



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Helikopters SA 315B "Lama" HB-XLC
der HELISWISS AG
vom 14. August 1988
bei der Coaz-Hütte, W Rosenegg-Gletscher/GR

RESUME

Le 14 août 1988, l'hélicoptère HB-XLC décolle de la place d'atterrissage sise à proximité de la cabane Coaz (Val Roseg/GR); son pilote est accompagné de quatre passagers. Peu après avoir quitté le sol, le pilote ne parvient plus à commander l'hélice anticouple. L'hélicoptère tourne autour de son axe, heurte le sol, puis glisse vers le bas de la pente. Il se renverse finalement sur le côté, à quelques mètres d'un précipice.

Le pilote est grièvement blessé et les quatre passagers le sont légèrement. L'hélicoptère est détruit.

Il n'y a pas d'autres dégâts.

Cause

L'accident est dû au fait que la commande de l'hélice anticouple avait antérieurement subi un dommage dont l'origine n'a pas pu être déterminée.

0. ALLGEMEINES

0.1 Kurzdarstellung

Am 14. August 1988 startete der Pilot mit dem Helikopter HB-XLC und vier Passagieren an Bord vom Helikopterlandeplatz der Coaz-Hütte zu einem Passagiertransportflug. Unmittelbar nach dem Abheben verlor der Pilot die Kontrolle über die Heckrotorsteuerung und der Helikopter stürzte ab.

Der Pilot wurde schwer, die Insassen leicht verletzt. Der Helikopter wurde zerstört.

Es entstand kein Drittschaden.

Ursache

Der Unfall ist auf eine vorbestandene Beschädigung der Heckrotor-Steuerung zurückzuführen, deren Ursprung nicht ermittelt werden konnte.

0.2. Untersuchung

Die Voruntersuchung wurde von Guido Hirni geleitet und mit Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 20. März 1990 an den Kommissionspräsidenten am 3. April 1990 abgeschlossen.

1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

1.0. Vorgeschichte

Bereits vor dem Unfall beanstandeten Piloten oft die harte Ansteuerung des Heckrotors beim "Lama" HB-XLC (grosser Kraftaufwand an den Pedalen). Deshalb wurde das Heckrotorgetriebe ausgewechselt. Da mit dieser Massnahme keine Verbesserung erzielt werden konnte, wurden zusätzlich alle drei Heckrotorblätter ausgewechselt. Nach diesem Umbau liess sich der Heckrotor mit normalem Kraftaufwand ansteuern. Nur wenige Flugstunden später musste das Heckrotorgetriebe erneut gewechselt werden. Am Magnetzapfen hatten sich leichte Späne angesammelt. Das vor kurzem ausgebaute Heckrotorgetriebe wurde wieder eingebaut. Bis zum Unfallflug flog der Helikopter weitere 126 Flugstunden.

1.1. Flugverlauf

Am Sonntag, den 14. August 1988, führte der Pilot mit dem Helikopter SA 315B "LAMA", HB-XIC, zwei Rotationen Passagierflüge ab der Basis Samedan zur Coaz-Hütte durch. Um ca. 0950 Uhr beabsichtigte er, mit einem ersten Flug vier Passagiere und etwas Gepäck vom Hüttenlandeplatz zum Sellagletscher zu transportieren.

Das Starten der Turbine und das Einkuppeln des Hauptrotors verliefen problemlos. Gemäss Zeugenaussagen verlief auch das Abheben und Stabilisieren des Helikopters, in einer Höhe von ca. 0,3 m ab Boden, ohne Schwierigkeiten. Erst als der Pilot die Leistung zum eigentlichen Wegstarten erhöhte, begann sich der Helikopter aus unerklärlichen Gründen schlagartig im Gegenurzeigersinn um die Hochachse zu drehen. Trotz vollem rechten Pedalausschlag (Leistungspedal) konnte der Pilot die Drehbewegung des Helikopters, die durch das Wirken des Drehmomentes erzeugt wurde, nicht abbremsen.

Nach ca. 4 - 6 Umdrehungen des Helikopters um die Hochachse und einem maximalen Aufstieg auf ca. 15 m ab Boden, versuchte der Pilot durch Absenken des Leistungshebels ("pitch") das Drehmoment zu verringern und in Bodennähe zu gelangen. Ca. 30 m unterhalb des Startplatzes bekam der Helikopter erstmals Bodenkontakt. Die Hauptrotorblätter schlugen auf einen grösseren Felsbrocken. Der Helikopter rutschte anschliessend einige Meter auf den Kufen über Steine, drehte sich - nachdem er mit dem linken vorderen Kufenrohr hängen blieb - um 180° und rutschte heckrotorvorwärts noch einmal ca. 15 m weiter hangabwärts. Wenige Meter vor dem Abgrund blieb der Helikopter zerstört in rechter Seitenlage liegen.

Der Pilot wurde beim Absturz schwer, seine vier Insassen leicht verletzt.

Uebereinstimmend sagten Zeugen aus, dass sich die Drehbewegungen des Helikopters unmittelbar vor dem ersten Aufschlag um die Hochachse abgebaut hätten und sich der Helikopter in seiner Längsrichtung stabilisiert hätte.

Koordinaten der Unfallstelle: 784 375 / 139 225. Höhe: 2600 m/M.

Landeskarte der Schweiz 1:25'000, Blatt Nr. 1277, Piz Bernina.

1.2. Personenschäden

	<u>Besatzung</u>	<u>Fluggäste</u>	<u>Drittpersonen</u>
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	1	---	---
Leicht verletzt	---	4	---
Nicht verletzt	---	---	---

*) Alle Zeiten sind Lokalzeiten (UTC+2)

1.3. Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde zerstört.

1.4. Sachschaden Dritter

Es entstand kein Drittschaden.

1.5. Beteiligte Personen

1.5.1. Pilot

Schweizerbürger, Jahrgang 1954.

Führerausweis für Berufspiloten (Helikopter), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 7. Februar 1983, gültig bis 1. September 1988.

Erweiterungen: - Radiotelefonie UIT vom 7.2.1983
 - Landungen im Gebirge vom 7.2.1983

Bewilligte
Helikoptermuster: - Bell Soloy
 - Bell 206
 - Hughes 300
 - Hughes 500
 - SA 315 "LAMA"

Flugerfahrung

Insgesamt 386 Flugstunden, wovon 25 Std. auf dem Unfallmuster; in den letzten 90 Tagen 11 Std., davon 11 Std. auf dem Unfallmuster.

1.5.2. Passagiere

Passagier A, vorne links

Schweizerbürger, Jahrgang 1933.

Passagier B, hinten

Deutscher Staatsangehöriger, Jahrgang 1947.

Passagier C, hinten

Schweizerbürger, Jahrgang 1963.

Passagier D, hinten

Schweizerbürger, Jahrgang 1952.

Die Passagiere verfügten über keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

1.6. Helikopter HB-XLC

Muster:	SA 315B "LAMA"
Hersteller:	SNIAS (Société Nationale Industrielle Aérospatiale), Marignane/France
Charakteristik:	Einmotoriger, vollartikulierender, fünfplätziger Turbinenhelikopter mit festem Kufenlandegestell
Baujahr/Werknummer:	1977/2469
Triebwerk:	Hersteller: Turboméca Muster: Artouste III B1 Leistung: 420 kW
Verkehrsbewilligung:	ausgestellt durch das BAZL am 1.4.1988
Lufttüchtigkeitszeugnis:	ausgestellt durch das BAZL am 28.5.1980
Zulassungsbereich:	im gewerbsmässigen Einsatz VFR bei Tag Im privaten Einsatz VFR bei Tag VFR bei Nacht
Eigentümer/Halter:	HELISWISS, Schweizerische Helikopter AG, 3123 Belp
Betriebsstunden im Unfallzeitpunkt:	Zelle: 4627 Std. Triebwerk: 2207 Std.
Kontrollen:	Die letzte BAZL-Zustandsprüfung erfolgte am 12.5.1987 Die letzte 100 Stunden-Kontrolle wurde am 30.6.1988 bei total 4541 Betriebsstunden und die letzte 25 Stunden-Kontrolle am 11.8.1988 bei total 4623 Betriebsstunden durchgeführt.

Masse und
Schwerpunkt:

Masse und Schwerpunkt befanden sich
im Unfallzeitpunkt innerhalb der zu-
lässigen Grenzen.

Flugzeitreserve:

Im Unfallzeitpunkt ca. 1,5 Std.

1.7. Wetter

1.7.1. Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit (gemäss Bericht der
Schweizerischen Meteorologischen Anstalt Zürich):

Sicht: mehr als 30 Km
Wind: variabel, um 2 kt
Luftdruck: 1018 hPa QNH.

1.8. Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

1.9. Funkverkehr

Nicht betroffen.

1.10. Flughafenanlagen

Nicht betroffen.

1.11. Flugdatenschreiber

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.12. Befunde am Wrack

1.12.1. Der Helikopter kollidierte erstmals mit den Haupt-
rotorblättern an einem grossen Steinblock, ca. 30 m unterhalb
des Startplatzes. Auf den Kufen vorwärtsrutschend glitt der
Helikopter einige Meter über Steinplatten, bis er mit dem
vorderen linken Kufenhorn anschluss und sich dabei um 180°
drehte. Mit dem Heckrotor voran rutschte der Helikopter nochmals
etwa 15 m weiter hinunter bis er wenige Meter vor dem Abgrund
zerstört in Seitenlage hängen blieb.

Folgende Befunde konnten u.a. am Wrack festgestellt werden:

- die Hauptrotorblätter waren noch am Mast befestigt
- das Hauptgetriebe und die Turbine waren noch an ihrem Platz
- die Heckrotorwelle wurde bei der Verbindungsglocke ausgefahren (Verbindung unterbrochen)
- der Heckausleger war vor dem Heckgetriebe geknickt und die Heckrotorwelle gebrochen
- alle Heckrotorblätter waren nahezu unbeschädigt und an den Blattenden unberührt
- die Heckrotorgetriebewelle war leicht gebogen (durch den Aufschlag am Boden), ansonsten waren am Heckrotorgetriebe äusserlich keine sichtbaren Beschädigungen zu erkennen
- die mechanische Verbindung und die 90°-Umlenkung von der Heckrotorwelle zu den Heckrotorblättern - also im Heckgetriebe selbst - waren einwandfrei
- die "Spinne" war bei den Heckrotorblättern nur in einer Richtung verlaufend verkratzt; es waren keine radialen Spuren sichtbar
- das rechte Pedal in der Kabine war voll durchgetreten, und der Tambour am Heckrotor befand sich im äusseren Anschlag
- das Heckrotorsteuerseil war auf der Höhe des Knickes im Heckausleger durch einen Sekundärbruch gerissen, ansonsten aber voll funktionsfähig

Eine visuelle Prüfung der Verbindungsgestänge, Anschlüsse, Umlenkhebel, Seilzüge, Schösser sowie Umlenkrollen ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel.

1.13. Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.14. Ueberlebenschancen

Der Unfall war überlebbar.

1.15. Besondere Untersuchungen

Beim Heckrotorgetriebe handelte es sich um ein Getriebe, bei dem die TBO ("time between overhaul") mittels ausgeführtem Bulletin von 1'200 auf 2'000 Std. angehoben wurde. Im Unfallzeitpunkt betrug die Betriebszeit des Heckrotorgetriebes ca. 1'850 Flugstunden.

Bei einer sorgfältigen Zerlegung des Heckrotorgetriebes wurde festgestellt, dass u.a. ein Axiallager der Verstellwelle gebrochen und der konische Verbindungsstift, der das Verstell-schneckenrad mit der Lagerwelle des Tambours verbindet, abgescert waren. Zudem waren massive plastische Deformationen am Verstell-schneckenrad sichtbar. Aus diesem Grund wurde das Heckrotorgetriebe bei der Eidgenössischen Materialprüfungs- und Forschungsanstalt (EMPA) mit Unterstützung der Pilatusflugzeugwerke und des Halters des Helikopters im Detail untersucht.

1.15.1. Untersuchung an den Teilen der Heckrotorverstellung

Prüfung des Verstell-schneckenrades:

Nachdem feststand, dass die Gleitspuren am Verstell-schneckenrad durch die Rotation der Verstellwelle entstanden sind (Beilage 4c), tauchte die Frage auf, wie diese markante plastische Verformung entstehen konnte. Da die Verstellwelle beim Aufschlagen des Helikopters nicht mehr in Rotation war (nur parallel verlaufende Gleitspuren der an der Verstellwelle angebrachten Steuerspinne), entstand die Frage nach dem notwendigen Kraftaufwand für das "Durchstempeln" (Lochvergrösserung) beim Verstell-schneckenrad (Beilage 4a).

In einer Druckprüfmaschine wurde der obgenannte Vorgang, das "Durchstempeln", nachvollzogen. Der Kopfteil der Verstellwelle (Beilage 4c) wurde mit einem den Konturen des Verstellwellendes gleichgestalteten Stempel simuliert und der Verformungsweg dem Endzustand (am Schneckenrad gemessen) angepasst (Beilage 4d).

Die maximale Kraft für die Erzeugung dieser Deformation betrug im Versuch 2,9 t ($f_{\max.} = 2,88 \text{ kN}$).

Berechnung des Verstellwellenspiels:

Der Bericht der EMPA (Beilage 4h und 4i) hält fest, um welchen Betrag der axiale Verschiebungsweg im Maximum betragen haben kann. $f_{\max.} = 1,95 \text{ mm}$.

Veränderung des resultierenden Verstellwellenspiels:

Annahme: Spiel vor der Beschädigung 0,2 mm.
 $f_{\max.} = 1,95 \text{ mm}$.

Das resultierende Spiel lässt sich wie folgt errechnen:

Vorheriges Spiel plus axiale Verschiebung (durch Bruch des Lagerringes), minus Deformation des Verstell-schneckenrades.
Result. Spiel = $0,2 + 1,95 - 2,7 = 0,55$ mm.

Nabenstück der Heckrotorverstellung (Steuerspinn):

In der Nabenmitte der Steuerspinne (Lagerhülse) ist eine ausgeprägte Schlagspur sichtbar (Beilage 4).

Axiallager:

Das Axiallager Nr. 2 weist an den Bruchflächen deutliche Merkmale eines Gewaltbruches auf. Es konnten keine Ermüdungsanteile gefunden werden (Beilage 4f). Das Axiallager Nr. 1 war in Ordnung.

2. BEURTEILUNG

- Das Heckrotorgetriebe war vor dem Unfall innen so beschädigt, dass die Ansteuerung des Heckrotors dank des Reibungswiderstandes auf unbestimmte Zeit noch hat funktionieren können. Dieser Schaden war nicht ohne weiteres von aussen feststellbar.
- Die Beschädigungen im Innern des Heckrotorgetriebes müssen von einem axialen Schlag oder stumpfen Stoss mit einem Kraftniveau in der Höhe von 2,9 t bewirkt worden sein.
- Die Krafteinleitung erfolgte im Bereich des Nabenstückes bei der Steuerspinne. In der Reihenfolge plastische Deformation des Schneckenrades, Abscherung des Querstiftes durch Zwangsverschiebung, Zerstörung des Axiallagers Nr. 2 bei der Verstellwelle, wurde das Heckrotorgetriebe beschädigt. Ob die beim Nabenstück (Lagerhülse) ausgeprägt sichtbare Schlagspur für den Ort der Krafteinführung verantwortlich gemacht werden muss, kann weder bejaht noch dementiert werden.
- Ein Fliegen in diesem veränderten geometrischen Zustand war möglich.
- Trotz dieser inneren Heckgetriebebeschädigungen war der Pilot in der Lage, mit den Pedalen den gleich hohen Anstellwinkel der Heckrotorblätter anzusteuern. Hingegen hat er nicht mehr den höchstmöglichen Wert beim Drücken des linken Pedales erreichen können. Da der Pilot mehrheitlich linksdrehende Helikopter (Hauptrotordrehbewegung) flog und mit dem Unfallmuster erst 25 Flugstunden Erfahrung hatte, kann eine solche Veränderung gut übersehen werden. Sicher ist, dass in der sogenannten Pedalneutralstellung die Pedale nicht parallel zueinander gestanden sind (errechnete Differenz 11,4 mm).

- Selbst bei einer exakten äusseren Kontrolle des Heckrotors hätte keine unzulässige Veränderung festgestellt werden können. Die mögliche innere Verschiebung von 0,55 mm war äusserlich nicht feststellbar.
- Dadurch, dass sich die Verstellwelle im Schneckenrad selbst ein "neues" Lager gebildet hatte (Beilage 4c) und einige Zeit in dieser Abstützung drehte, konnte der Verlust des Axiallagers Nr. 2 "kompensiert" werden. Indem die Lagerwelle, an welcher der Tambour (Trommel) befestigt ist (sprich Pedalansteuerung) im Schneckenrad leicht eingepresst war und noch einige Millimeter eingepresst blieb, war die Drehmomentübertragung auch ohne Querstift noch möglich. Die Frage, ob die Fragmente des zerstörten Axiallagers Nr. 2 zusätzlich die Lagerwelle und das Schneckenrad verkeilten, muss offen bleiben (Beilage 4g).
- Die Erhöhung der TBO von 1'200 auf 2'000 Std. ist irrelevant auf das Unfallgeschehen.
- Als der Pilot im Schwebeflug beim Hüttenplatz die Leistung zum Wegfliegen erhöhte und dabei das rechte "Powerpedal" betätigte, brach die beschädigte Verbindung Lagerwelle-Schneckenrad schlagartig ab. Bei diesem Vorgang verschob sich die Lagerwelle axial nach aussen und die beiden Teile wurden getrennt. Aus diesem Grund wurde der Helikopter plötzlich um seine Hochachse unsteuerbar. Die nur axialen Deformations Spuren am Schneckenrad beweisen, dass die Lagerwelle nicht im Schneckenrad schleifte (Beilage 4e).
- Die Krafteinwirkung, welche das Heckrotorgetriebe beschädigte, kann nicht beim Aufprall des Helikopters auf dem Boden und auch nicht beim Hüttenlandeplatz aufgetreten sein (das beweisen die Spuren).
- Dass sich der Helikopter unmittelbar vor dem Aufprall selbst in seiner Richtung stabilisierte lässt sich dadurch erklären, dass der Pilot das Drehmoment reduzierte ("pitch down") und die Heckrotorblätter in der Phase des Absturzes auf den maximalen Blattverstellwinkel angestellt gewesen sind. Es kann sogar gesagt werden, dass sich der Helikopter bald danach rechts um die Hochachse hätte zu drehen beginnen.
- Die in der Vorgeschichte erwähnte frühere, harte Pedalsteuerung hatte keinen Einfluss auf die Unfallursache.
- Da im Flugbetrieb keine Kraft in der Höhe von 2,9 t auf die Verstellwelle erzeugt werden kann heisst dies, dass eine irgendwann vor dem letzten Start durch äussere Einwirkung nicht mehr bestimmbare erfolgte Beschädigung am Heckrotorgetriebe stattgefunden haben muss. Diese Beschädigung hat das Versagen Heckrotoransteuerung in der letzten Phase des Fluges ausgelöst. Die Frage wann und wodurch diese Krafteinwirkung stattgefunden hat, kann nicht ermittelt werden.

- Zusammenfassend ist die technische Störung, welche zum Unfall geführt hat, auf eine äussere, in ihrer Grösse und ihrer Richtung bestimmbare, einmalig wirkende Kraft, die im Innern des Heckrotorgetriebes lagernde Heckrotorwellen-Steuerung so beschädigt, dass die Beschädigung den Heckrotor zu einem nicht zu bestimmenden späteren Zeitpunkt um seine Hochachse unsteuerbar machen musste, zurückzuführen.

3. SCHLUSSFOLGERUNGEN

3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen gültigen Führerausweis und war berechtigt, den vorgesehenen Flug durchzuführen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Masse und Schwerpunkt lagen innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Die Untersuchungen ergaben, dass das Heckrotorgetriebe bereits vor dem Unfallflug vorbestandene technische Mängel aufwies. Diese waren in ihrer Art und Weise kaum oder nur sehr schwer erkennbar.
- Der Pilot war unmittelbar nach dem Abheben nicht mehr in der Lage, den Helikopter um die Hochachse zu kontrollieren.

3.2 Ursache

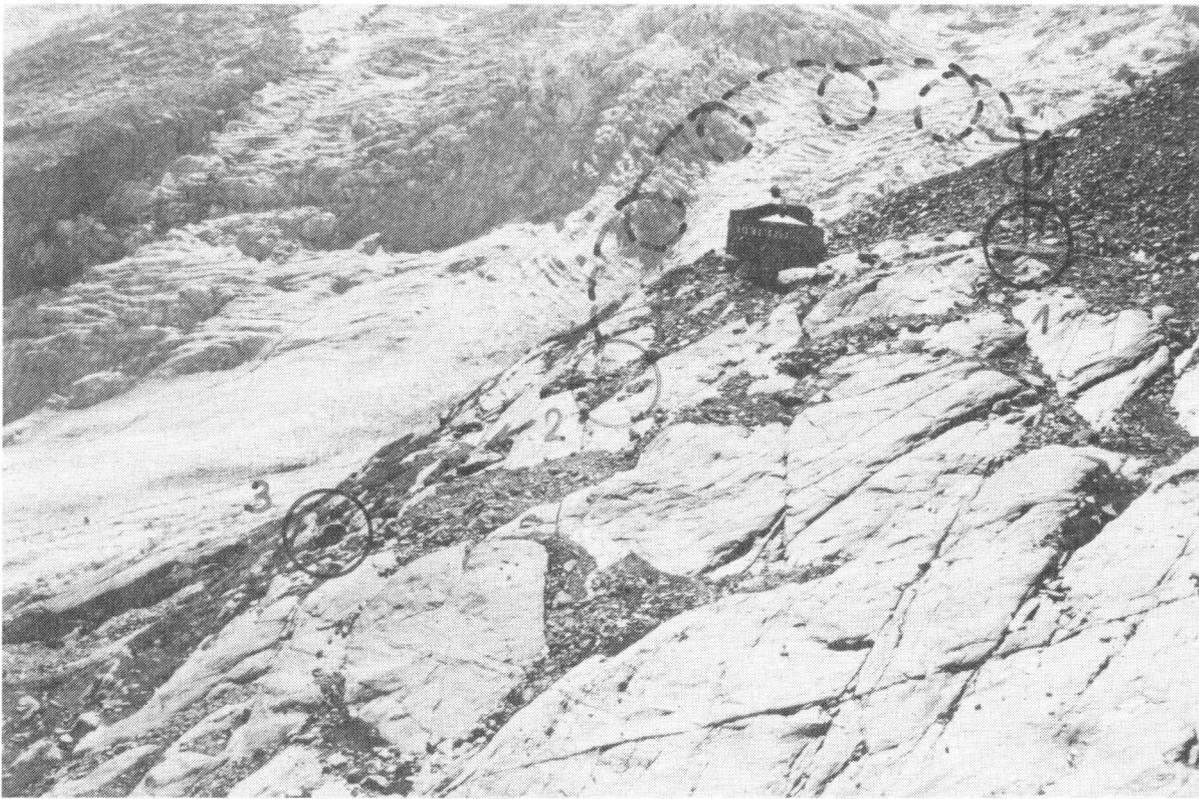
Der Unfall ist auf eine vorbestandene Beschädigung der Heckrotor-Steuerung zurückzuführen, deren Ursprung nicht ermittelt werden konnte.

An der Sitzung vom 10. Mai 1990 nahmen H. Angst, J.-B. Schmid, R. Henzelin und M. Soland, an der Sitzung vom 28. Juni 1990 H. Angst, J.-B. Schmid, R. Henzelin und M. Soland teil. Die Kommission verabschiedet den Schlussbericht einstimmig.

Bern, 28. Juni 1990

Eidgenössische Flugunfall-
Untersuchungskommission
Der Präsident:

sig. H. Angst



--- Flugbahn
1 = Startplatz

2 = Erste Bodenberührung
3 = Endlage

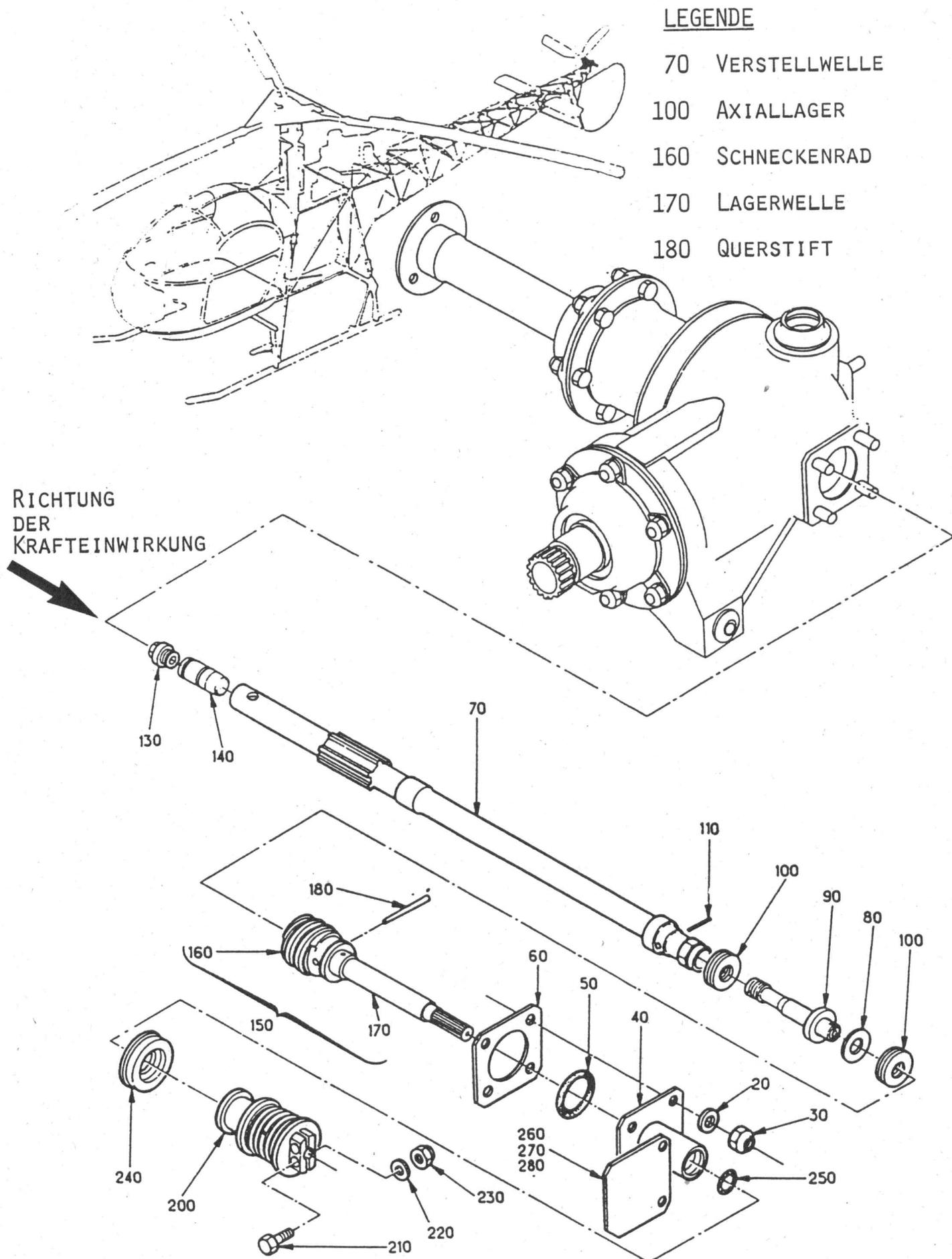
4 = unbeschädigte Heckrotorblätter

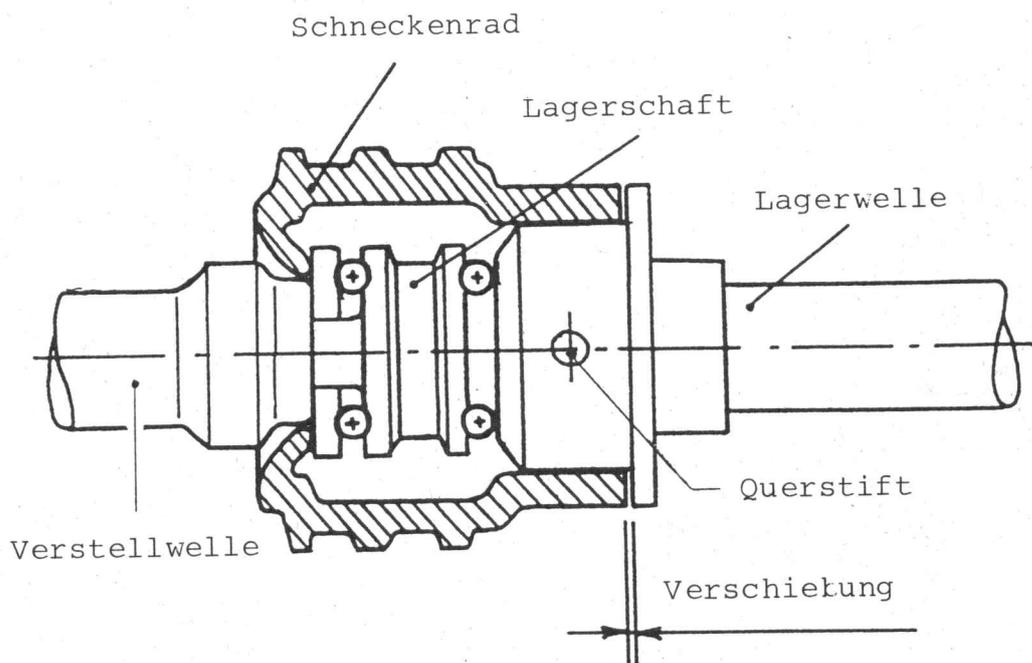


LEGENDE

- 70 VERSTELLWELLE
- 100 AXIALLAGER
- 160 SCHNECKENRAD
- 170 LAGERWELLE
- 180 QUERSTIFT

RICHTUNG
DER
KRAFTEINWIRKUNG





Befunde der visuellen Kontrollen

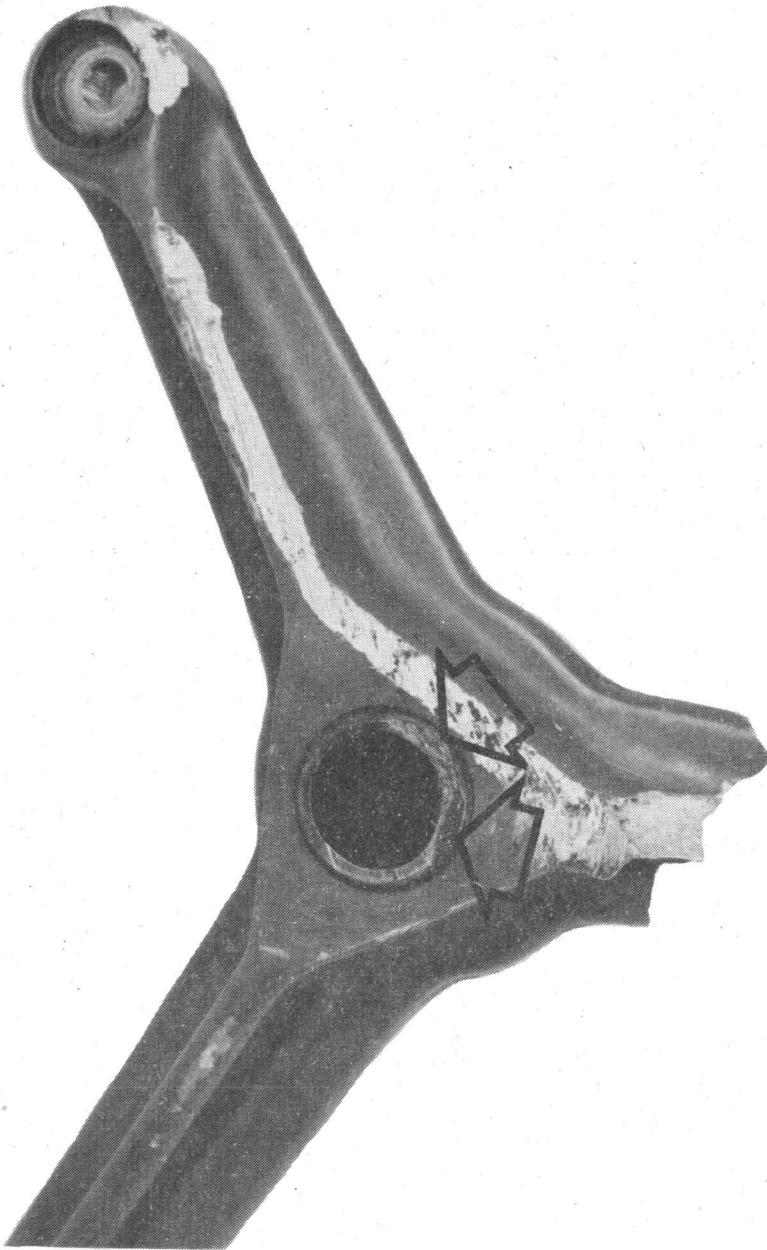
1. Nabenstück der Heckrotorverstellung (Steuerspinne des Rotorkopfes)

Foto Nr. 1

EMPA-Nr. 93'630/17

Steuerspinne, gebrochen
Gleitspuren, in nahezu in einer Ebene liegend (helle Streifen im Bild).

Nabenmitte (Lagerhülse) mit zwei ausgeprägten Schlagspuren (s. Pfeile)
Die Bruchfläche des dritten Armes weist charakteristische Merkmale eines Gewaltbruchs auf.



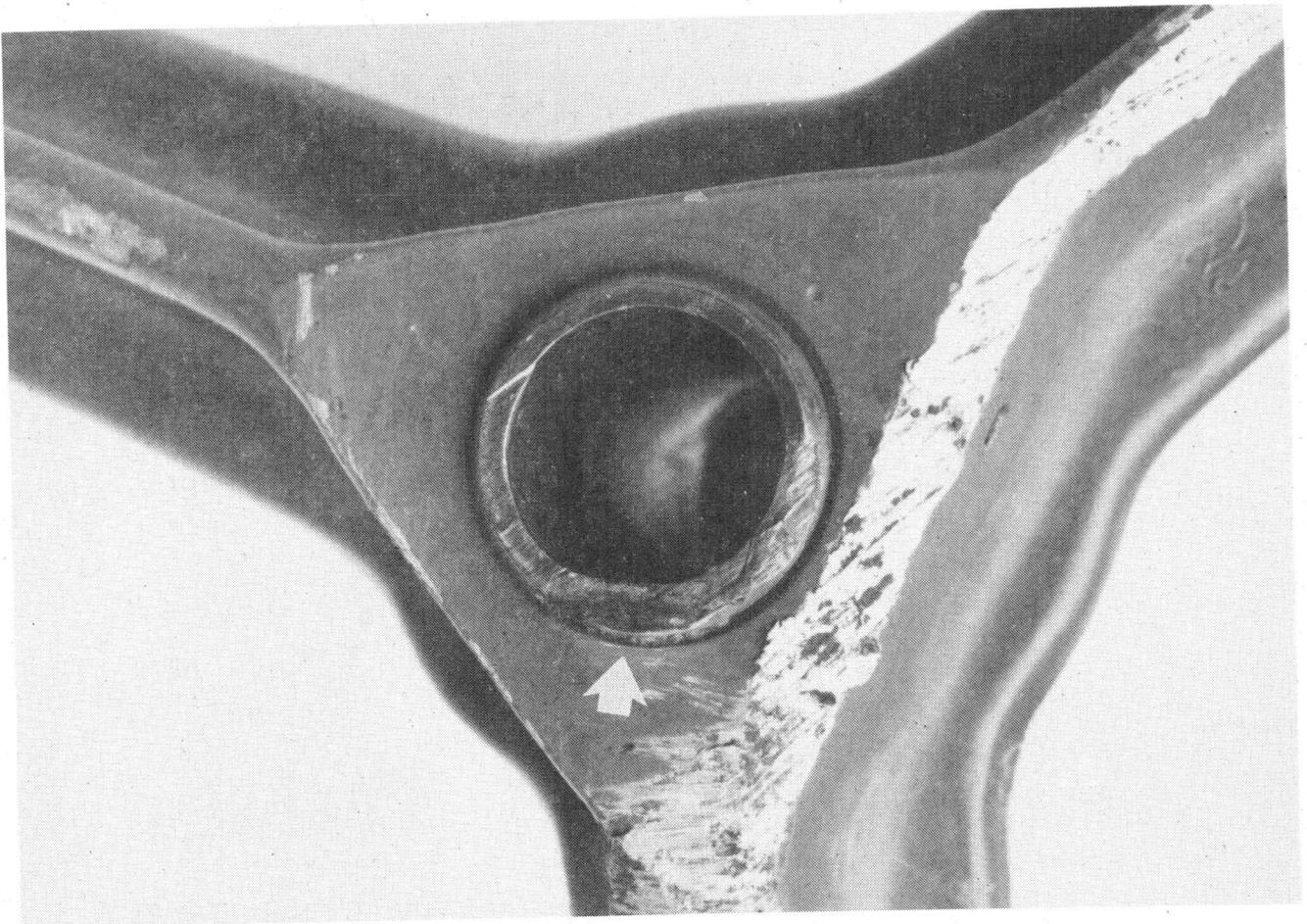
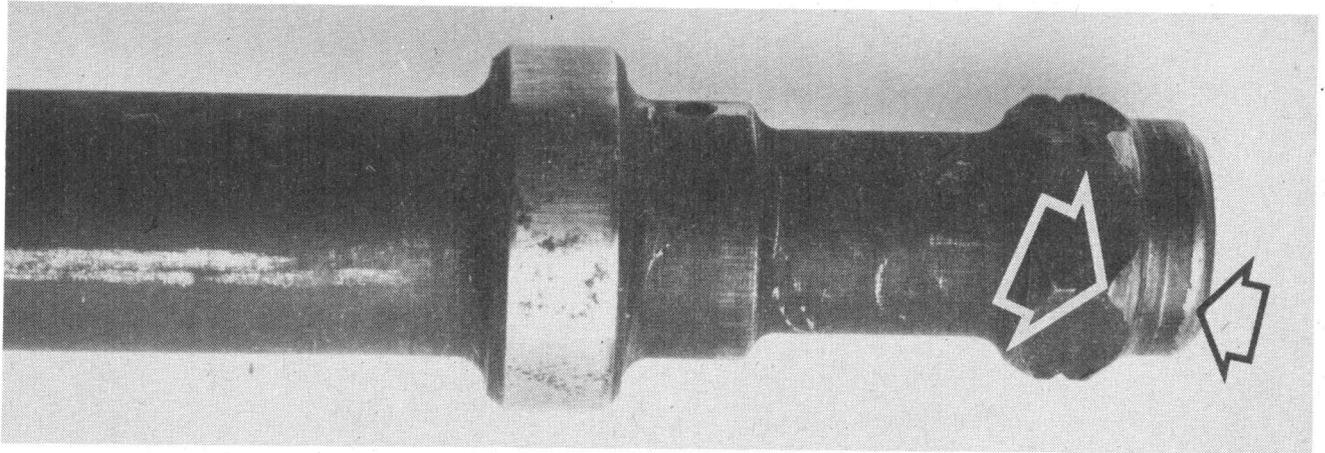


Foto Nr. 2

EMPA-Nr. 93'630/23

Steuerspinne, Nabenmitte (Vergrößerung aus Foto Nr. 1)

Gut erkennbar sind die parallel verlaufenden Gleitspuren. In tangentialer Richtung zeigende Beschädigungsverläufe wurden keine gefunden. Unten im Bild vorhandene Streifspuren sind generell in einer Richtung gefundenen Gleitspuren überlagert (zeitlich danach entstanden).

**Foto Nr. 7**

EMPA-Nr. 93'631/12

Verstellwelle des Heckrotors, Wellenende mit Innengewinde für die Aufnahme des Lager-Schaftstückes.

Wellenende mit tangential gerichteten Gleitspuren (Rotationspuren, s. Pfeile), die durch die Berührung mit dem Verstell-schneckenrad (Teil Nr. 160) entstanden sind. Am Schneckenrad sind vollkommen übereinstimmende Spuren feststellbar (eingedrückte Stirnfläche mit kegelter Deformation, vgl. Foto Nr. 8).

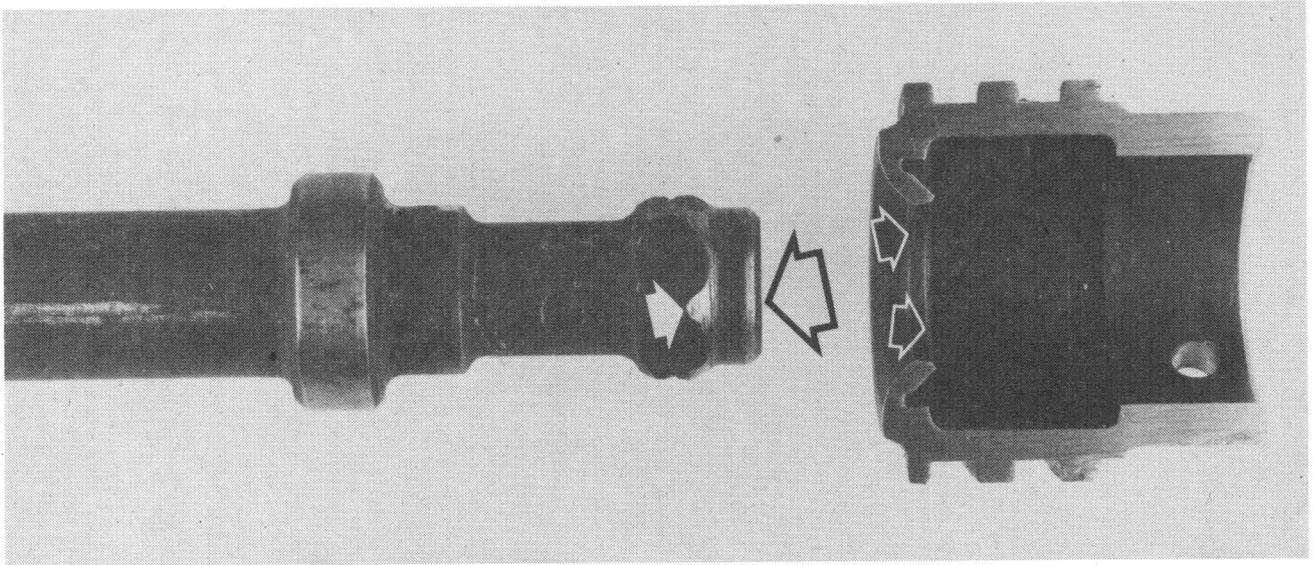


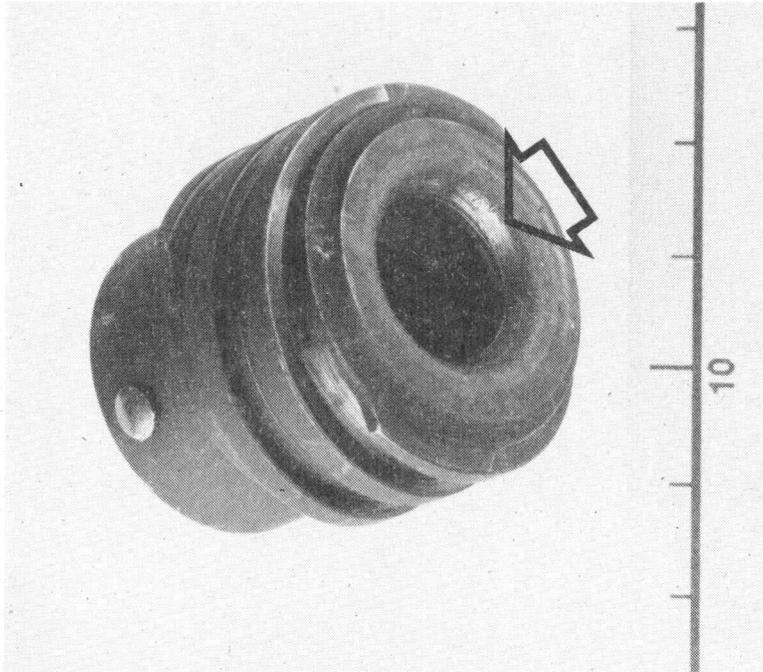
Foto Nr. 9

EMPA-Nr. 95'062

Rechts im Bild das Verstell-Schneckenrad aufgeschnitten, links das zugeordnete Ende der Verstellwelle (Nr. 70).

Im Schnittbild rechts sind die Konturen der plastisch deformierten Zone (s. Pfeile) erkennbar, links die Flächenanteile der Verstellwelle, die diese Deformationen bewerkstelligt haben (s. Pfeile). Die dabei leicht abgeschobenen Kanten des Sechskantes (weisser Pfeil) haben sich völlig der durch Gewalteinwirkung entstandenen neuen Gleitflächen des Schneckenrades angepasst.

3. Verstell-Schneckenrad (Teil Nr. 160, Control screw)

**Foto Nr. 8**

EMPA-Nr. 95'064

Schneckenrad mit starker plastischer Deformation (s. Pfeil)

An dieser deformierten Stelle (s. Pfeil) war die Stirnfläche ursprünglich eben. Die Deformationsflächen (kegelförmig) sind mit den Konturen des Verstellwellenendes identisch (s. auch Fotos Nr. 7 und 9).

Die ringförmige Gleitfläche weist Spuren von thermischer Einwirkung auf (braunschwarze "Brandflecken"). Offensichtlich diente diese Ringfläche zeitweilig für die Verstellwelle als neue axiale Lagerstelle.

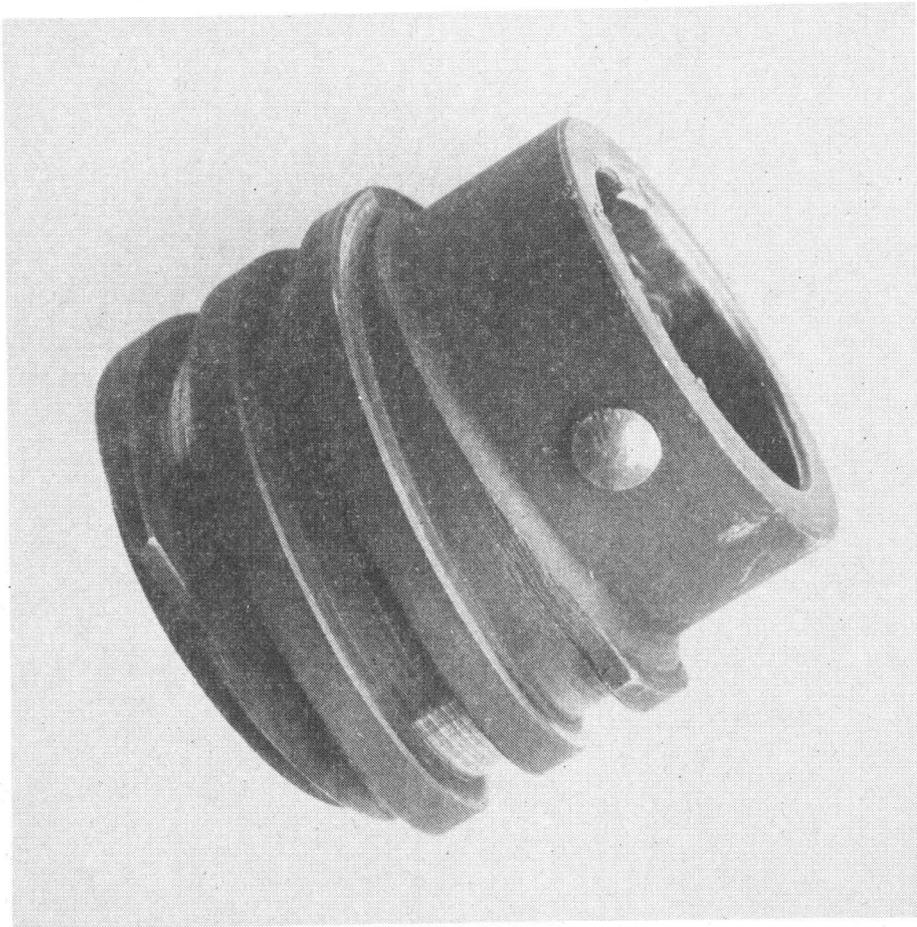


Foto Nr. 10

EMPA-Nr. 93'630/16

Verstell-Schneckenrad

Im zylindrischen Teil (rechts im Bild) ist das Bruchstück des Querstiftes erkennbar, der die Lagerwelle für Tambour (Teil Nr. 70) fixiert. Dieser konische Stift (Teil Nr. 180) ist abgeschert vorgefunden worden.

Die Deformationsspuren dieses Abschervorganges weisen eindeutig in axiale Richtung, es sind keine tangentialen Abgleitkomponenten feststellbar (vgl. auch Foto Nr. 16).

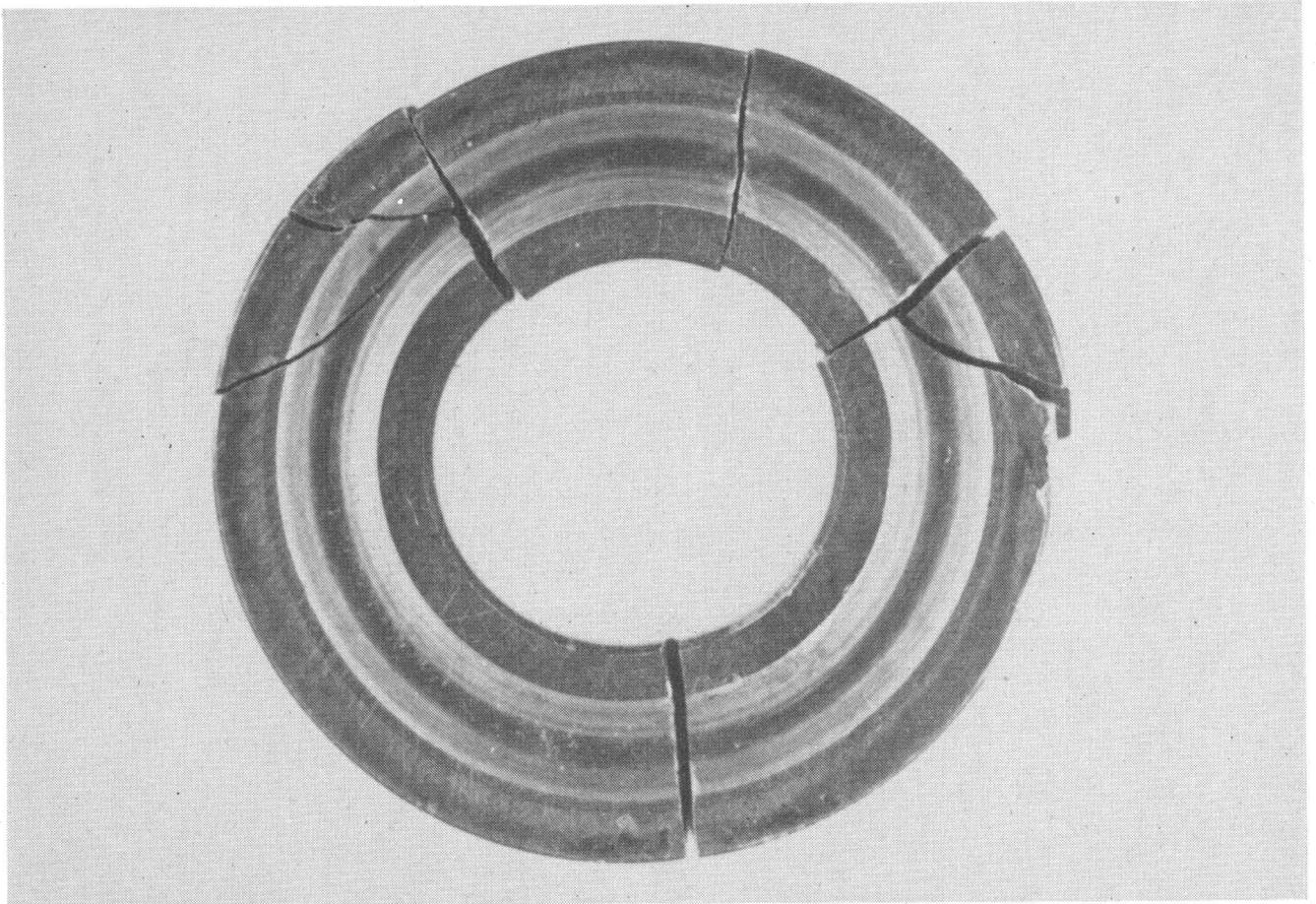


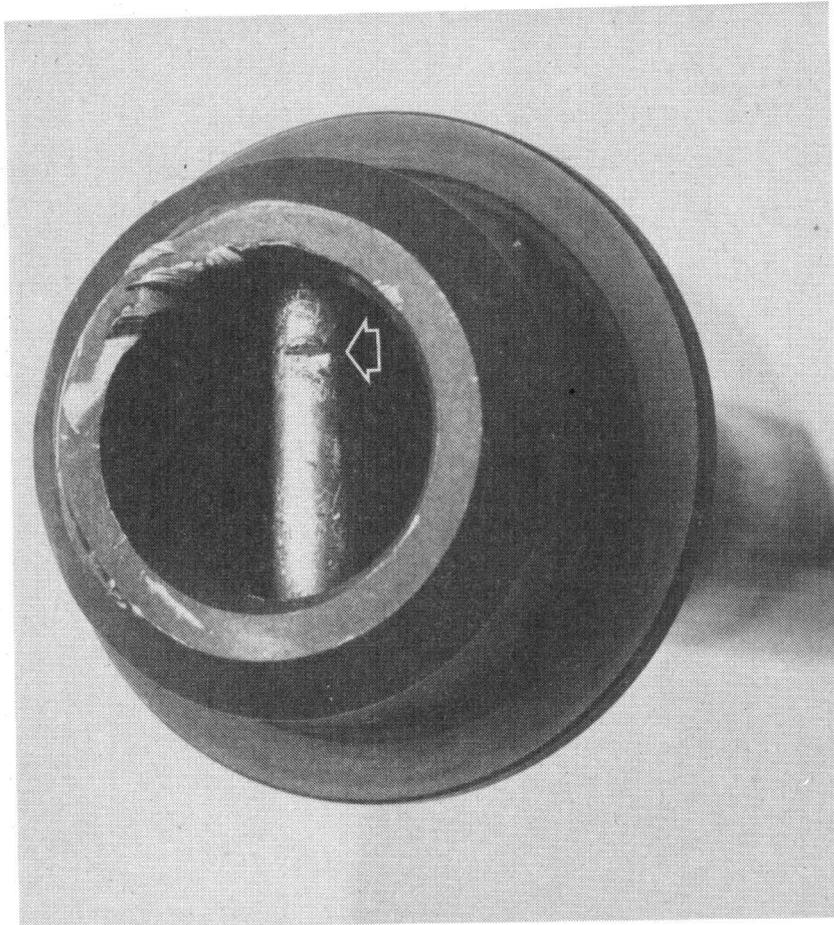
Foto Nr. 13

EMPA-Nr. 93'631/72

Axiallager (Nr. II) der Verstellwelle, zerbrochen

Das Bild zeigt die Lagerschale des in Richtung der Lagerwelle für Tambour montierten Lagers. Sie ist in mehrere Teile zerbrochen, die Bruchflächen weisen charakteristische Merkmale eines Gewaltbruches auf. Ermüdungsbruch-Anteile konnten nicht gefunden werden.

6. Lagerwelle für Tambour (Teil-Nr. 170, Pin)

**Foto Nr. 16**

EMPA-Nr. 93'630/4

Bild von der Lagerwelle für Tambour, mit der dem Verstell-Schneckenrad zugewandten Seite.

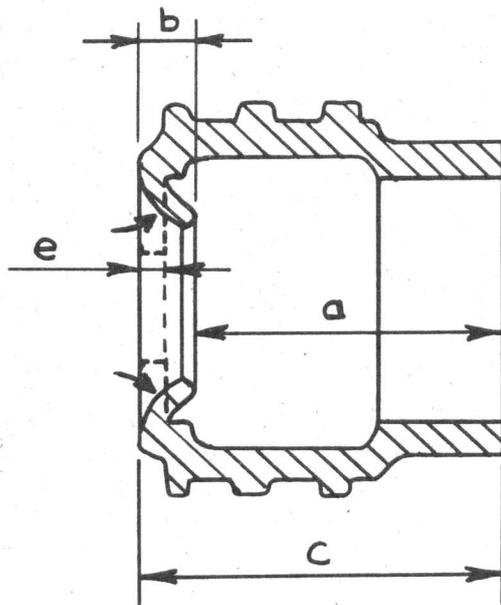
Mitten in der Längsbohrung ist das Bruchstück (an den beiden Enden abgeschert) des konischen Stiftes (Teil Nr. 180) erkennbar, dieser weist eine scharfkantige Druckstelle auf (s. Pfeil).

Die Stirnfläche, Auflagefläche für die Axiallagerschale des Lagers Nr. II, weist mehrere Druck- bzw. Gleitspuren auf. Die Abmessungen dieser Beschädigungen stimmen mit den Konturen eines der Bruchstücke der Lagerschale (Lager Nr. II) weitgehend überein.

Da das Spiel des Rotorkopfes in axiale Richtung jeweils vor dem Start geprüft wird (Einbauspiel 0.01-0.02 mm, nach einem gewissen Flugbetrieb jedoch ca. 0.1-0.2 mm) stellt sich hier die Frage, wie gross konnte das Spiel vor dem letzten Start der so vorgeschädigten Verstellung gewesen sein.

Im folgenden wird die mögliche Veränderung des Axialspiels der Verstellwelle, die einerseits durch die **Deformation des Verstell-Schneckenrades**, andererseits durch den **Bruch der Lagerschale** des Axiallagers Nr. II entstanden ist, rechnerisch überprüft.

3.2.1 Deformationsweg des Verstell-Schneckenrades



Querschnitt durch das Verstell-Schneckenrad nach der Simulation des "Durchstempels"

Messwerte nach dem Deformieren

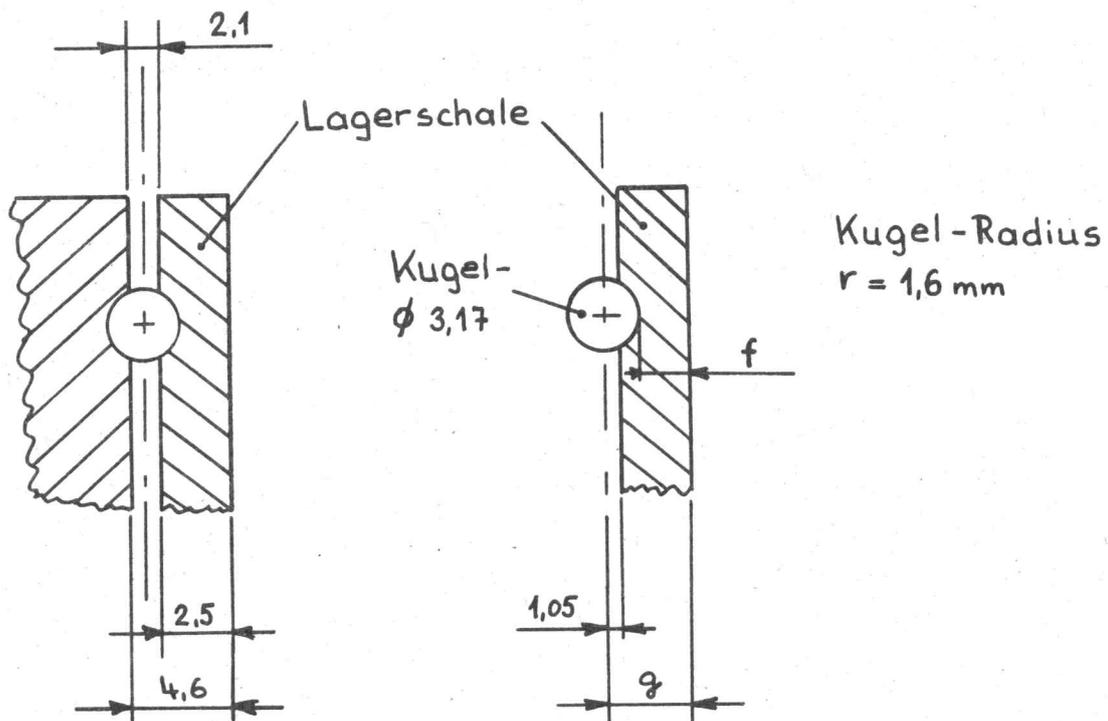
a = 27.35 mm	
b = 4.65 mm	
e = 1.95 mm	Herstell-
c = 32.0 mm	masse

Die mit Pfeilen bezeichnete Ringzone wurde dabei vom ebenen Zustand in diese kegelförmige Lage gebracht.

Totaler axialer Deformationsweg $h = b - e = 4.65 - 1.95 =$

$$h = 2.70 \text{ mm}$$

3.2.2 Axiale Verschiebung der Verstellwelle bedingt durch den Bruch des Lagerringes



Durch das Zerbrechen der Lagerschale kann der Lagerschaft in axialer Richtung maximal um den Betrag f verschoben werden.

$$\text{Verschiebeweg } f = g - r = 2,5 + 1,05 - 1,6$$

$$f = 1,95 \text{ mm}$$