



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Helikopters Agusta Bell 204 B HB-XKL

Heliswiss, Schweiz. Helikopter AG

vom 25. Februar 1982

in Bern

RESUME

L'hélicoptère effectuait un transport de matériel à l'élingue en ville de Berne. L'accident s'est produit au cours de la deuxième rotation, au moment où la charge accrochée à une élingue de dix mètres arrivait en bordure du toit, haut d'une vingtaine de mètres de l'Institut des Sciences Exactes de l'Université de Berne, sur lequel elle devait être déposée. Le pilote entend à ce moment un léger bourdonnement, suivi d'une rapide diminution du bruit de la turbine et du nombre de tours rotor. Il perd partiellement le contrôle de l'hélicoptère qui s'écrase sur le toit de l'Institut. L'hélicoptère est détruit. Le pilote, seul occupant à bord, a été grièvement blessé.

Cause

Perte de tours rotor en vol stationnaire avec charge à l'élingue, en environnement urbain, à la suite d'une panne de turbomoteur.

La panne a été provoquée par la destruction du palier de soutien de l'arbre d'entraînement antérieur de la turbine, suite à la rupture de la cage de roulement.

Facteur ayant pu contribué à l'accident:

Endommagement de la cage de roulement lors de travaux d'entretien.

Die Voruntersuchung wurde von Hubert Maeder geleitet und mit Zustellung des Untersuchungsberichtes vom 20. April 1983 an den Kommissionspräsidenten am 5. Mai 1983 abgeschlossen.

DIE RECHTLICHE WÜRDIGUNG DES UNFALLGESCHEHENS IST NICHT GEGENSTAND DER UNTERSUCHUNG UND DER UNTERSUCHUNGSBERICHTE (ARTIKEL 2 ABSATZ 2 VERORDNUNG ÜBER DIE FLUGUNFALLUNTERSUCHUNGEN VOM 20. AUGUST 1980)

LUFTFAHRZEUG Helikopter Agusta Bell 204 B HB-XKL
HALTER
EIGENTUEMER) Heliswiss Schweiz. Helikopter AG, 3123 Belp

PILOT Schweizerbürger, Jahrgang 1937
AUSWEIS Führerausweis für Berufspiloten (Kat. Hubschrauber)

FLUGSTUNDEN	INSGESAMT	8148	WÄHREND DER LETZTEN 90 TAGE	84
	MIT DEM UNFALLMUSTER	2338	WÄHREND DER LETZTEN 90 TAGE	03

ORT Bern (Institut für Exakte Wissenschaften der Universität Bern)
KOORDINATEN --- **HOEHE ü/M** 570 m
DATUM UND ZEIT 25. Februar 1982 um 0910 Uhr Lokalzeit (GMT+1)

BETRIEBSART gewerbsmässig (Arbeitsflug)
FLUGPHASE Schwebeflug
UNFALLART Triebwerkschaden - Harte Landung

PERSONENSCHADEN

	BESATZUNG	FLUGGÄSTE	DRITTPERSONEN
TÖDLICH VERLETZT			
ERHEBLICH VERLETZT	1		
LEICHT ODER NICHT VERLETZT			

SCHADEN AM LUFTFAHRZEUG erheblich beschädigt
SACHSCHADEN DRITTER Gebäude, Forschungsinstrumente

UNFALLHERGANG

Am Donnerstag, den 25. Februar 1982 startete der Pilot auf dem Heliport der Firma Heliswiss in Belp, um Materialtransportflüge in Bern durchzuführen.

Sein Auftrag bestand darin, ohne Zwischenlandungen in vier Rotationen schwere Teile von Forschungs-Instrumenten auf das Flachdach des rund 20 m hohen Gebäudes des Institutes für Exakte Wissenschaften der Universität Bern, nördlich des Hauptbahnhofes, auszuwechseln.

Nach Aufnahme der zweiten Last, ein rund 30 m vom Gebäude entfernt bereitgestelltes Antennendrehgestell, ging der Pilot in einen senkrechten Steigflug über. Als die an einem 10 m langen Stahlkabel eingehängte Last die Höhe der Dachbrüstung erreicht hatte, führte er eine Vierteldrehung aus und ging auf Funkanweisung des auf dem Dach beim Ablageplatz stehenden Mechanikers in Horizontalflug über. Kurz vor Erreichen der Dachkante hörte der Pilot zwei-, dreimal ein leichtes Surren, gefolgt von einer raschen Abnahme des Turbinenlärms und der Rotordrehzahl. Er klinkte die rund eine Tonne schwere Last, die auf ein Vordach am Fuss des Gebäudes fiel, aus und steuerte den beinahe unkontrollierbar gewordenen Helikopter auf das Flachdach des Institutes hin. Der Helikopter schlug linksdrehend hart auf das Dach auf und kippte seitlich um.

Der Pilot, der sich allein an Bord befand, erlitt eine schwere Rückenverletzung (Wirbelfraktur).

Der Helikopter wurde zerstört.

Weitere Sachschäden entstanden am Institutsgebäude, an der ausgeklinkten Last sowie an einem auf dem Dach montierten Antennendrehgestell, das von einem Rotorblatt niedergerissen wurde.

Von den rund 20 bis 30 Personen (Hilfsleute, Pressefotografen und Schaulustige), die sich auf dem Dach des Institutes aufhielten, wurde niemand getroffen.

BEFUNDE

- Der Pilot war formell und materiell berechtigt, den Flugauftrag durchzuführen.
- Der Helikopter AB 204B, S/N 3054, war zum Verkehr zugelassen. Er war mit einem Freifahr-Turbinentriebwerk Rolls-Royce Gnome H 1200 MK 610, S/N 2422-12 ausgerüstet. Die Zelle wies insgesamt 2620, die Gasturbine 174 Betriebsstunden seit der Grundüberholung auf.

Nach dem Unfall wurde der schwerbeschädigte Helikopter auf dem Luftweg nach Belp in den Unterhaltsbetrieb des Halters

transportiert und dort einer eingehenden Inspektion unterzogen.

Diese ergab im wesentlichen folgendes:

Alle festgestellten Schäden an Trieb- und Tragwerk sind beim Aufschlag entstanden, mit Ausnahme des zerstört vorgefundenen Stützlagers der vorderen Antriebswelle des Triebwerkes (Pedestal bearing assembly, mod. 2144 standard), das alle Merkmale eines Primärschadens aufwies. Der Rollenkäfig fehlte weitgehend. Die Rollen waren stark deformiert. Die Schmieröleinspritzdüse im Lagerbock hatte freien Durchgang, war aber leicht verbogen. Die Oelausgangsleitung war durch Trümmerteile des Rollenkäfigs verstopft. Dadurch wurde der Lagerbock überflutet. Durch den entstandenen Ueberdruck wurde die vordere Lagerbockdichtung aus ihrem Sitz herausgepresst und das vorwiegend mit Messingpartikeln des Rollenkäfigs verunreinigte Schmieröl von der Gasturbine aufgesaugt.

Das Triebwerk und dessen Hilfsaggregate wurden im Herstellerland unter Aufsicht des AIB (Accidents Investigation Branch) in Vertretung des Eidg. Büros für Flugunfalluntersuchungen einer Detailuntersuchung unterzogen, wobei die Firmen Rolls-Royce Ltd, Hawker Siddeley Dynamics Engineering Ltd sowie die Anstalt Royal Aircraft Establishment in Farnborough beigezogen wurden.

Nachdem feststand, dass die Turbine keine mechanischen Schäden aufwies, wurde diese auf der Prüfbank getestet und in Ordnung befunden.

Die Laboruntersuchung der Trümmerteile des Stützlagers der vorderen Antriebswelle haben die Annahme bestätigt, wonach das Lager während des Fluges - infolge Bruch des Rollenkäfigs - geborsten ist. Interessant für die Abklärung des Lagerbruchs sind die Ergebnisse einer Begutachtung der im Lagerbock eingeschobenen und in unmittelbarer Nähe des Rollenkäfigs mündenden Oeleinspritzdüse. Diese wies auf der Oberfläche Druckspuren unbekannter Herkunft auf, die von einem Richtwerkzeug, z.B. einer Zange, hinterlassen worden sind. In diesem Zusammenhang scheinen folgende Auszüge aus den Unterhaltsakten von Bedeutung:

Am 2. Oktober 1980: Einbau des von der Firma Rolls-Royce Ltd im Herbst 1971 grundüberholten Triebwerks im Helikopter HB-XKL.

Am 30. Oktober 1980 nach 31:34 Betriebsstunden: Auswechseln der Dichtungen im Lagerbock der vorderen Antriebswelle.

Am 2. Dezember 1980, nach 91:50 Betriebsstunden, wurden Metallspäne am Feilstaubfühler des Stützlagers entdeckt. Das Lager wurde zur Kontrolle ausgebaut und, nachdem nichts Abnormales festgestellt wurde, wieder eingebaut. Bei dieser Gelegenheit wurden die Lagerbock-Dichtungen nochmals ersetzt.

Am 22. Mai 1981, nach 163:49 Betriebsstunden: Ausbau durch

den Halter der Arbeitsturbine-Baugruppe (Assy S/N L2/980) infolge Blattberührung an Gehäuseteilen. Der Ausbau dieser Baugruppe bedingt u.a. die Entfernung der vorderen Antriebswelle samt Rollenpaket des Stützlagers. Reparatur durch Rolls Royce Ltd. Wiederausammenbau beim Halter im Sommer 1981. Wiedereinbau des Triebwerkes im Helikopter HB-XKL am 21.12.1981.

Der Unfall ereignete sich rund 10 Stunden nach Wiederinbetriebnahme des Triebwerkes.

Gemäss Unterhaltshandbuch Rolls Royce Gnome, Temporary Revision No LO.2 Blatt 1 und 2, herausgegeben am 9. Juni 1982, ist die Oeleinspritzdüse des Stützlagers vor dem Ausbau des Lagers zu entfernen.

Gestützt auf frühere Vorkommnisse an Gnome-Triebwerken wurden im Anschluss an das ordentliche Turbinentest-Programm auf dem Prüfband zusätzliche Abklärungen über die Empfindlichkeit der computergesteuerten Kraftstoffregleranlage auf mechanische und elektrische Fremdeinwirkungen durchgeführt. Diese ergaben, dass die Anlage:

- auf mechanische Schwingungen, wie sie nach dem Bruch des Stützlagers aufgetreten sein müssten, nicht empfindlich ist,
- unter gewissen Bedingungen, die aber beim Unfallflug nicht zutrafen, durch Interferenzen von Radiofrequenzen gestört werden kann.

Sowohl die Feststellungen an der computergesteuerten Kraftstoffregleranlage wie der Zustand des Gasgenerators zeigen, dass im Moment des Aufschlages die gesteuerte Leistung wesentlich unter dem Maximum lag.

- Die Wetterverhältnisse waren wie folgt:
Die Schweiz stand unter dem Einfluss eines kräftigen Kaltlufttropfens mit Kern über den Ostalpen. Die Stadt Bern lag unter einer dünnen Schneedecke im Dunst. Die Sicht betrug 2-3 km, die Lufttemperatur -8°C , der Taupunkt -1°C und der Luftdruck 1004 mbar QNH.

BEURTEILUNG

Die Bruchlandung ist auf eine Triebwerkstörung im Bereich des Stützlagers der vorderen Antriebswelle infolge Bruch des Rollenkäfigs zurückzuführen.

Die Leistung der Turbine reichte nicht mehr aus, um die durch die Zerstörung des Lagers entstandenen Reibungskräfte im Rotorantrieb auszugleichen, worauf die Rotordrehzahl zurückging.

Die Störung und der damit verbundene Auftriebsverlust ereignete sich in einer Flug- und Betriebsphase, die dem Pilot praktisch keine Möglichkeit bot, in Autorotation überzugehen und

den Helikopter an einem geeigneten Ort notzulanden.

Die Bruchursache des Rollenkäfigs konnte infolge des hohen Zerstörungsgrades des Lagers nicht mehr ermittelt werden. Dennoch ist anzunehmen, dass dieser Bauteil anlässlich einer Demontage mit der im Lagerbock eingebauten Schmieröleinspritzdüse in Berührung kam und durch diese beschädigt wurde. Die Tatsache, dass nach der Grundüberholung des Triebwerks das Stützlager zweimal auseinander genommen wurde - beide Male vor der Herausgabe der Werkanweisung betreffend Ausbau der Öleinspritzdüse - zusammen mit der Feststellung, wonach dieser Bauteil Spuren aufwies, die die Vermutung aufkommen lassen, dass die Düse anlässlich einer Lagerzerlegung verbogen, dann wieder gerichtet worden ist, deuten in diese Richtung hin.

Für die niedrige Leistung des Gasgenerators und die entsprechende Stellung des Leistungsreglers ist man auf Hypothesen angewiesen. Möglicherweise hat der Pilot beim Aufschlag die Leistung zurückgenommen. Es ist auch nicht ausgeschlossen, dass die beim Bruch des Rollenkäfigs entstandenen Schwingungen eine allfällig vorhandene schlechte Kontaktstelle im elektrischen System verschlechtern konnten, was erfahrungsgemäss zu Störungen in der Steuerelektronik führen kann.

Zur Zeit des Unfalles hielten sich etwa 30 Personen auf dem Dach des Instituts auf. Glücklicherweise wurde beim Absturz des Helikopters niemand verletzt.

Bei der Ausführung solcher heikler Aufgaben in einer ungünstigen Umgebung sollten grundsätzlich in die Nähe des Arbeitsplatzes nur Leute zugelassen werden, die eine genau definierte Funktion ausüben haben.

URSACHE

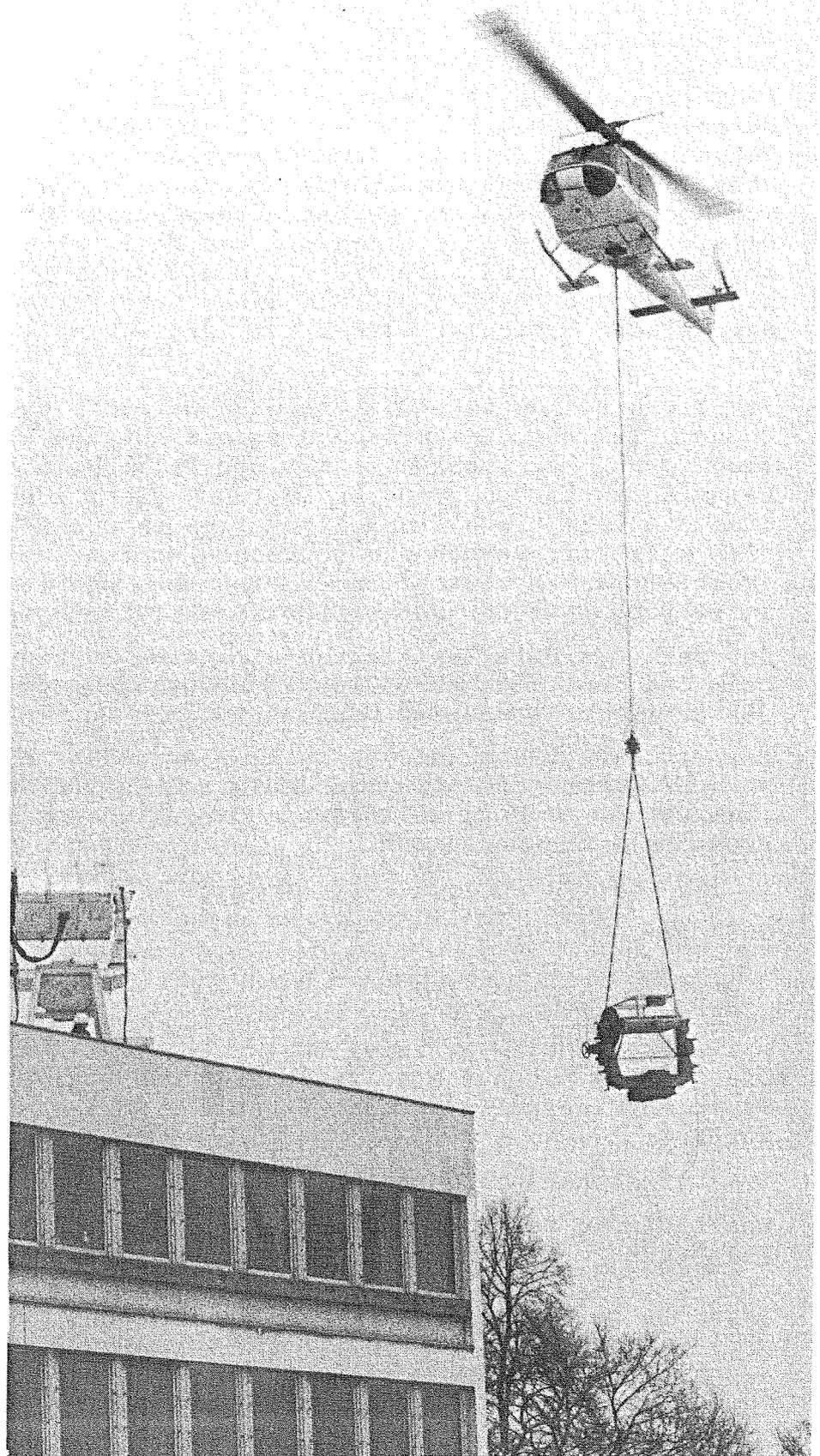
Rotordrehzahlverlust nach Triebwerkstörung im Schwebeflug mit Aussenlast in geringer Höhe über dicht besiedeltem Gebiet. Die Störung ist auf eine Zerstörung des Stützlagers der vorderen Antriebswelle infolge Bruch des Rollenkäfigs zurückzuführen.

Zum Unfall kann beigetragen haben:

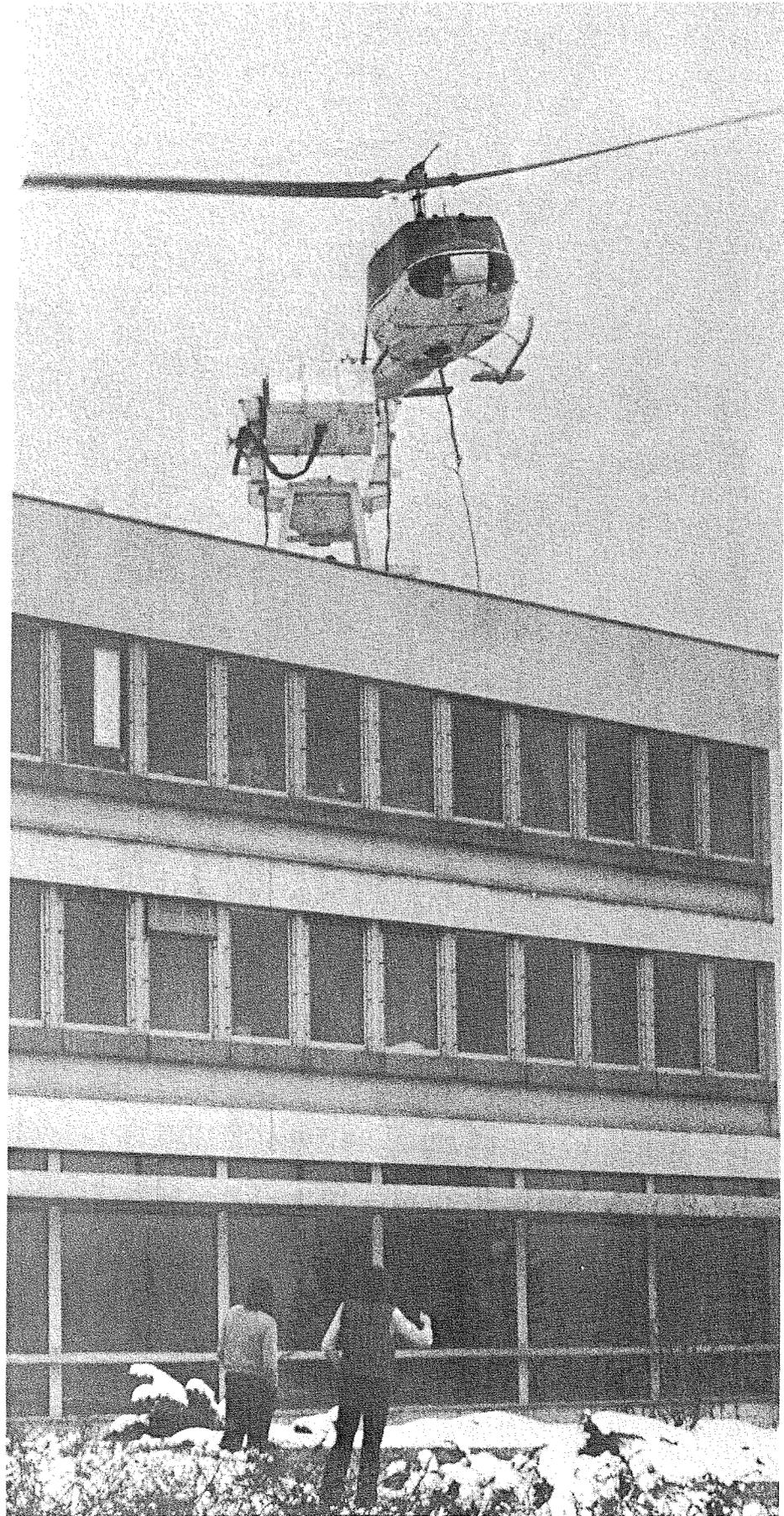
Beschädigung des Rollenkäfigs während Unterhaltsarbeiten am Triebwerk.

Bern, 2. Dezember 1983

sig. Dr. Ch. Ott
sig. J.-P Weibel
sig. Ch. Lanfranchi
sig. M. Marazza
sig. H. Angst



Der Helikopter im Schwebeflug kurz vor dem Auftreten der Triebwerkstörung



Der Helikopter unmittelbar vor der Bruchlandung auf das Flachdach des Gebäudes. Der Pilot hat die Last bereits ausgeklinkt.



Der Helikopter unmittelbar vor und nach der Bruchlandung



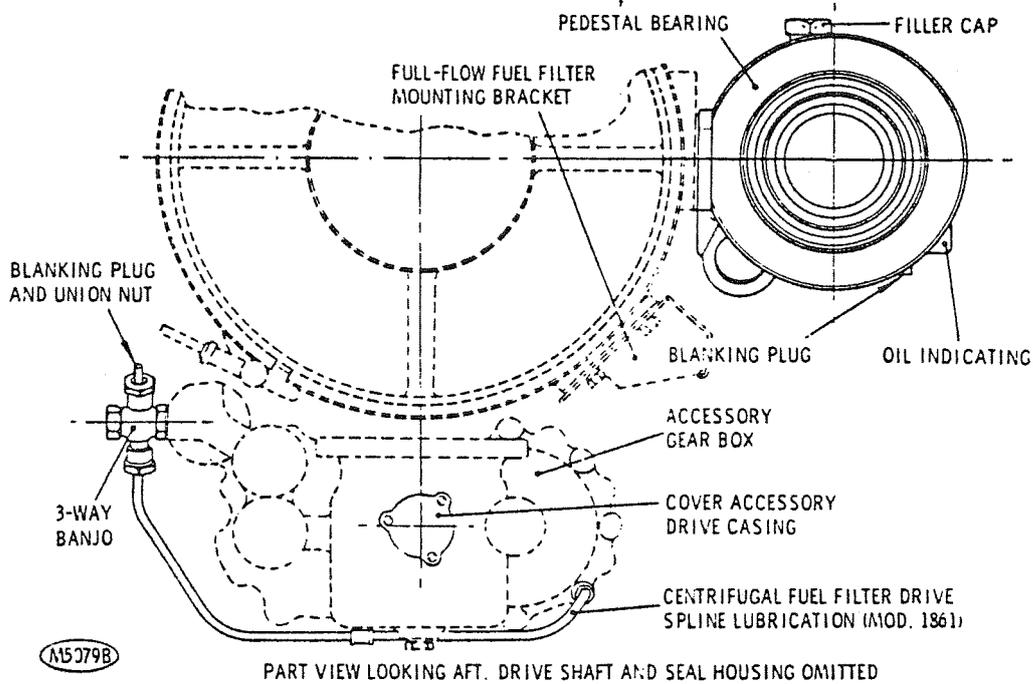
ROLLS-ROYCE **GNOME** AERO ENGINE

Service Bulletin

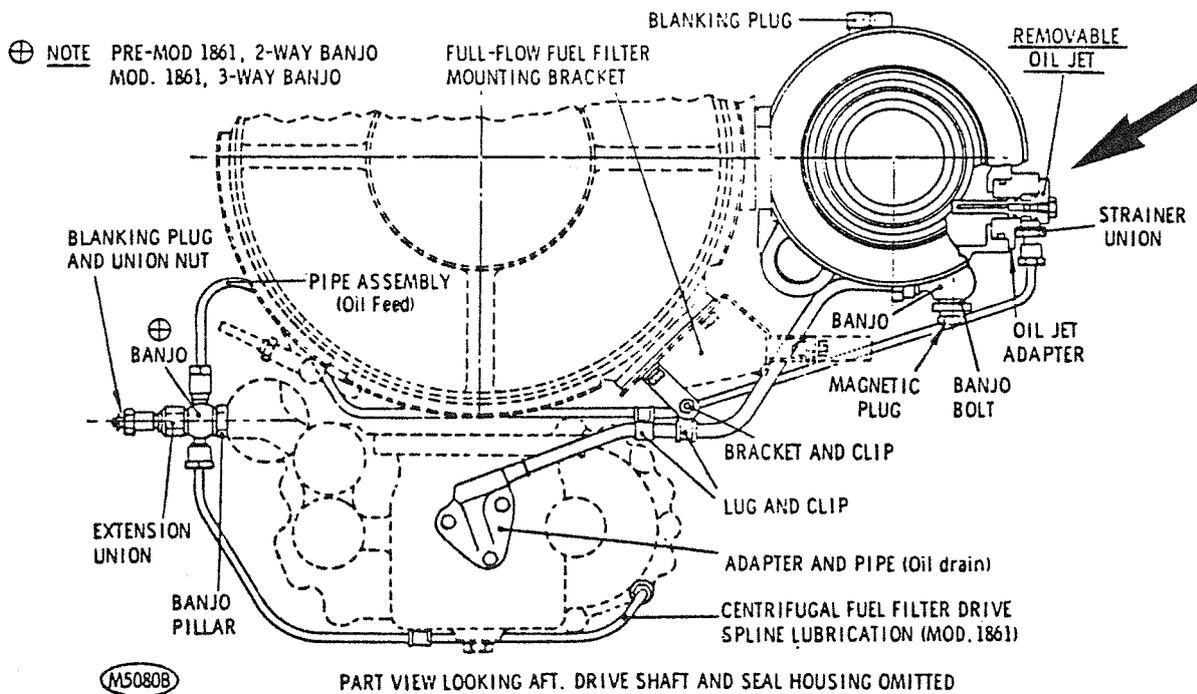
NUMBER 72-357 (Continued)

ENGINE - OIL JET LUBRICATION OF THE
PEDESTAL SHAFT BEARING

GNOME MODIFICATION No.2144



Accessory drive casing and front frame pedestal pre-mod.2144
Figure 1



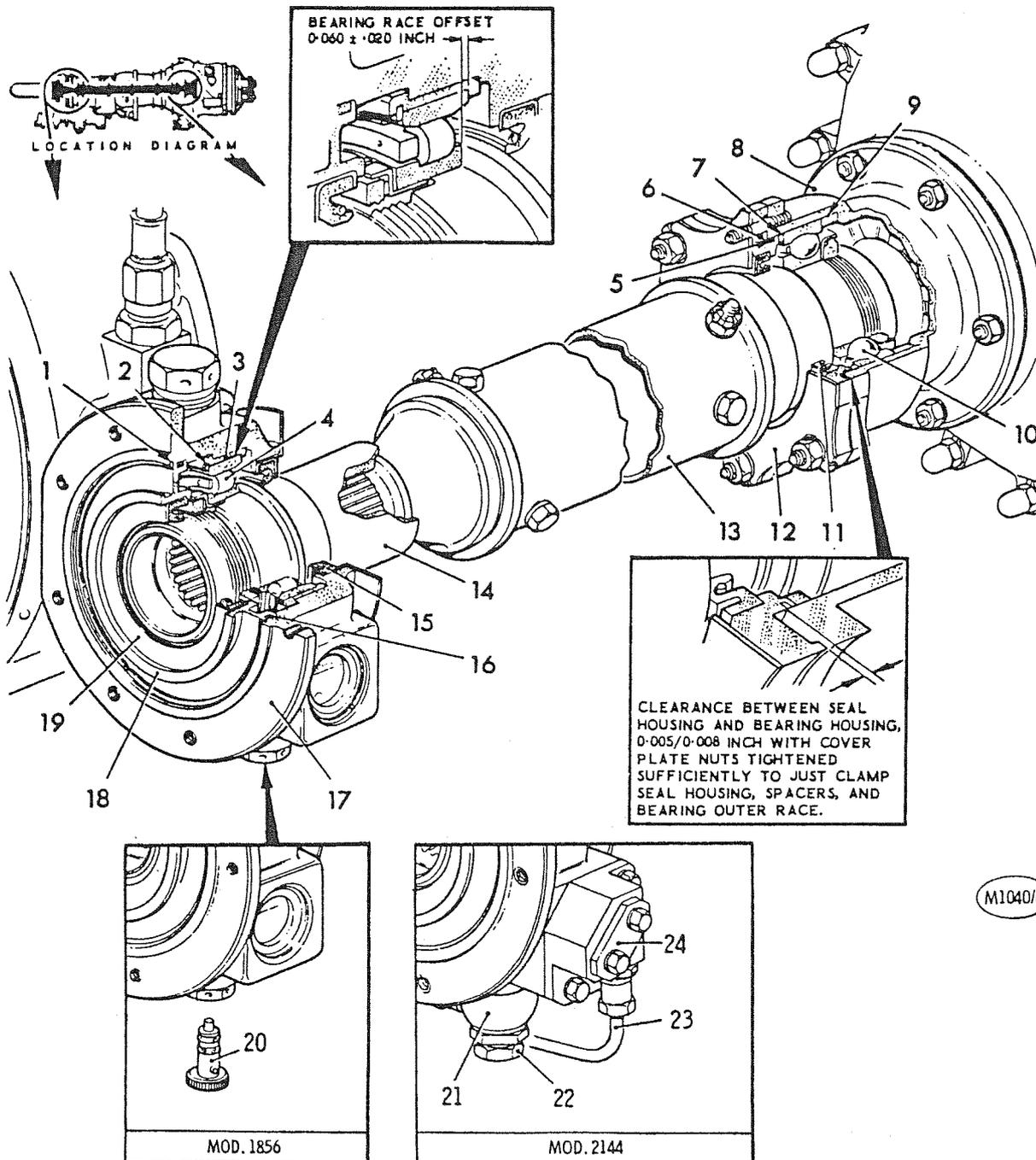
Accessory drive casing and front frame pedestal Mod.2144
Figure 2

Jan. 6 1976

72-357
Page 9

Abbildung 2 zeigt den Einbau der Oeelspritzdüse (Pfeil)
Mod. 2144

ROLLS-ROYCE **GNOME** AERO ENGINE
TEMPORARY REVISION
 TEMPORARY REVISION No.LO.2



M1040/6

- | | | |
|-------------------|-------------------------|-------------------------------------|
| 1. RETAINING RING | 9. SPACER | 17. PEDESTAL HOUSING (PRE-MOD.2144) |
| 2. RETAINING RING | 10. BEARING | 18. OIL SEAL HOUSING |
| 3. LINER | 11. OIL SEAL | 19. OIL SEAL |
| 4. BEARING | 12. COVER PLATE | 20. MAGNETIC DRAIN PLUG (MOD.1856) |
| 5. SEALING RING | 13. FORWARD DRIVE SHAFT | 21. OIL DRAIN BANJO |
| 6. SEAL HOUSING | 14. PEDESTAL SHAFT | 22. MAGNETIC DRAIN PLUG } MOD 2144 |
| 7. SPACER | 15. OIL SEAL | 23. OIL FEED PIPE |
| 8. HOUSING | 16. SEALING RING | 24. OIL JET |

Abbildung der vorderen Antriebswelle des Triebwerkes mit Stützlager (links) Mod. 2144