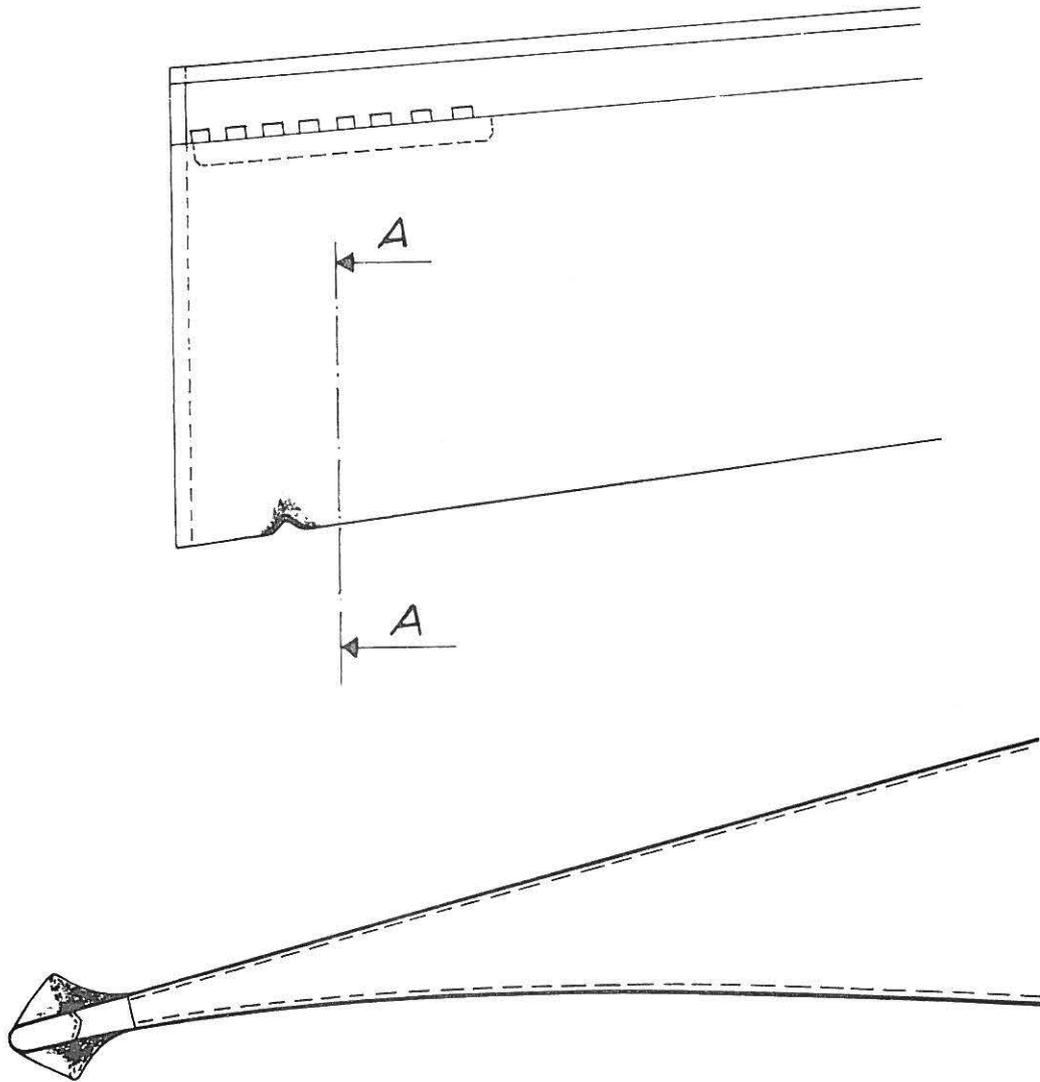
4.8.5 Stauchung einer Ruder-Hinterkante (Fig. 8)

Erforderliches Material für die Reparatur

- (a) Schaumstoff-Stück gemäss Ziffer 4.2/7.
- (b) Deckblech 0,5 mm aus Werkstoff gemäss Ziffer 4.2/2.
- (c) Pop-Nieten.
- (d) Klebstoff nach Ziffer 4.3/12.

Arbeitsfolge

- Gestauchte Partie halbkreisförmig ausschneiden und Schaumstoff-Stück (Position a) einpassen und kleben, wie in Fig. 8a dargestellt. Schaumstoff-Stück während des Aushärtens in geeigneter Weise fixieren.
- Deckblech (Position b) in die entsprechende Form biegen und an Reparaturstelle anpassen (Fig. 8b). Kanten anfasen (Detail C).
- Mit dem Deckblech in Position, Nietlöcher bohren, ansenken und entgraten.
- Kontaktflächen Deckblech-Ruderbeplankung für die Klebung vorbereiten, Deckblech kleben und sogleich vernieten.
- Nach dem Aushärten des Klebers die vorstehenden Stahlstifte der Pop-Nieten abschleifen.



Schnitt A-A

Fig. 8 Stauchung einer Ruder-Hinterkante

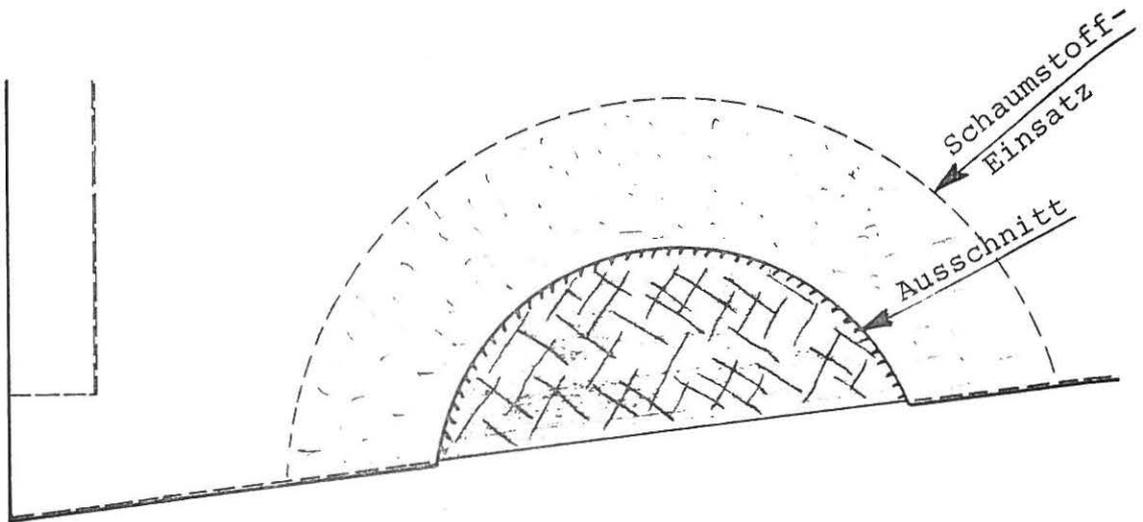


Fig. 8a

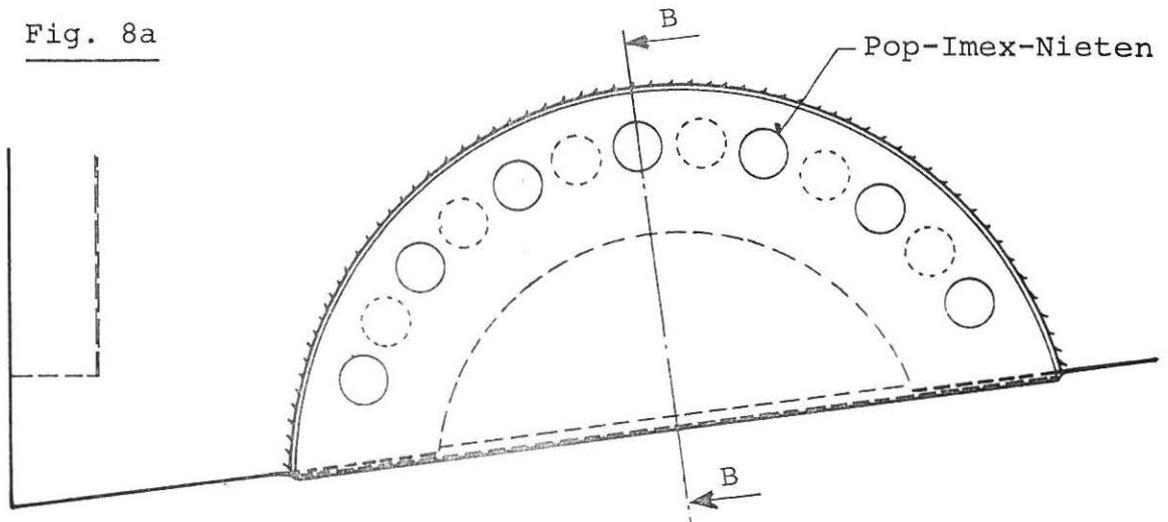
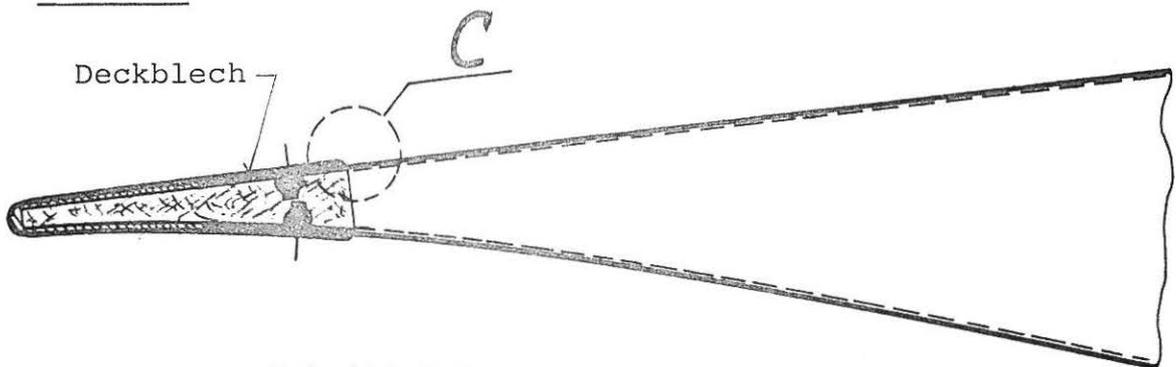
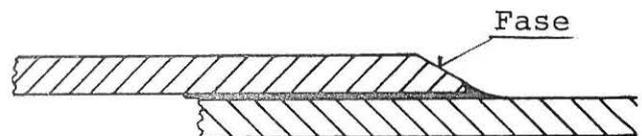


Fig. 8b



Schnitt B-B



Detail "C"

4.8.6 Stauchung des Kieles an Rumpf-Unterseite (Fig. 9)

Erforderliches Material für die Reparatur

- (a) Zwei Blechstreifen für Verstärkungswinkel je 0,8 x 50 mm (Länge nach Bedarf), Werkstoff gemäss Ziffer 4.2/2.
- (b) Eine Kielleiste, Flachprofil 3 x 15 mm (Länge nach Bedarf), Werkstoff gemäss Ziffer 4.2/5.
- (c) Rundkopf-Nieten 3,0 mm, Art.No. 939.16.81.281.
- (d) Avdel-Nieten gemäss Ziffer 4.3/18.

(Werkzeug gemäss Fig. 9a/9b)

Arbeitsfolge

- Kielleiste zwischen den Rumpfbördeln im Bereich der Deformation entfernen durch vorsichtiges Abbohren (2,5 mm Bohrer) und ausfeilen.

Achtung

Bepankungsbördel dabei nicht verletzen.

- Mit Gegenhalter-Werkzeug (Fig. 9a) zwischen die Rumpfschalen einfahren und, durch Ziehen und gleichzeitiges Klopfen mit Holz- oder Gummihammer auf die gestauchte Partie, Rumpfwand in die ursprüngliche Form zurückarbeiten.

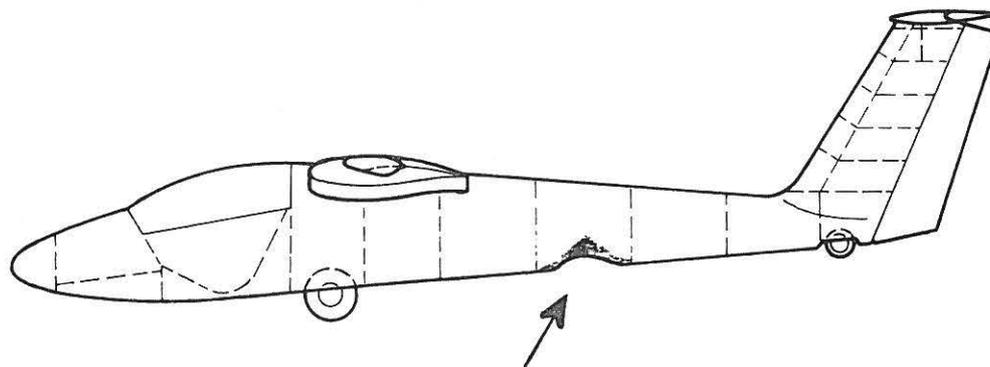
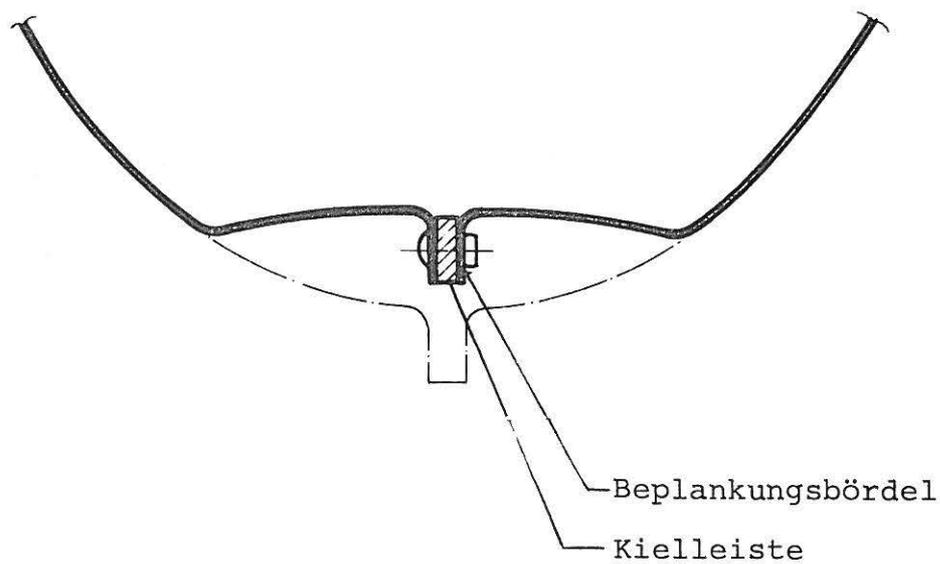


Fig. 9 Stauchung an Rumpf-Unterseite

Schnitt



4.8.6 Fortsetzung

- Verstärkungswinkel nach Fig. 9b, sowie Kielleiste anfertigen, anpassen und Nietlöcher für 3mm Nietdurchmesser bohren (Fig. 9c).
- Alle Kontaktflächen der Nietverbindungen für Klebung vorbereiten, d.h. leicht schleifen und reinigen mit Lösungsmittel.
- Teile gemäss Fig. 9c verkleben und sofort vernieten.

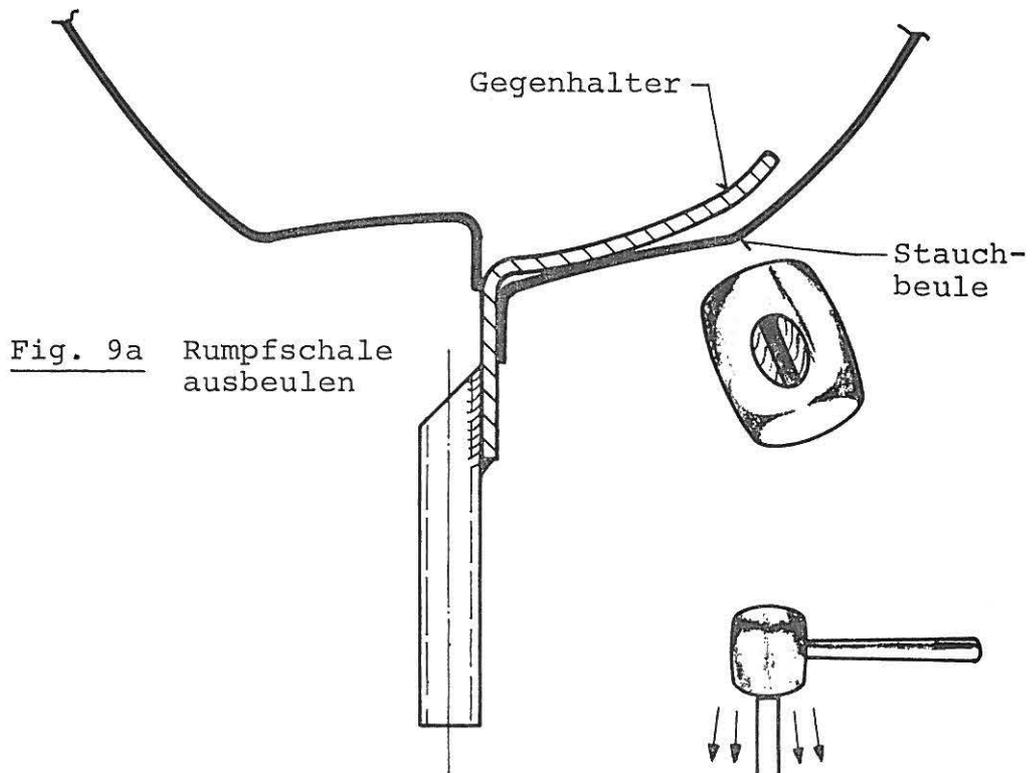
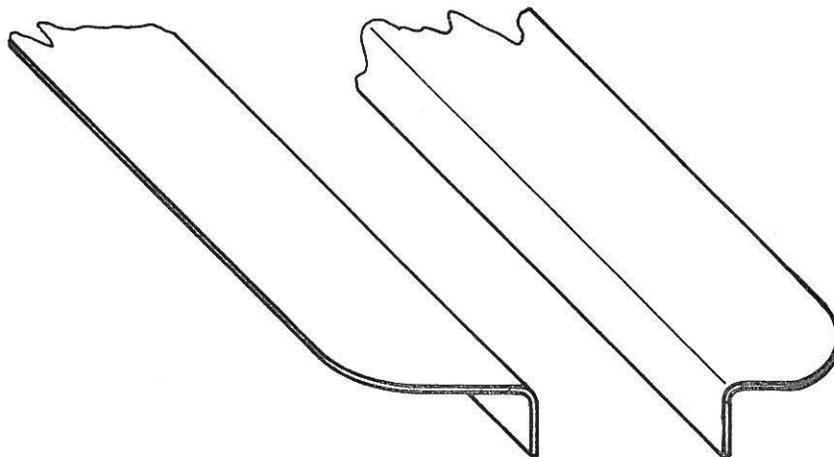
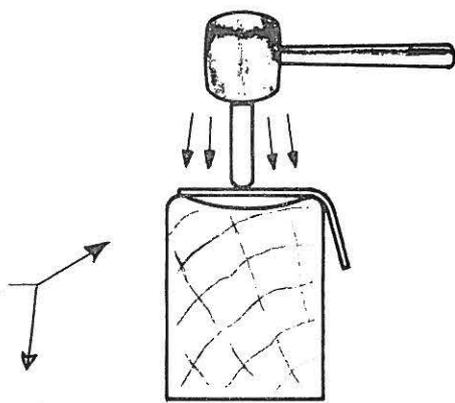
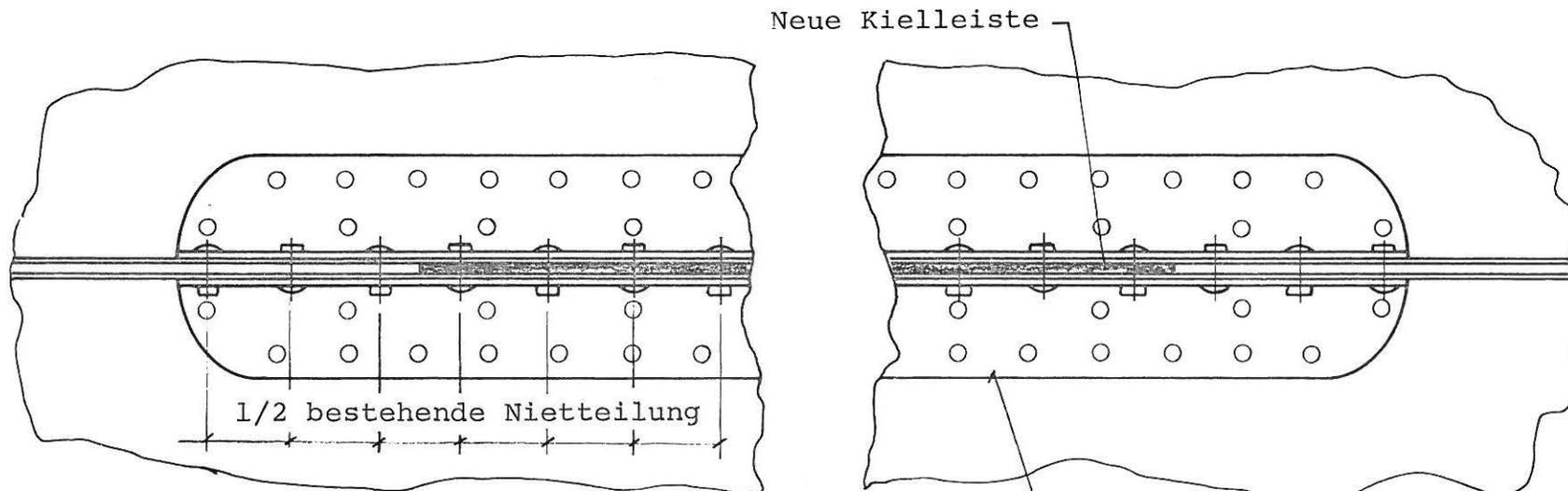


Fig. 9a Rumpfschale ausbeulen

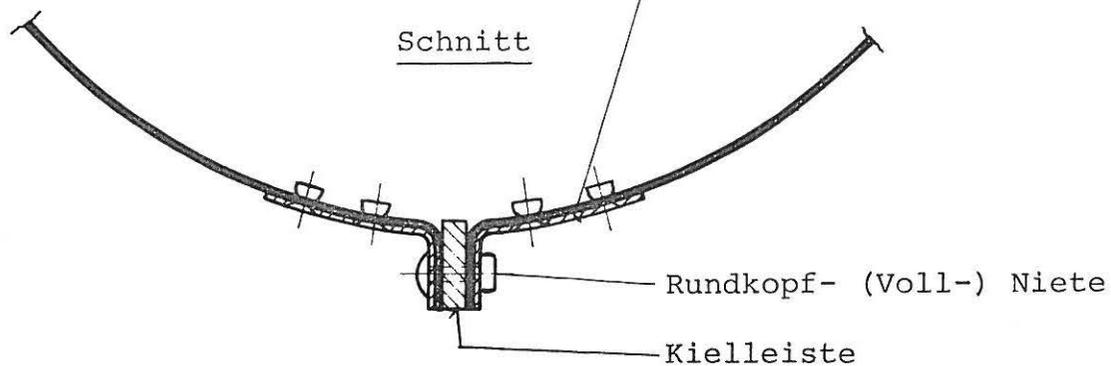
Fig. 9b Anfertigen der Verstärkungswinkel





Verstärkungswinkel

Fig. 9c Montage und Vernietung
der Verstärkungswinkel



Alle Kontaktflächen geklebt

4.8.7 Ueberbrückung eines Struktur-Profiles

Im Falle, dass ein Rumpf-Stringer oder ein Holmgurt-Profil im äusseren Flügel-Bereich aus irgendeinem Grund (z.B. durch Korrosion, Kerbe oder Knickung) geschwächt sein sollte, muss der betreffende Strukturteil überbrückt werden durch Einnieten (und Kleben) eines Verstärkungsprofiles.

Hierzu muss in den meisten Fällen irgendwo ein Handloch angebracht werden. Im Falle von Korrosion zwischen Profil und Beplankung ist dieses Handloch über der korrodierten Stelle des Profils zu schneiden, um die Antikorrosionsbehandlung (Ziffer 3.4.2) durchführen zu können.

Anmerkung

Holmgurte im inneren Flügelbereich, wo bereits Doppel eingietet sind, können amateurmässig nicht repariert werden. In einem solchen - nicht zu erwartenden - Falle ist das Herstellerwerk zu konsultieren.

Die Abbildungen 10 und 11 zeigen Beispiele von Ueberbrückungen eines Rumpf-Stringers bzw. Holmgurt-Profiles, deren Querschnitte bis zu 20 % geschwächt sind. Beträgt die Querschnitts-Reduktion mehr als 20 %, so genügt die dargestellte Verstärkung nicht und der Fall muss durch einen Statiker (Herstellerwerk) beurteilt werden.

Fig. 10 Ueberbrückung eines Rumpfstringers

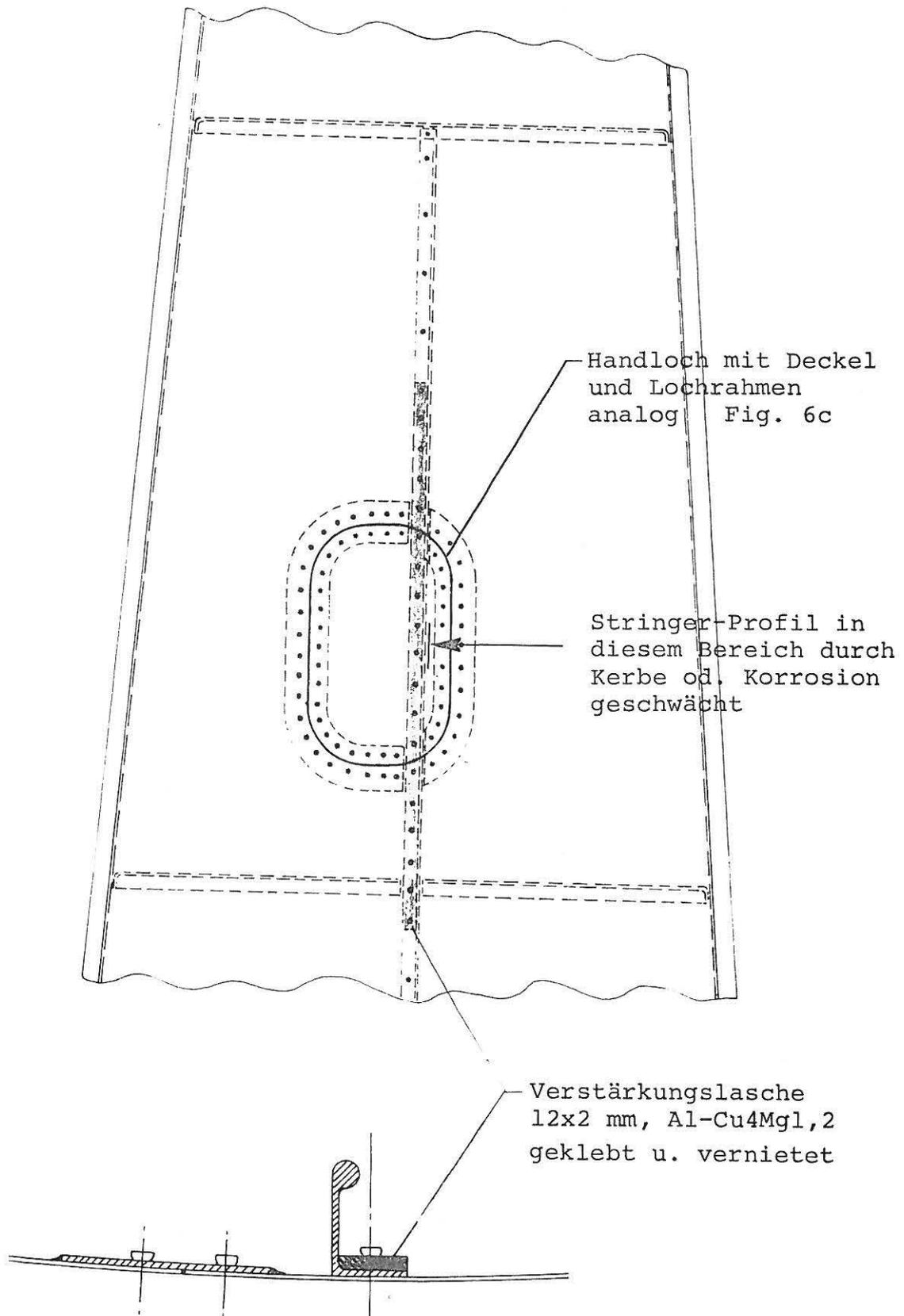
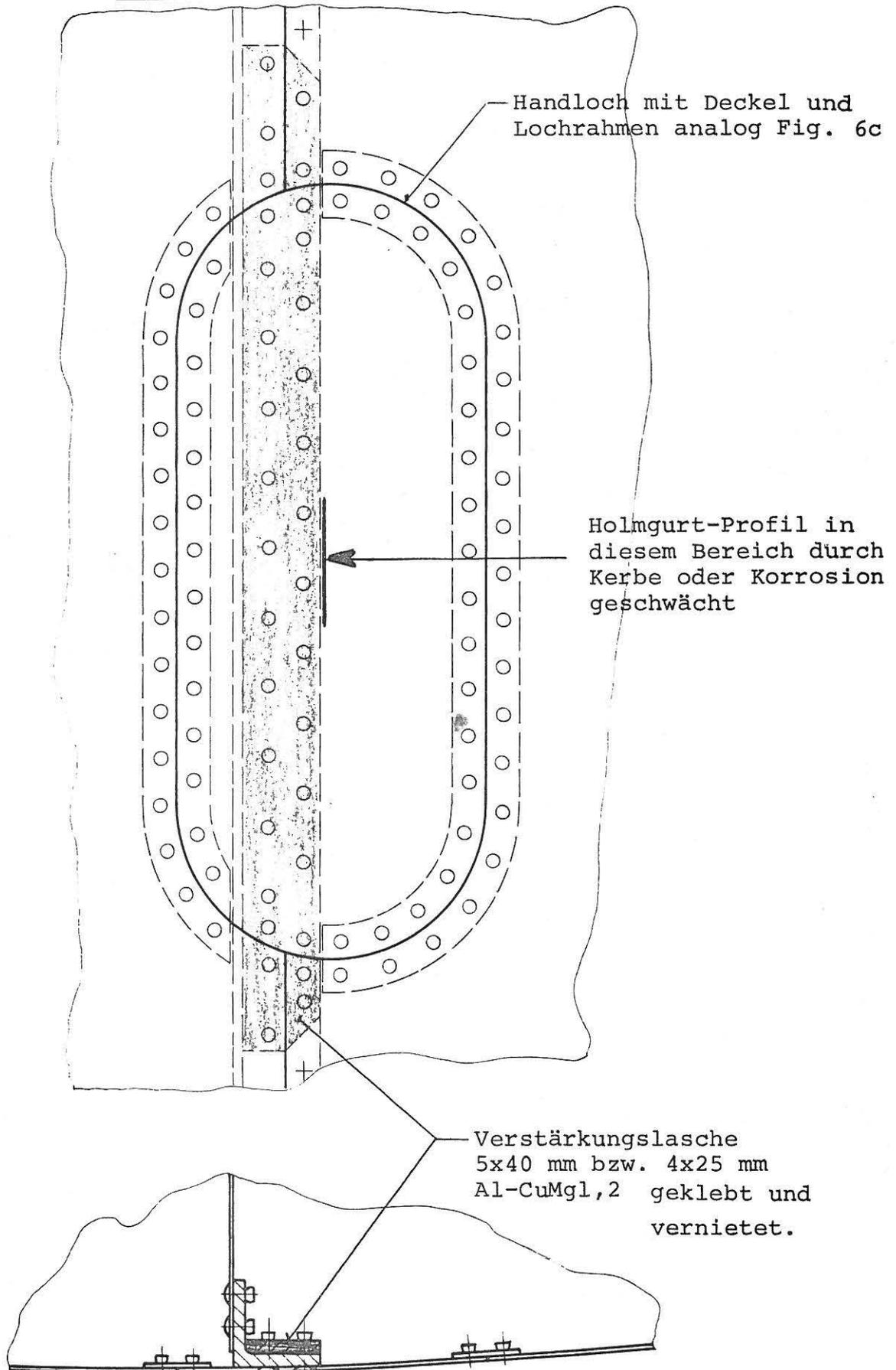


Fig. 11 Ueberbrückung eines Holmgurtes



4.8.8 Anbringen einer Handöffnung (Fig. 12)

Falls Zugänglichkeit zu irgendeinem Teil in Rumpf, Flügel oder Leitwerk geschaffen werden müssen und eine periodische Ueberwachung oder Wartung dieses Teiles (z.B. Anti-korrosionsbehandlung) erforderlich ist, kann in der Beplankung eine oder mehrere Handöffnungen angebracht werden. Für den Ausschnitt ist ein Feld zwischen den Rippen oder Spanten zu wählen, wobei ebenfalls die Schaumstoffrippen zu berücksichtigen sind, welche anhand des Stationsplans im Anhang und/oder durch Abklopfen lokalisiert werden können. Die notwendigen Teile gemäss nachfolgender Liste können von unserer Firma bezogen werden.

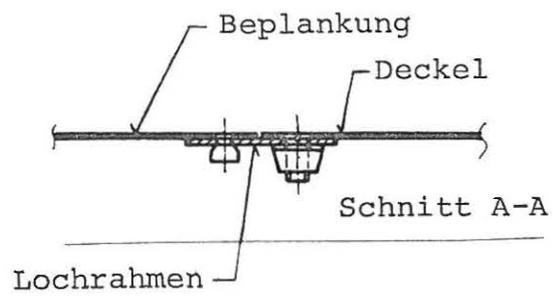
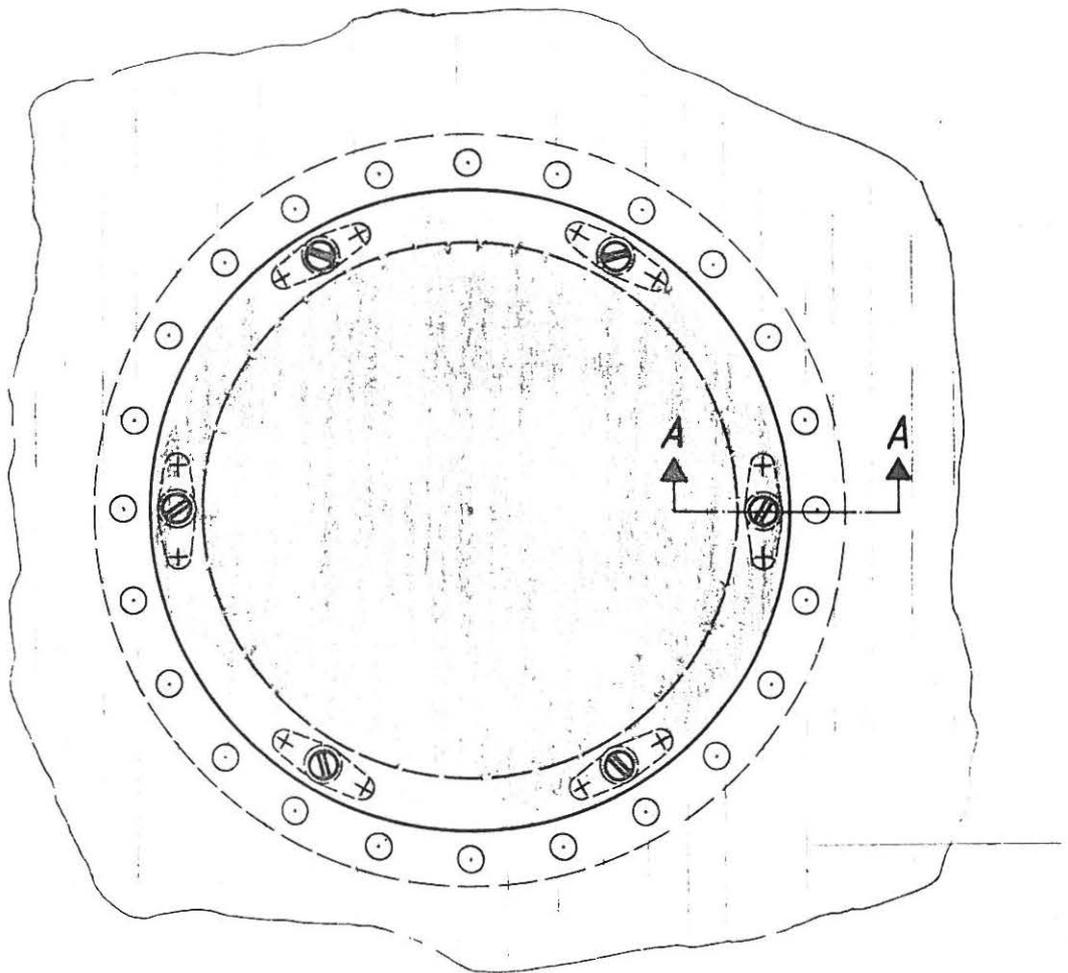
Erforderliches Material

- (a) Deckel, Art.No. 110.65.11.009
- (b) Lochrahmen mit Anniemuttern, Art.No. 111.35.11.195
- (c) 6 Senkschrauben, Art.No. 933.45.16.126
- (d) 15 Avdel-Nieten 4022-0407, Art.No. 939.35.80.903
- (e) Klebstoff (Ziffer 4.3/12)

Anmerkung

Ein gleicher Handlochdeckel ist an der Flügel-Unterseite beim Querruder-Umlenkhebel installiert.

Fig. 12 Handlochdeckel in Beplankung



4.8.8 Fortsetzung

Arbeitsfolge

- Oeffnung (Durchmesser 130 mm) anhand des Deckels Art.No. 110.65.11.009 auf Beplankung anzeichnen und ausschneiden. Schnittkanten egalisieren, entgraten und leicht polieren; anschliessend mit Primer streichen.
- Mit Lochrahmen Art.No. 111.35.11.195 als Bohrschablone, Nietlöcher auf Beplankung übertragen und ausbohren.
- Lochrahmen soweit als nötig durchbiegen, damit einfahren und wieder auf Form richten.
- Klebeflächen an Lochrahmen und Beplankung-Innen-seite vorbereiten, d.h. leicht überschleifen und reinigen mit Lösungsmittel (Ziffer 4.3/17).
- Lochrahmen mit Beplankung verleimen und sofort vernieten.
- Klebstoff (solange noch weich) an Auflagefläche des Deckels entfernen.
- Bohrspäne entfernen.
- Nach Aushärtung des Klebstoffes Deckel montieren und Partie mit Deckfarbe spritzen.

4.8.9 Auswechseln des Rumpfbuges

Sollte bei einer Havarie die Rumpfnase (Bug) aus GFK stark beschädigt sein, so empfiehlt es sich, diese durch eine neue zu ersetzen. (Dieser Teil ist inkl. Staurohr-Halterung und Ausgleichsflaschen-Lagerung erhältlich, vergl. Ersatzteil-Katalog).

Arbeitsfolge

- Bestehenden Bug ca. 2 cm vor Spant 1 mit einer Holzsäge abtrennen.
- Nieten abbohren und verbleibenden Ring vorsichtig aufschneiden und entfernen.
- Auflagefläche am Spant von restlichem Klebstoff säubern und gründlich entfetten.
- Anschluss-Fläche am neuen Bug mit Schleifpapier aufrauen, anschliessend entstauben und entfetten.
- Nietlöcher vom Spant auf neuen Bug übertragen und ansenken.
- Neuen Bug auf Spant kleben (Ziffer 4.6) und vernieten mit Pop- oder Avdel-Nieten.
- Uebergang Bug-Rumpf verspachteln (Ziffer 3.2/d), Primer und Decklack spritzen gemäss Abschnitt 3.3.

4.8.10 Riss in Kabinenhaube

Ein Riss im Plexiglas kann wie folgt repariert werden:

- Rissende abbohren; am besten mit einem nahezu rot-warmen Draht herausschmelzen (sonst Bohrloch sorgfältig entgraten).
- Mit Hilfe eines Dreikantschabers oder einer Feile Riss zu einer V-Kerbe ausweiten.
- Auf Rückseite der Kerbe Maskenband aufkleben.
- Kanten mit Chloroform (wenn vorhanden) bepinseln und V-Kerbe mit einem Plexiglas-Kleber (Ziffer 4.3 Position 13) ausfüllen, in mehreren Arbeitsgängen mit etwa halbstündigen Trocknungsintervallen.
- Nach etwa achtstündiger Aushärtezeit kann Naht verputzt werden (schleifen und am Schluss mit Lammfell schwabbeln).

4.8.11 Spalt-Abdeckbänder über Querruder und Höhenruder

Bei der Erneuerung dieser Abdeckbänder (Ziffer 4.2/10) ist wie folgt vorzugehen:

- Klebefläche gründlich reinigen und entfetten mit Lösungsmittel.
- Ruder vollständig absenken.
- Selbstklebende Teflon-Folie aufziehen und kräftig andrücken.
- Während das Ruder langsam etwas angehoben wird, die Teflon-Folie in den Spalt falzen (z.B. mit dem Fingernagel). Damit erreicht man, dass die Folie über dem Spalt nach innen (statt nach aussen) knickt, wenn das Ruder nach oben bewegt wird.

Anmerkung

Bei der Gelegenheit der Erneuerung der Ruderspalt-Abdeckungen empfiehlt es sich, die Scharniere zu ölen. Hierzu ist ein dünnflüssiges Maschinenöl zu verwenden.

4.8.12 Flügel-Endscheiben

Die Befestigung der Flügel-Endscheiben (4.2/9) ist an den Flugzeugen der ersten Serie nicht einheitlich. An einigen Flugzeugen sind sie vernietet, später mit Parker-Schrauben befestigt.

Wenn die Gewindelöcher dieser Blechschrauben ausgeschlagen sein sollten oder die Endscheiben zufolge Abnützung ersetzt werden müssen, können Uebermass-Blechschrauben verwendet werden.

Bei Ersatz-Bestellung sollte die auf der Innenseite aufgedruckte Art.No. angegeben werden.

4.8.13 Kerben in Strukturteilen

Die Leichtmetall-Beschläge der Rumpf-Flügel-Verbindungen können bei unsorgfältigem Auf- und Abrüsten verletzt werden. Eine Kerbe an einem solchen hochbeanspruchten Strukturteil kann jedoch im Extremfall zu einem Ermüdungsbruch führen, weshalb bei der täglichen Kontrolle auf solche Schäden besonders zu achten ist.

Eine Verletzung dieser Art ist sobald als möglich mit Feile, Schleif- und Polierleinen auslaufend herauszuarbeiten, wobei grösstmögliche Oberflächenfeinheit anzustreben ist. Die Reduktion des Querschnittes ist dann zu kontrollieren; zulässig ist eine Abminderung pro Schnitt von 5 %.

Die bearbeitete Partie ist anschliessend mit Primer zu streichen.

4.8.14 Einkleben von Büchsen und Lagern

Alle Stahlbüchsen in Leichtmetall-Beschlägen (z.B. an den Flügelanschlusspunkten), sowie Kugel- und Gelenklager, sind mit einem Epoxid-Kleber gesichert.

Falls sich einmal ein solches Element lösen sollte, ist wie folgt vorzugehen:

- Teile komplett mit Lösungsmittel reinigen; Klebstoffreste mit Hilfe eines Leichtmetall-Schabers abkratzen und nochmals gründlich entfetten.
- Büchse oder Lager in Gehäuse mit Klebstoff (Ziffer 4.3/12) einsetzen.
- Um einwandfreies Fluchten der Büchsen zu gewährleisten, Original-Bolzen einstecken und in Position fixieren. Herausquellenden Klebstoff wo nötig entfernen.
- Klebe-Partie wenn möglich - bei Temperatur unter 20° unerlässlich - wärmen, z.B. mit Hilfe einer Infra-Lampe. Damit wird die Bindefestigkeit des Klebers erhöht und die Aushärtezeit verkürzt; die Klebung kann dann nach Ablauf von ca. 48 Stdn. beansprucht, d.h. die Flügel montiert werden.

5. Abnützungs-Toleranzen

5.1 Zulässiges Spiel im Steuersystem

5.1.1 Quersteuerung

Mit blockiertem Querruder sollte das Spiel am Steuerknüppel, gemessen an Oberkante Griff, nicht mehr als 10 mm betragen

5.1.2 Höhensteuerung

Mit blockiertem Höhenruder sollte das Spiel am Steuerknüppel, gemessen an Oberkante Griff, nicht mehr als 5 mm betragen

5.1.3 Seitensteuerung

Mit blockierten Seitensteuer-Pedalen ist der freie Weg (Spiel) am Seitenruder an der im Flughandbuch Ziffer 5.3 bezeichneten Stelle zu messen. Dieser Wert sollte 10 mm nicht überschreiten.

5.1.4 Weisungen für Reparaturen

Bei Ueberschreitung der oben festgelegten Grenzwerte sind die Lager und Verbindungselemente der betreffenden Steuerorgane, Knüppel, Pedale, Umlenkhebel und Stosstangenköpfe auf Spiel zu überprüfen und die extrem abgenützten Elemente zu ersetzen.

Anschliessend ist die Steuerung anhand der Vorschrift Abschnitt 2 dieses Handbuches neu einzustellen.

5.2 Zulässiges Spiel der Flügel- und Höhenflossen- Anschlussbolzen

In der Tabelle der folgenden Seite sind die Masse mit den Fabrikationstoleranzen und dem maximal zulässigen Spiel angegeben. Letzteres bezieht sich auf die Stelle der grössten Exzentrizität.

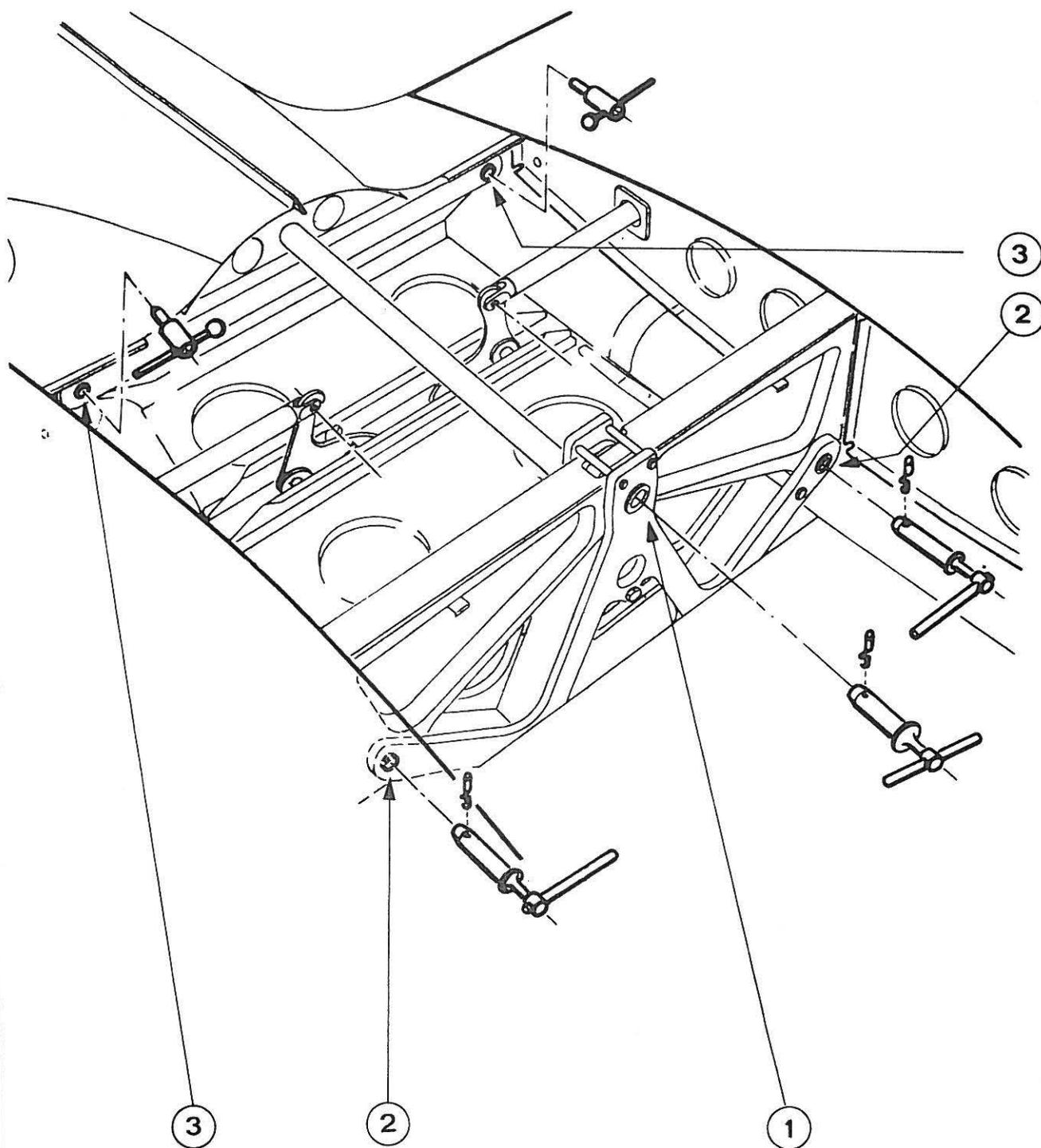
Falls das zulässige Spiel einer Anschluss-Stelle überschritten ist, empfiehlt es sich, die Büchsen oder die Bolzen zusammen mit den Büchsen zu ersetzen; ebenfalls, wenn diese Teile irgendwelche Verletzungen oder Beanspruchungszeichen aufweisen sollten.

(Einkleben von Büchsen gemäss Abschnitt 4.8.14 dieses Handbuches).

Die Positions-Nummern der Tabelle beziehen sich auf die Abbildungen Fig. 13 und 14.

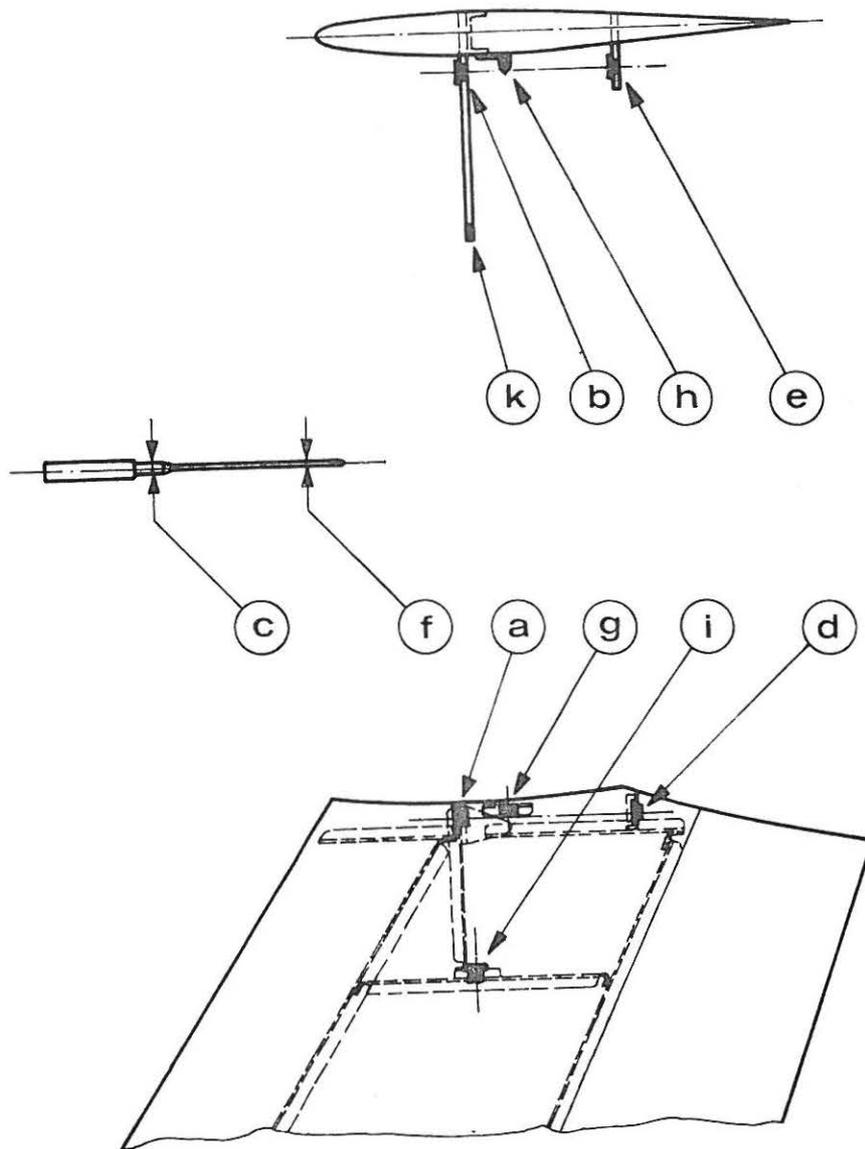
5.2 Fortsetzung

Pos.	Bauteil	Durchmesser (mm)		
		Fabrikation		Reparatur bei Spiel von
		Min.	Max.	
1	Flügelanschluss Spant 4 Mitte:			
	Bohrung in Holm-Büchsen	24,000	24,021	0,250
	Bohrung in Spant-Büchsen	24,000	24,021	
Bolzen	23,959	23,980		
2	Flügelanschluss Spant 4 aussen:			
	Bohrung in Holm-Büchsen	18,000	18,018	0,200
	Bohrung in Spant-Büchsen	18,000	18,018	
Bolzen	17,966	17,984		
3	Flügelanschluss Spant 5:			
	Bohrung in Holm-Büchsen	12,000	12,018	0,150
	Bohrung in Spant-Büchsen	12,000	12,018	
Bolzen	11,966	11,984		
4	Höhenflossen-Anschluss:			
	(a) Vord. Büchse an Seitenflosse	14,000	14,018	} 0,150
	(b) Vord. Büchse an Hauptholm	14,000	14,018	
	(c) Anschlussbolzen vorn	13,966	13,984	
	(d) Hint. Büchse an Seitenflosse	8,000	8,015	} 0,100
	(e) Hint. Büchse an Hilfsholm	8,000	8,015	
	(f) Anschlussbolzen hinten	7,972	7,987	
	(g) Zentrierflansch an Seitenfl.	8,000	8,015	} 0,200
	(h) Ob. Zentrierzapfen an Höhenfl.	7,972	7,987	
	(i) Zentrierbüchse in Seitenfl.	15,000	15,018	} 0,200
	(k) Zentrierbolzen an Höhenfl.	14,966	14,984	



Flügel-Anschlüsse

Fig. 13



Höhenflossen-Anschlüsse (Pos. 4)

Fig. 14

6. Massnahmen bei g- und V-Ueberschreitungen

6.1 Bestimmung der effektiven Lastvielfachen

Der Festigkeitsrechnung des Flugzeuges liegt ein Fluggewicht von 350 kp, mit den Lastfaktoren +7,0 und -4,79 zugrunde.

Die wirkliche Beanspruchung des Flugzeuges bei einer bestimmten angezeigten Beschleunigung (n_A) ist also abhängig vom Fluggewicht, und das für die Flugzeugstruktur massgebende Lastvielfache (n_E) errechnet sich dann angenähert wie folgt:

$$n_E = n_A \cdot \frac{G}{350}$$

n_A = angezeigte Beschleunigung
G = effektives Fluggewicht

Wenn während eines Fluges Beschleunigungen über der roten Marke (plus oder minus) aufgetreten sind, ist vorerst n_E nach obiger Formel zu ermitteln, und dieser Wert ist dann als die massgebende Beschleunigung in Rechnung zu setzen.

Anmerkung

Angezeigte Beschleunigungen während der Landung müssen in diesem Zusammenhang nicht in Betracht gezogen werden, und die obige Formel ist hierfür nicht anwendbar. Nach einer harten Landung muss in jedem Fall die Rumpfstruktur im Bereich des Haupt- und Heckrades auf Schäden überprüft werden.

6.2 Ueberschreiten der positiven Beschleunigungsgrenze

Die Strukturfestigkeit des Segelflugzeuges ist bis zu einem Lastvielfachen von +7 (bei 350 kp Fluggewicht) nachgewiesen. Bei Beschleunigungen bis +7g sind demnach keinerlei Schäden zu erwarten.

Bei Beschleunigungen über +7g (n_E) muss jedoch mit bleibenden Deformationen gerechnet werden, und zwar vermutlich zuerst in der Beplankung über dem oberen Holmgurt im Bereich der Rippe 2/3, später am Holmgurt selbst.

Weitere kritische Punkte sind: Flügelanschlussbolzen am Spant 4 und Vernietung des Spantes 4, sowie Flügel-Wurzelrippen und Beplankung Flügel-Unterseite zwischen Rippe 1 und 2.

In einem solchen Falle sind folgende Kontrollen durchzuführen:

- (a) Beplankung des ganzen Flugzeuges, sowie die Spante 4 und 5 und Flügel-Wurzelrippen auf Deformationsanzeichen: Falten, Beulen, Risse, lose oder verschobene Niete überprüfen, besonders im Bereich der Holme auf Flügel-Oberseite und des Rumpfes beim Spant 4.
- (b) Mit montierten Tragflächen, Symmetrie gemäss Formular Seite 85 ausmessen und Werte mit Original-Protokoll vergleichen.

Anmerkung

Das bei Neumontage des Flugzeuges erstellte Symmetrie-Protokoll (Prüfbericht No. 01496) befindet sich bei den Uebergabeakten. Falls das Original nicht mehr vorhanden sein sollte, kann ein Doppel im Herstellerwerk oder beim Eidg. Luftamt Bern angefordert werden.

- (c) Mit Steuerknüppel in Mittelstellung kontrollieren, ob beide Querruder und Höhenruder in Neutralstellung und nicht deformiert sind.
- (d) Beide Flügel demontieren und kontrollieren, ob sich alle Anschlussbolzen in gewohnter Weise ohne Hemmung verschieben lassen, speziell der mittlere Bolzen am vorderen Anschluss (Spant 4), ob die Bolzen keinerlei Beanspruchungszeichen aufweisen und alle Büchsen in den Beschlügen festsitzen.
- (e) Bei Demontage des Höhenleitwerkes analoge Kontrolle durchführen.

6.3 Ueberschreitung der negativen Beschleunigung

Die Strukturfestigkeit ist bis zu einem Lastvielfachen von 4,79 nachgewiesen. Bei Beschleunigungen bis zu diesem Wert sind demnach keinerlei Schäden zu erwarten.

Bei Beschleunigungen über $-4,8g$ (n_F) muss mit bleibenden Deformationen gerechnet werden. Kritisch ist dabei der untere Flügelholmgurt im Bereich der Rippe 2. Eine solche Deformation könnte von aussen als Erhebung identifiziert werden, und die gesamte Flügelunterseite muss in diesem Fall auf Anzeichen dieser Art sorgfältig untersucht werden. Sicherheitshalber sind aber noch die gleichen Kontrollen, wie unter Ziffer 6.2 (b) bis 6.2 (e) beschrieben, durchzuführen.

6.4 Ueberschreitung der Maximal-Geschwindigkeit

Die kritischen Partien bei Ueberschreitung der Maximal-Geschwindigkeit sind:

- die Rumpfheck-Bepplankung zwischen Spant 8a und 9, wo die Leitwerkkräfte eingeleitet werden (Faltenbildung).
- Die untere Flügelbepplankung zwischen Rippe 1 und 2 (Beulen der 0,5 mm Bepplankung und Ablösungen der Schaumstoff-Rippen).
- Flügel-Wurzelrippen (Stauchungen).

Anmerkung

Deformationen der Bepplankung am Rumpfheck können ebenfalls auftreten bei hartem Aufsetzen des Heckrades bei der Landung.

Im Falle einer Vmax-Ueberschreitung ist die gesamte Rumpf- und Leitwerk-Bepplankung, und ebenfalls die untere Flügelbepplankung speziell zwischen Mittelrippen 1 und 2, auf Beanspruchungsanzeichen zu kontrollieren und eine Symmetrie-Kontrolle (Ziffer 6.2/b) durchzuführen.

6.5 Beurteilung

Sofern sich bei diesen Kontrollen keine Anhaltspunkte über aufgetretene Deformationen zeigen, kann angenommen werden, dass das Flugzeug keinerlei Schäden genommen hat, und das Flugzeug kann freigegeben werden.

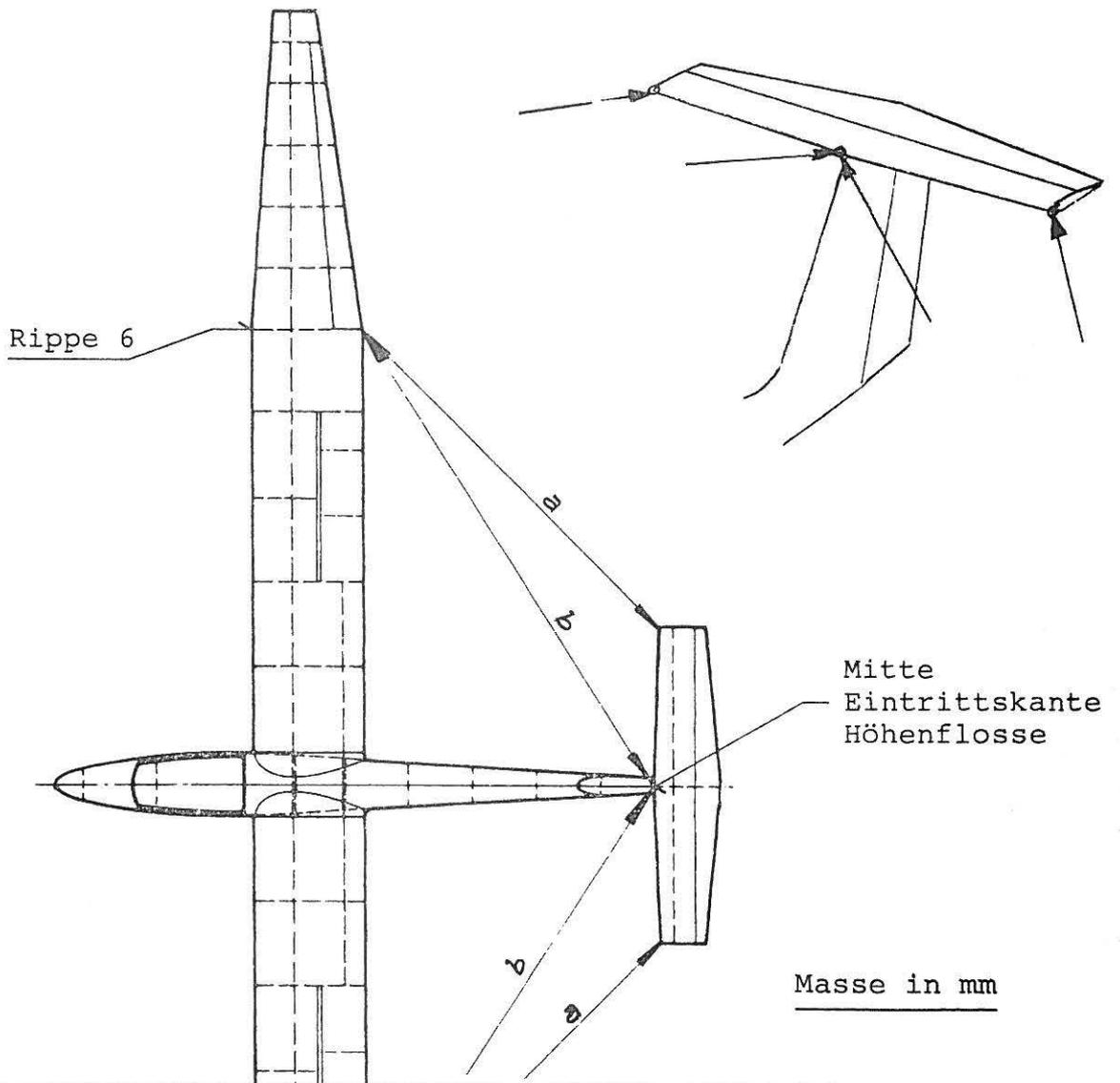
Eine Ueberschreitung des positiven g-Wertes verursacht vorerst bleibende Falten in der Bepankung über dem Flügelholm. Sofern dabei keine Risse aufgetreten sind, können diese Falten mit Hilfe eines bombierten Rollers (Holzwalze) "ausgebügelt" werden. Zusätzlich sind dann Cherry-Niete 1/8" an den Wölbungsstellen zu setzen.

Sollte jedoch der Holmgurt gestaucht sein (was durch Symmetrie-Kontrolle festgestellt werden kann), müsste das Herstellerwerk benachrichtigt werden.

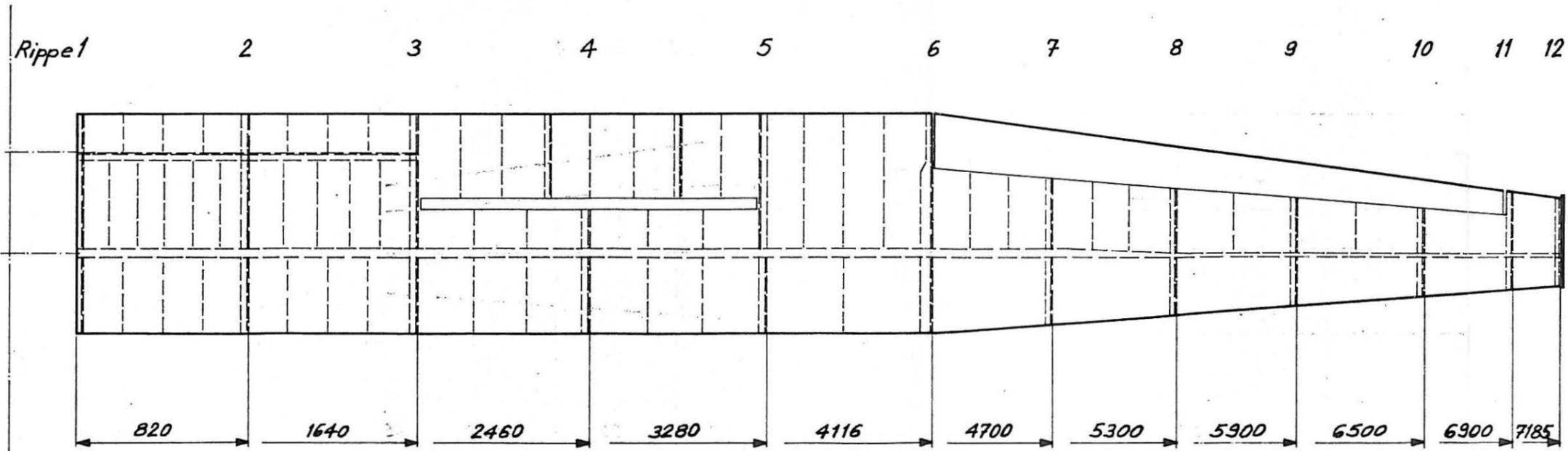
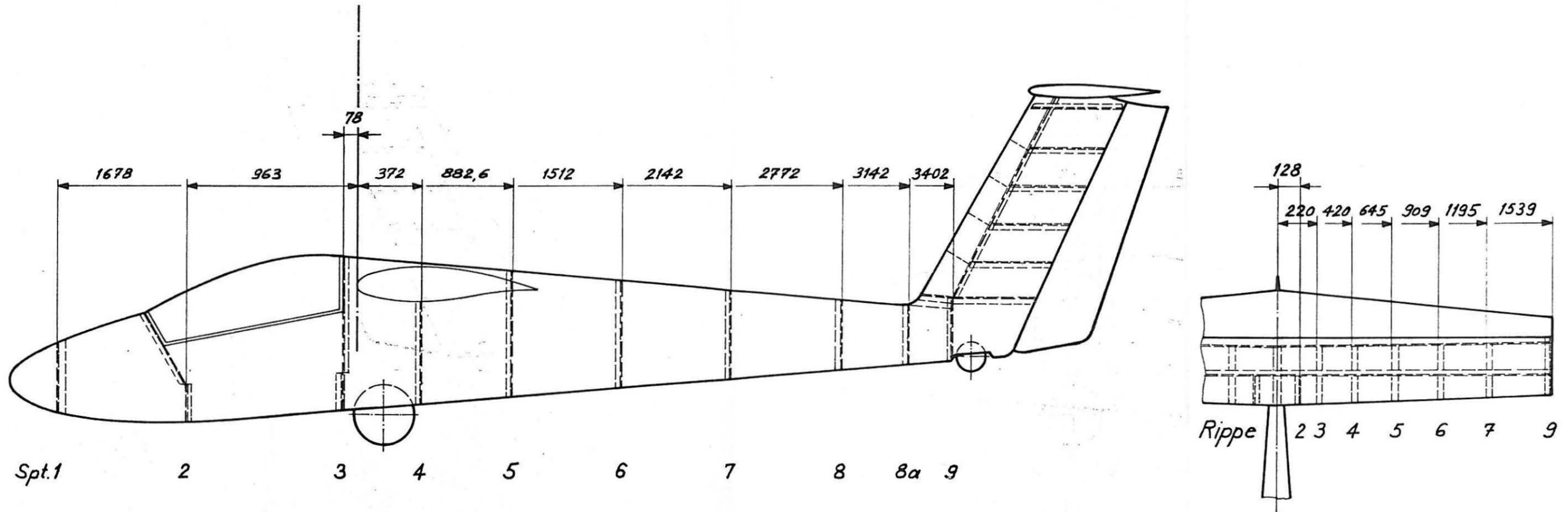
Symmetrie - Kontrolle

Werk No. _____

Immatr. _____



Links		Rechts		Datum	Visum
a	b	a	b		



Stationenplan