



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Flugzeuges HP 137 "Jetstream" D-INAH

der Fluggesellschaft Bavaria

vom 6. März 1970

bei Samedan/GR

Inhaltsverzeichnis

- 0. ALLGEMEINES
 - 0.1 Kurzdarstellung
 - 0.2 Untersuchung
 - 0.2.1 Zusammensetzung des Untersuchungsteams
 - 0.2.2 Erste Sicherungsmassnahmen
 - 0.2.3 Verlauf der Untersuchung
 - 0.2.4 Zusätzliche Massnahmen der Eidg. Flugunfall-Untersuchungskommission

- 1. FESTGESTELLTE TATSACHEN
 - 1.1 Flugverlauf
 - 1.2 Personenschäden
 - 1.3 Schäden am Flugzeug
 - 1.4 Sachschäden von Drittpersonen
 - 1.5 Besatzung
 - 1.5.1 Bordkommandant
 - 1.5.2 Copilot
 - 1.6 Luftfahrzeug
 - 1.6.1 Allgemeines
 - 1.6.2 Gewicht und Schwerpunkt
 - 1.6.3 Triebwerke
 - 1.6.4 Brennstoffanlage (zellenseitig)
 - 1.6.5 Hydraulik-Anlage
 - 1.6.6 Triebwerk-Brandschutz
 - 1.6.1.1 Feuerwarn-Anlage
 - 1.6.1.2 Feuerlösch-Anlage
 - 1.6.7 Betriebsstunden
 - 1.6.8 Vorkommnisse im Flugbetrieb
 - 1.6.9 Betriebsvorschriften

- 1.6.9.1 Operationelle Grenzen
- 1.6.9.2 Checklisten
 - 1.6.9.2.1 Normal-Verfahren
 - 1.6.9.2.2 Not-Verfahren
- 1.7 Wetter
 - 1.7.1 Allgemeine Wetterlage
 - 1.7.2 Wetter im Unfallraum
- 1.8 Navigations-Bodenanlagen
- 1.9 Funkverkehr
- 1.10 Flugplatzanlagen
- 1.11 Flugdatenschreiber
- 1.12 Befunde am Wrack
 - 1.12.1 Allgemeines
 - 1.12.2 Befunde an den Triebwerken
 - 1.12.3 Brennstoff- und Hydraulikanlagen
 - 1.12.4 Befunde am Brandschutzsystem (Triebwerk)
- 1.13 Autopsie
- 1.14 Feuer
- 1.15 Überlebenschancen
- 1.16 Versuche und besondere Untersuchungen
 - 1.16.1 Kontrolle der Turbinenscheibe 1. Stufe
 - 1.16.2 Dauerprüfungen auf dem Prüfstand
 - 1.16.3 Kontrolle der Turbinenräderröhlinge
- 1.17 Weitere Massnahmen
 - 1.17.1 Panzerung
 - 1.17.2 Zusatzkühlung
 - 1.17.3 Modifikation der Feuerlöschanlage
 - 1.17.4 Versetzung der Brandhähne
- 2. BEURTEILUNG UND SCHLUSSFOLGERUNGEN

- 2.1 Beurteilung
 - 2.1.1 Ausfall des linken Triebwerks
 - 2.1.2 Feuerwarnanlage
 - 2.1.3 Feuerlöschanlage
 - 2.1.4 Brandhähne
 - 2.1.5 Hydraulik-Anlage
 - 2.1.6 Steuerbarkeit des Flugzeuges
- 2.2 Schlussfolgerungen
 - 2.2.1 Befunde
 - 2.2.2 Wahrscheinliche Unfallursachen

Verzeichnis der Beilagen

- 1 Ungefährer Flugweg in der letzten Phase des Fluges
- 2 3 Seitenansichten der HP 137 Jetstream
- 3 Längsschnitt des Triebwerks Astazou XIV C
- 4 Zusammensetzung der Turbinenräder
- 5 Turbinenrad
- 6 Steuerung des Kraftstoffniederdruckhahns
- 7 Kraftstoffanlage
- 8 Hydraulische Anlage
- 9 Triebwerk-Feuerwarnanlage
- 10 Löschanlage: Schalttafel
- 11 Feuerlöschanlage
- 12 Feuerlöschanlage: Prinzipschema
- 13 Elektrisches Schaltschema mit Hauptsicherung der Feuerlöschanlage
- 14 Feuerlöschanlage: Elektrisches Schaltschema
- 15 Längsschnitt des eingebauten Triebwerks mit Schadenbild
- 16 Perspektivische Ansicht des eingebauten Triebwerks mit Schadenbild
- 17 Ansicht des linken Triebwerks, aufgenommen vor der Zerlegung
- 18 Ansicht Austrittskante
- 19 Triebwerkaufhängung (Zelle) mit Schadenbild

S C H L U S S B E R I C H T

der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission
über den Unfall
des Flugzeuges HP 137 "Jetstream" D-INAH
der Fluggesellschaft Bavaria vom 6. März 1970
bei Samedan/GR

0. ALLGEMEINES

0.1 Kurzdarstellung

Am Freitag, 6. März 1970, führte das Flugzeug HP 137 "Jetstream" D-INAH der Fluggesellschaft Bavaria einen gewerbsmässigen Flug des Nichtlinienverkehrs von München nach Samedan durch. Es benützte hierzu einen Instrumentenflugplan von München bis Kempten und einen Sichtflugplan von Kempten bis Samedan.

Um 1453 Uhr MEZ ¹⁾ stellte die Besatzung den ersten Funkkontakt mit der Station des Flughafens Samedan her und meldete die Position "vor Zernez". Um 1456 Uhr machte die Besatzung einen Notaufruf und meldete einen Triebwerksbrand. Kurz darauf wurde die Hilfe der Flugplatzfeuerwehr angefordert und mitgeteilt, dass das Fahrwerk nicht in Ordnung sei sowie dass eine Notlandung auf dem Schnee versucht werde.

Um 1458 Uhr schlug das Flugzeug in der Nähe eines Waldes, rund 3 km von der Pistenschwelle 21 und rund 500 m links der Anflugachse auf eine tief eingeschnellte Wiese. Im Absturz zerriss das Flugzeug zwei Kabel einer Hochspannungsleitung und beschädigte einen Baum. Alle Insassen, 2 Besatzungsmitglieder und 9 Passagiere, wovon 6 Kinder, waren tot.

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

- Verlust der Steuerbarkeit des Flugzeuges ausgelöst durch das
- Bersten des Turbinenrades 1. Stufe des linken Triebwerks.

¹⁾ Alle Zeiten in diesem Bericht sind Lokalzeit (GMT + 1 Std.)

0.2 Untersuchung

Die meisten Experten des schweizerischen Untersuchungsteams für Grossunfälle gemäss Annex 13 der ICAO waren damals mit der Untersuchung des Unfalles eines Flugzeuges der Swissair beschäftigt, der sich am 21. Februar 1970 in Würenlingen ereignet hatte.

Angesichts dieser Arbeitsüberlastung wurde im Einvernehmen mit dem Registerstaat eine Ad-hoc Equipe bestellt, die aus Experten des Unfallstaates (Schweiz) und des Registerstaates (Bundesrepublik Deutschland) gebildet wurde.

Die Voruntersuchung wurde von einem Vertreter des Eidg. Büro für Flugunfalluntersuchungen (BFU), geleitet und mit Zustellung des Untersuchungsberichtes vom 27. Februar 1973 an den Kommissionspräsidenten am 18. April 1973 abgeschlossen.

0.2.1 Zusammensetzung des Untersuchungsteams

Untersuchungsleiter:	BFU, Bern
Fachgruppe Flugbetrieb:	Luftfahrtbundesamt (LBA), Braunschweig
Fachgruppe Flugzeugzelle:	Eidg. Luftamt (L+A), Bern
Fachgruppe Triebwerke:	Abteilung der Militärflugplätze (AMF), Buochs L+A, Bern LBA, Braunschweig
Fachgruppe Systeme:	LBA, Braunschweig L+A, Bern
Fachgruppe Flugzeugunterhalt:	LBA, Braunschweig
Fachgruppe Wetter:	Meteorologische Zentralanstalt (MZA), Zürich

Die zuständigen Behörden waren vertreten durch einen Instruktionsrichter in Samedan, und durch die Kantonspolizei Graubünden.

Der Flugzeugherstellerstaat war durch einen Senior Investigation Officer, Board of Trade, Accident Investigation Branch, London, vertreten.

Der Triebwerk-Herstellerstaat wurde durch einen Experten des

französischen Flugunfalluntersuchungsbüros, Paris, sowie durch einen vom Flugtechnik-Dienst, Paris, repräsentiert.

Vertreter des Flugzeugherstellers waren ein Chef Testpilot, ein Produktionschef, und ein Vertreter der Konstruktionsabteilung, Radlett, GB.

Vom Triebwerkhersteller Turbomeca standen zur Verfügung:

Direktor für die Schweiz
Chefingenieur
Chef Kundendienst
Chef Metallurg in Bordes/F.

Die Fluggesellschaft Bavaria war vertreten durch den Chef des Technischen Dienstes, einen Flugkapitän sowie einem Vertreter des Technischen Dienstes der Bavaria in München.

0.2.2 Erste Sicherungsmassnahmen

Innerhalb der ersten Stunde nach dem Unfall wurde festgestellt, dass keiner der Insassen den Unfall überlebt hatte.

Das Büro für Flugunfalluntersuchungen ordnete deshalb sofort an, dass an der Unfallstelle nichts verändert werden dürfe, dass sie abzusperren und zu bewachen sei.

0.2.3 Verlauf der Untersuchung

Die Unfalluntersuchung wurde am Unfallort am 7. März um 1000 Uhr aufgenommen. Die technischen Ermittlungen an der Aufschlagstelle, welche durch die Kälte und die hohe Schneedecke erschwert wurden, konnten am Sonntagabend, 8. März 1970, abgeschlossen werden.

Die Untersuchung wurde auf dem Flughafen Samedan fortgesetzt, wohin die Flugzeugtrümmer überführt worden waren. Mit Ausnahme des rechten Propellers, der erst nach der Schneeschmelze 3 Monate später gefunden wurde, konnte praktisch das gesamte Flugzeug sichergestellt werden.

Bis zum 11. März 1970 wurden alle Arbeiten erster Dringlichkeit erledigt und der Plan für das weitere Vorgehen festgelegt.

Die folgenden Stellen wurden mit Spezialuntersuchungen betraut:

- Saurer AG, Arbon/CH
- EMPA, Eidg. Materialprüfungsanstalt, Dübendorf/CH
- Handley Page, Radlett/GB
- Turbomeca, Bordes und Tarnos/F
- Gerichtsmedizinisches Institut der Universität Zürich/CH
- Gravinier Ltd, Colnbrook/GB
- Belling + Lee, Enfield/GB

0.2.4 Zusätzliche Massnahmen der Eidg. Flugunfall-Untersuchungskommission

Im Verlaufe der öffentlichen Sitzung vom 14. Juni 1973 in Samedan, nahm die Eidg. Flugunfall-Untersuchungskommission Kenntnis von den Berichten des Untersuchungs- und der Fachgruppenleiter sowie von den Aussagen weiterer Auskunftspersonen. Am nächsten Tag besichtigte sie die Unfallstelle und nahm an einem Rekonstruktionsflug des Endanflugweges teil.

1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

1.1 Flugverlauf

Das Flugzeug HP 137 D-INAH der Fluggesellschaft Bavaria startete am 6. März 1970 um 1417 Uhr auf dem Flughafen München zu einem gewerbsmässigen Nichtlinienflug BV 1000 München-Samedan mit einem IFR-Flugplan München-Kempton sowie einem VFR-Flugplan für den Streckenteil Kempton-Samedan.

Auf der Abflugroute Nr. 6 Ammersee-Kempton erreichte das Flugzeug 6 Minuten später die Flugfläche 100. 1425 Uhr meldete die Besatzung das Überfliegen des Meldepunktes Ammersee auf der Flugfläche 115. Um 1432 Uhr befand sich das Flugzeug auf der zugeteilten Reiseflugfläche 160. 1438 Uhr meldete das Flugzeug den Kontrollpunkt Kempton und den planmässigen Übergang zum VFR-Flugplan.

Ungefähr um 1453 Uhr nahm der Flug BV 1000 mit dem Flughafen Samedan Funkkontakt auf und meldete die Position "vor Zernez".

Gegen 1456 machte der Kapitän einen Notaufruf "Mayday, mayday, engine fire". Kurz darauf verlangte er in deutscher Sprache

die Hilfe der Flugplatzfeuerwehr, meldete eine Fahrwerkstörung und kündigte den Versuch einer Notlandung an: "Bieten Sie die Feuerwehr des Flugplatzes auf. Das Fahrwerk ist nicht in Ordnung, wir versuchen eine Landung auf Schnee. Wenn es nicht gelingt, grüssen Sie unsere Angehörigen."

(Durch die Kontrollturmbeamtin aus dem Gedächtnis zitiert.)

Ungefähr 9 km vor dem Flughafen wechselte das Flugzeug im Sinkflug von der rechten auf die linke Talseite. Zeugen stellten dabei fest, dass im Bereich des linken Triebwerks Flammen austraten und sein Propeller nur noch ganz langsam drehte. Kurz darauf bemerkten andere Zeugen einen Feuerball auf dem linken Flügel sowie einen Gegenstand, der vorne von ihm "herabhing".

Um 1458 Uhr, rund 2 Minuten nach der ersten Notmeldung, stürzte das Flugzeug in einer Drehbewegung um die Längsachse ab und schlug im Schnee auf. Die Absturzstelle liegt am Fusse eines bewaldeten Hanges, auf der Ostseite des Inntales, rund 3 km vor der Pistenschwelle 21 und zirka 500 m links der Anflugachse.

Im Absturz hat das Flugzeug eine Lärche geköpft und zwei Kabel einer Hochspannungsleitung von 220 kV zerrissen.

Das Wrack brannte nicht weiter (siehe ebenfalls unter 1.14).

Der Unfall ereignete sich bei Tageslicht in Champesch, ungefähr 2 km SW des Dorfes La Punt Chamues-ch, Oberengadin/GR, auf 1738 m/M. Koordinaten: 45°34'42"N / 9°54'50"E (siehe Anhang 1).

1.2 Personenschäden

	Besatzung	Fluggäste	Drittpersonen
Tödlich verletzt	2	9	-
Verletzt	-	-	-
Nicht verletzt	-	-	-

1.3 Schäden am Flugzeug

Das Flugzeug wurde zerstört.

1.4 Sachschäden von Drittpersonen

Beschädigung einer Hochspannungsleitung.

1.5 Besatzung

1.5.1 Bordkommandant

† Jahrgang 1929, deutscher Staatsbürger, Miteigentümer und Chefpilot der Fluggesellschaft Bavaria, München.

Der Kommandant war Inhaber eines deutschen Ausweises für Linienflugzeugführer vom 29. April 1968, gültig bis zum 30. März 1970, Berechtigungen als verantwortlicher Flugzeugführer für BAC 111, Dart Herald und HP 137. Letzte periodische ärztliche Untersuchung: 9. September 1969; Tauglichkeitsklasse I ohne Einschränkungen.

Der letzte periodische Überprüfungsflug auf HP 137, der u.a. die Verfahren bei Triebwerkbrand und eine Landung mit simuliertem Triebwerksausfall umfasste, wurde am 10. Oktober 1969 mit Erfolg absolviert.

Darüber hinaus bestand der Kommandant am 7./8. November 1969 ein theoretisches und praktisches Examen zum Erwerb der Berechtigung als Fluglehrer für HP 137.

Flugerfahrung und Arbeitszeit:

Insgesamt 6741 h, wovon 96 h in den letzten 3 Monaten, 18 h in den letzten 30 Tagen. Erfahrung auf HP 137 total 84 h, 44 Landungen in den letzten 3 Monaten.

Zur Zeit des Unfalles betrug seine Flugdienstzeit 1:56 h. Davor lag eine Flugdienststruzeit von 4 Tagen.

1.5.2 Copilot

† Jahrgang 1938 in Berlin, deutscher Staatsbürger

Der Copilot war Inhaber eines deutschen Ausweises als Linienflugzeugführer vom 7. Januar 1970, gültig bis 15. Juli 1970, mit der Berechtigung als verantwortlicher Flugzeugführer auf HP 137 und Copilot auf BAC 111.

Letzte periodische ärztliche Untersuchung: 22. Dezember 1969, Tauglichkeitsklasse I ohne Einschränkungen.

Umschulungskurs auf HP 137: 17.-19. Dezember 1969. Im Um-

schulungsprogramm figurierten u.a. die Verfahren zur Bekämpfung eines Triebwerkbrandes sowie eine Landung mit einem simulierten Triebwerksausfall.

Flugerfahrung und Arbeitszeit:

Insgesamt 2853 h, wovon 141 h in den letzten 3 Monaten und 38 h in den letzten 30 Tagen. Erfahrung auf HP 137: total 45 h, 44 Landungen in den letzten 3 Monaten.

Zur Zeit des Unfalles stand der Pilot seit 9:13 h im Dienst. Die vorgängige Ruhezeit betrug 15:30 h.

1.6 Luftfahrzeug

1.6.1 Allgemeines (vgl. Anhang 2)

Eigentümer und Halter: Bavaria Fluggesellschaft Schwabe und Co., München

Muster: Handley Page 137 "Jetstream" Mk 1

Baujahr und Werknummer: 1969 / 205

Immatrikulation: D-INAH

Verkehrsbewilligung ausgestellt am 22. Oktober 1969, gültig für die Personenbeförderung Kat. 2.

Charakteristik: Das Flugzeug Handley Page HP 137 ist ein leichtes Ganzmetall-Transportflugzeug mit 2 Propellerturbinen. Mindestbesatzung: 1 Pilot. Maximal zulässige Personenzahl an Bord: 21 (BCAR). Die Fluggesellschaft Bavaria setzte das Flugzeug ausschliesslich mit 2 Piloten ein, die Kabine war für 11 Passagiere eingerichtet.

1.6.2 Gewicht und Schwerpunkt

Höchstzulässiges Start- und Landegewicht: 5670 kg. Zulässiger Schwerpunktsbereich für das Landegewicht 15,3 % - 35,5 % Mittlere Flügelsehne (MAC).

Im Zeitpunkt des Unfalles betrug das Flugzeuggewicht maximal 5250 kg und die errechnete Schwerpunktslage rund 27 % MAC.

1.6.3 Triebwerke

Das Flugzeug war mit zwei Turbinen Turbomeca Astazou XIV ausgerüstet, die über ein Planetengetriebe einen hydraulisch

verstellbaren Dreiblatt-Propeller Hamilton Standard 23 LF antrieben (siehe Anhang 3).

Kompressor: 2 achsiale Stufen gefolgt von 1 radialer Stufe. Luftdurchsatz bei einem Kompressionsverhältnis von 8:1: 3.3 kg/s.

Brennkammer: Ringbrennkammer, mit Brennstoffeinspritzung durch die rotierende Triebwerkswelle, bestehend aus:

- innerem Teil: Hinteres Wirbelblech und Labyrinth sowie
- äusserem Teil: Vorderes Wirbelblech und Mischeinrichtung.

Turbine: 3stufige Achsialturbine, deren einzelne Turbinenräder mit 4 Dehnbolzen und "Curvic Coupling" fest miteinander verbunden sind (siehe Anhang 4),. Die Turbinenschaufeln sind aus dem Vollen aus einer hochwarmfesten Metalllegierung UDIMET 500 gearbeitet (vgl. Anhang 5). Die hintere Turbinenwelle wird durch ein Lager gestützt, das mit 3 Streben am Ende des Turbinengehäuses befestigt ist.

Die maximale Turbineneintrittstemperatur (t_3) beträgt 900°C .

Die Leistung an der Propellerwelle beträgt maximal 870 PS, der Restschub 60 kg. Die Turbinendrehzahl beträgt 43000 /min, die Propellerdrehzahl 1780 /min.

Die Regulierung der Propellerturbine macht die ständige Kontrolle der folgenden zwei Parameter notwendig:

- Die Turbinendrehzahl muss konstant bleiben;
- Die Turbineneintrittstemperatur muss während des ganzen Fluges innerhalb eines bestimmten Bereiches bleiben.

Die Turbinendrehzahl wird durch einen Fliehkraftregler konstant gehalten, der die Brennstoffzufuhr in die Brennkammer unabhängig von der Propellerstellung dosiert.

Die Turbineneinlasstemperatur t_3 wird automatisch im erlaubten Bereich gehalten durch eine Begrenzung der thermischen Last, die den Blattwinkel des Propellers so steuert, dass

- bei automatischer Operation t_3 konstant auf den für jede Flugphase fixierten Werten bleibt;
- bei manueller Operation der Pilot die Propellersteigung nicht so verändern kann, dass t_3 ausserhalb des zulässigen Bereichs gerät.

1.6.4 Brennstoffanlage (zellenseitig)

Die Brennstoffversorgungsanlage besteht aus zwei Systemen, die durch einen Crossfeed verbunden sind. Jedes System hat einen Tank mit 231 US gal Fassungsvermögen, der in die Abteile Nr. 1-5 unterteilt ist. Beide Systeme besitzen einen Brandhahn hinter dem Triebwerk, der vom Cockpit aus über einen Kabelzug betätigt wird (vgl. Anhang 6 und 7).

1.6.5 Hydraulik-Anlage

Das Hydrauliksystem wird zur Betätigung der Radbremsen, des Fahrwerks, der Bugradsteuerung und der Landeklappen verwendet. Der Hydrauliktank in der linken Flügelwurzel besteht aus zwei Abteilen (Normal- und Not-). Während der Normaloperation wird der Druck durch zwei motorgetriebene Pumpen erzeugt (Durchflussmenge 0,2 l/s, verfügbarer Inhalt 4,5 l). Im Notfall kann das Öl mit einer Handpumpe aus dem Reserveteil des Hydrauliktanks geschöpft werden, um den nötigen Druck für die Betätigung von Fahrwerk und Landeklappen zu erzeugen.

Das Hydrauliksystem ist - analog der Brennstoffanlage - mit zwei Brandhähne hinter den beiden Triebwerken ausgerüstet (vgl. Anhang 8).

1.6.6 Triebwerk-Brandschutz

1.6.6.1 Feuerwarn-Anlage

Die Feuerwarnanlage besteht aus zwei unabhängigen Systemen (je 1 pro Triebwerk). Jedes System besteht aus Thermofühlern in den Zonen 1, 2 und 3 der Triebwerk gondel sowie einer Warnglocke und einem optischen Signal ("FIRE" und "PRESS TO FEATHER") im Cockpit. Eine Testknopfeinrichtung ermöglicht der Besatzung, die Funktionsfähigkeit der elektrischen Verdrahtung der Anlage jederzeit zu überprüfen (vgl. Anhang 9 und 10).

1.6.6.2 Feuerlösch-Anlage

Die zwei Feuerlöschflaschen sind in den beiden Hauptfahrwerkschächten angeordnet. Das Löschmittel wird über einen Verteilring auf das Triebwerk abgesprüht, wobei für jede Feuerlöschflasche das eine oder das andere Triebwerk gewählt werden kann. Ihre Auslösung erfolgt elektrisch über pyrotechnische Zündsätze vom Cockpit aus (vgl. Anhang 10-14).

1.6.7 Betriebsstunden

Zelle: 258:51 h und 318 Landungen

Triebwerk links: (Az XIV C1, Serie Nr. 104): 179:21 h (wovon 5:10 h auf dem Prüfstand) und 280 Landungen.

Triebwerk rechts: (Az XIV C, Serie Nr. 35) 270:01 h, wovon 11:10 h auf dem Prüfstand, und 318 Landungen.

Die Triebwerke Az XIV C und Az XIV C1 sind auswechselbar, lediglich ihre Zusatzausrüstung ist verschieden.

Propeller (Typ 23 LF 335)

links: Serie Nr. 230 061: 174:11 h

rechts: Serie Nr. 228 939: 210:31 h

Vor dem Kauf des Flugzeuges durch die Bavaria wurde das Flugzeug durch den Hersteller unter der Immatrikulation G-AXEM für Homologierungs- und Demonstrationsflüge verwendet.

1.6.8 Vorkommnisse im Flugbetrieb

- Am 13. Februar 1970 wurde der Pilot des Fluges München-Samedan aus meteorologischen Gründen gezwungen, den Sinkflug in Richtung Samedan sehr steil durchzuführen. Beim Starten der Triebwerke nach dem kurzen Zwischenhalt gelang es der Besatzung nicht, das rechte Triebwerk (Nr. 35) anzulassen. Sie musste deshalb die Hilfe des technischen Dienstes in München anfordern.
- Am Unfalltag meldete der Kommandant des Kurses Nürnberg-München, des letzten Fluges vor dem Unfallflug, im technischen Rapportbuch Schwierigkeiten mit dem Anlassen des linken Triebwerks: "Difficulties to Start No 1 engine at NUE; flame out at 20 %, alight with IGN switch on 4 times".

1.6.9 Betriebsvorschriften

1.6.9.1 Operationelle Grenzen

Maximalgeschwindigkeit (VMO) 215 kt IAS bis auf 18'000 ft.

VMC 88 kt IAS, angezeigt durch einen roten Strich auf dem Geschwindigkeitsmesser, bestimmt bei folgenden Bedingungen:

Druckhöhe 0 m, Temperatur 0°C, kritischer Motor (links) in Segelstellung, Motor rechts auf Startleistung.

1.6.9.2 Checklisten

1.6.9.2.1 Normal-Verfahren

Vorabflugkontrollen:

Das vom ARB genehmigte Flughandbuch schreibt vor, dass im Preflight Check der elektrische Feuerwarntest durchgeführt werden muss. Dieser Test ist unmittelbar vor dem Anlassen des einzelnen Triebwerks zu wiederholen.

1.6.9.2.2 Notverfahren

a) Verfahren bei Triebwerkbrand gemäss Checklist des Flughandbuches:

ENGINE FIRE

Immediate Action

1. Illuminated FIRE WARNING button Press

Then having positively identified the affected engine:

2. LP fuel COCK SHUT

3. AIR SUPPLY valve OFF on affected side

4. If fire persists after feathering is complete Select FIRE BOTTLE 1st SHOT

Subsequent Action

5. RPM lever START

6. Engine Start selector switch STOP

7. FUEL BOOST pump on affected side OFF

8. If fire still persists Select FIRE BOTTLE 2nd SHOT

CAUTION: When 2nd SHOT used, no more extinguishant is available for either engine.

9. NON ESSENTIAL BUS switch ISOLATE

- | | |
|-------------------------------------|--|
| 10. Electrics | Loadshed as necessary
to ensure load on
remaining generator
does not exceed 90 amps |
| 11. GENERator Switch | OFF/RESET, check
GENERator failure
warning light
illuminated |
| 12. ALternator switch | OFF/RESET, check
ALternator failure
warning light
illuminated |
| 13. Ac BUS CONTROL switch | EMERGENCY, check Bus
indicator light
illuminates |
| 14. BOTH RECIRCULATION FAN switches | OFF |
| 15. AIR SUPPLY valve | Increase flow on other
side as required to
compensate for loss of
engine |
| 16. FUEL CROSSFEED COCK | CROSSFEEDING |
| 17. Manual feather lever | FEATHER |
| 18. Power lever | Set at flight fine
pitch position |

CAUTION: After extinguishing the fire, no attempt should be made to restart that engine.

b) Verfahren bei Triebwerkbrand gemäss Checklist der Fluggesellschaft Bavaria:

ENGINE FIRE

1. Immediate action:
 - a) IAS Below 240 kn
 - b) FIRE WARNING BUTTON Press
 - c) RPM lever STOP - fully back
 - d) Engine start selector switch STOP

- | | | |
|-----------------------|--------------------------|--|
| e) | Fuel LP cock | SHUT |
| f) | If fire persists | Select FIRE BOTTLE 1st shot |
| g) | Pressurization | OFF on affected side and adjust other side as reqd |
| 2. Subsequent action: | | |
| a) | DC generator | OFF/RESET, check light ill |
| b) | AC generator | OFF/RESET, check light ill |
| c) | AC BUSBAR CONTROL switch | EMERGENCY, check light ill |
| d) | Electrics | Loadshed to less than 100 |
| e) | Fuel Crossfeed | CROSSFEED (as required) |
| f) | Booster Pumps | As required |
| g) | If fire still persists | Select fire bottle second shot |

Das Verfahren b) unterscheidet sich vom Verfahren a) insofern, als die Manipulation No 2 auf Position No 4, Punkt No 3 auf Position 6 und Punkt No 4 auf Position 5 verschoben worden sind. Die Punkte No 5 und 6, die in der Checklist des Flughandbuches als zusätzliche Items figurieren, werden im Verfahren b) als Massnahmen erster Dringlichkeit aufgeföhrt, die vom Piloten auswendig zu kennen und durchzuföhren sind. Das Verfahren b) ist von den Fluglehrern des Flugzeugherstellers bei der Ausbildung der Bavaria-Besatzungen instruiert und angewendet worden.

1.7 Wetter

1.7.1 Allgemeine Wetterlage

Ein umfangreiches Tiefdruckgebiet mit Zentrum über Südschweden überzog ganz Mitteleuropa bis zu den Alpen mit einer

feuchtkalten NW-N-Strömung, die von starker Bewölkung und leichten Schneeschauern begleitet war; ein flaches Teiltief überdeckte Nord- und Mittelitalien. Ein schwacher Hochdruckausläufer erstreckte sich von der Biskaja gegen Süddeutschland, der entlang des Alpennordhanges eine leichte Staulage und auf der Alpensüdseite einen mässigen Nordföhn bei leicht bewölktem Himmel zur Folge hatte.

1.7.2 Wetter im Unfallraum

Wind: schwach aus Sektor Nord
Sicht: 20 km, leichter Dunst in den untern Luftschichten
Bewölkung: 2/8 SC auf 4000 ft
6/8 SC auf 18'000 ft
Temperatur und Taupunkt: -6°C / -16°C
Relative Luftfeuchtigkeit: 45 %
QNH: 1006 mb
Sonnenstand: Elevation 29°, Azimut 221°

Die Besatzung des Flugzeuges von Zürich, welches rund 7' vor dem Unfall in Samedan landete, meldete, dass sie über dem Oberengadin keine Turbulenz angetroffen habe.

1.8 Navigations-Bodenanlagen

Der Flughafen Samedan ist nicht mit radioelektrischen Hilfen für die Navigation oder für die Landung ausgerüstet.

1.9 Funkverkehr

Die Aufzeichnung des Radiokontakts zwischen dem Flugzeug und der ATC München ist um 1438 Uhr zu Ende, d.h. kurz nachdem die Besatzung des Flugzeuges D-INAH über dem Funkfeuer Kempten, 75 nm NNE von Samedan, auf Flugfläche 160 die Bewilligung zur Annullierung des IFR-Flugplans erhielt. Bis zu diesem Zeitpunkt wurden von der Besatzung keine Abnormitäten gemeldet.

Der Flughafen Samedan ist mit einer Funkstation für den Platzverkehr ausgerüstet, die auf 119.7 MHz arbeitet. Sie kann

lediglich Informationen vermitteln und Ratschläge zur rationellen Durchführung der Flüge erteilen. Die Funkgespräche werden nicht registriert.

1.10 Flugplatzanlagen

Der Flughafen Samedan ist für den internationalen kommerziellen Verkehr geöffnet. Er liegt auf 1707 m/M und verfügt über eine Asphaltpiste 03-21 von 1800 x 40 m.

1.11 Flugdatenschreiber

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.12 Befunde am Wrack

1.12.1 Allgemeines

Das Flugzeug schlug am Boden in offensichtlich unkontrollierter Fluglage, sehr wahrscheinlich in Rückenlage auf. Ungefähre Flugrichtung beim Aufschlag: 200°.

Alle Überreste des Flugzeuges lagen im Umkreis von 30 m, mit Ausnahme eines Inspektionsdeckels des linken Flügels, der 40 m vom Aufschlagpunkt gefunden wurde.

Das Flugzeug köpfte knapp vor dem Aufschlag eine Lärche mit der Vorderkante des linken Höhenleitwerks. Kollisionsspuren mit der Hochspannungsleitung wurden an beiden Propellern und am rechten Hauptfahrwerk gefunden. Das Hauptfahrwerk war ausgefahren und verriegelt, während sich das Bugrad im Bugradschacht befand. Die Überprüfung ergab, dass das Bugfahrwerk beim Aufschlag nicht verriegelt war und sich in irgendeiner Zwischenposition zwischen "Up" und "Down" befunden haben muss. Die Landeklappen waren eingefahren. Das linke Triebwerk wurde, vom übrigen Wrack getrennt, rund 4 m hinter dem Flügel und tief im Schnee eingegraben, aufgefunden.

1.12.2 Befunde an den Triebwerken

Da der Rumpf im Bereich des Cockpits stark zerstört war, konnte die Stellung der Leistungshebel beim Aufschlag nicht mehr sicher bestimmt werden.

Die Hebelposition auf der Konsole zwischen den beiden Pilotensitzen wurde wie folgt festgehalten:

	Triebwerk		
	links	/	rechts
Leistungshebel	ganz zurück		ganz vorne
RPM-Hebel	ganz vorne		ganz vorne
Manuelle Segelstellung	Pos. FEATHER		Pos. NORMAL

Triebwerk links (No 104)

Der elektrische Brennstoffhahn am Triebwerk wurde in der Stellung geschlossen gefunden, ebenso der Hahn für mechanische Segelstellung auf Segelstellung. Bei der Demontage wurde bald festgestellt, dass der Ausgangspunkt der Triebwerkspanne in der Luft ein Bersten der Turbinenscheibe 1. Stufe gewesen sein müsste. Von der Scheibe wurden leider keinerlei Überreste gefunden. Die montierten Dehnbolzen waren beidseitig des geborstenen Rades abgeschert.

Beim Wegfliegen durchschlugen die Turbinenstücke mit grosser Wucht das Turbinengehäuse, den horizontalen Brandschott, Hydraulik- und Brennstoffzufuhrleitungen sowie mehrere Streben des Triebwerkaufhängebockes (vgl. Anhang 15 und 16). Die Hydraulikleitung wurde 20 cm, die Brennstoffleitung 40 cm nach dem horizontalen Brandschott abgerissen. Von hinten gesehen wies das Turbinengehäuse vor allem Beschädigungen im Bereich von 5-7 Uhr sowie von 8-10 Uhr auf (vgl. Anhang 17)

Das hintere Turbinenlager (Rollenlager) war noch in gutem Zustand und wies nur leichte Verfärbungen auf. Der Innenring hatte leichte Eindruckspuren vom Aufschlag.

Der Propeller war beim Planetengetriebe abgebrochen. Im Moment, wo das Flugzeug die Hochspannungsleitung zerriss, muss er stillgestanden sein.

Triebwerk rechts (No 35)

Alle Zerstörungen und Beschädigungen wurden durch den Aufprall bewirkt. Die Detailprüfung erstreckte sich im Wesentlichen auf den heissen Teil des Triebwerkes und die Steuerungsgeräte.

Der rechte Propeller wurde nach der Schneeschmelze in unmittelbarer Nähe des Fundortes des rechten Triebwerkes ge-

funden. Auch er war auf der Höhe des Planetengetriebes abgebrochen. Auf Grund der Propellerdeformationen und der Propellerspuren im Boden kann der Schluss gezogen werden, dass der Propeller im Moment des Aufschlages drehte.

Inspektion der heissen Teile beider Triebwerke

Die heissen Teile beider Triebwerke, vor allem die Turbinenräder 2 und 3 des linken sowie die Turbinenräder 1, 2 und 3 des rechten Triebwerkes und ihre Leitschaufelkränze sowie die Brennkammern wurden labormässig untersucht. Die Prüfung ergab eine gewisse Anzahl von Rissen und Haarrissen, verteilt am ganzen Umfang der Turbinenscheibe 2. Stufe des linken Triebwerks sowie an den Turbinenscheiben 1. und 2. Stufe des rechten Triebwerks:

- Die Turbinenscheibe 2. Stufe des linken Triebwerks wies im Bereich an den Schaufelfüssen (Austrittskante) axiale Risse Typ 2 bis zu 1,5 mm Länge auf (siehe Anhang 18).
- Die Turbinenscheibe 2. Stufe des rechten Triebwerks hatte im Bereich der Schaufelfüsse Haarrisse Typ 1 an der Eintritts- und der Austrittskante, überdies Axialrisse Typ 2 bis zu 1 mm an der Eintrittskante, bis zu 1,5 mm an der Austrittskante.
- An der Turbinenscheibe 1. Stufe des rechten Triebwerks waren alle Schaufeln im Bereich des Schaufelfusses an der Austrittskante angerissen (Typ 2). Der längste Axialriss am Umfang der Felge betrug 4 mm, der längste Frontalriss 2.5 mm.

Diese Turbinenschaufel wies auch Schleifspuren auf. Im Bereich der frontalen Risse musste sie während des Aufschlages den Leitschaufelkranz Nr. 2 berührt haben. Wegen ihrer ungewöhnlichen Rissbildung wurde diese Turbinenscheibe beim längsten Riss entzweigeschnitten, um seine Ursache zu ermitteln. Die Expertise ergab, dass kein Zusammenhang zwischen dem axialen Riss am Zwischenschaufelstück, der leicht oxydiert und somit relativ alt war, und dem frontalen Riss, der erst kürzlich entstanden sein musste, bestand.

Eine Kontrolle zwecks Ermittlung der erreichten Maximaltemperaturen an den Turbinenrädern und den Leitschaufelkränzen zeigte, dass diese Teile im Allgemeinen nicht übermässigen Temperaturen ausgesetzt waren: Lediglich der Leitschaufelkranz 3. Stufe des linken Motors musste örtlich eine Temperatur von 1000°-1100° erreicht haben.

Die chemische Analyse der Materialmuster von der Turbinenscheibe 2. und 3. Stufe des linken Motors ergab, dass der Werkstoff (UDIMET 500) dieser Teile mit kleinen, zunächst als unbedeutend beurteilten Abweichungen (Titangehalt 3,31 % und 3,34 % statt 2,5 % - 3,25 %) den Spezifikationen des Motorenherstellers entsprach.

Die visuelle Inspektion der Brennkammern beider Triebwerke deckte starke Überhitzungsspuren auf, dies vor allem am vorderen Wirbelblech des äusseren Brennkammerteils.

Steuerungsgeräte

Die Steuerungsgeräte beider Triebwerke, d.h. die thermischen Begrenzer, die Fliehkraftregler und die Startereinrichtungen, die alle noch in gutem Zustand vorgefunden wurden, konnten beim Triebwerkhersteller in der Gegenwart des Untersuchungsleiters auf dem Prüfstand kontrolliert werden. Alle Geräte arbeiteten noch normal.

1.12.3 Brennstoff- und Hydraulikanlagen

Die parallel- und auf der gleichen Halterung montierten Brandhähne des linken Triebwerks für das Brennstoff-Niederdrucksystem und die Hydraulikanlage standen im Augenblick des Aufschlages offen.

Der hydraulische Brandhahn hat durch die Wärme stark gelitten, während dem der Brennstoff-Brandhahn, gekühlt durch das Flugpetrol bis zum Aufschlag, in gutem Zustand aufgefunden werden konnte. Die Halterung der beiden Hähne sowie die Kabelumlenkrolle sind durch das Feuer zerstört worden.

Der Bedienungshebel für die beiden Hähne, der sich auf der Konsole zwischen den beiden Pilotensitzen befindet, wurde lose, in der Position "Shut" vorgefunden.

Der Crossfeed-Hahn stand auf der Position "Crossfeeding".

Der hydraulische Notwählschalter wurde auf der Position "FLAPS" vorgefunden.

1.12.4 Befunde am Brandschutzsystem (Triebwerk)

Feuerwarn-Anlage

Der Zerstörungsgrad des Systems war so gross, dass nicht festgestellt werden konnte, ob die Anlage funktioniert hatte.

Feuerlöscher-Anlage

Die beiden Feuerlöscherflaschen und ihre vier pyrotechnischen Zündköpfe wurden intakt und unausgelöst vorgefunden; sie befanden sich in funktionsfähigem Zustand.

Der Zustand der Betätigungs-Schalter SW 21 und 23 für die Zündung der Zündköpfe war so schlecht, dass nicht mehr festgestellt werden konnte, ob die Besatzung sie betätigt hatte. Aus dem gleichen Grund konnte die Stellung der beiden Thermo-sicherungen G9 und G10, die der Absicherung der Stromkreise zu den beiden Flaschen dienten, im Moment des Aufpralls nicht ermittelt werden.

Die elektrischen Leitungen wiesen keinerlei elektrische oder mechanische Schäden auf, die ein Versagen der Feuerlöschanlage hätten erklären können. Dabei ist festzuhalten, dass weder die Kabel zu den Zündköpfen der beiden Feuerlöscherflaschen, welche hinter dem Hauptholm des Flügels verlaufen, noch andere Teile des Systems vom Feuer am linken Triebwerk beeinträchtigt wurden.

Die im Bugradschacht untergebrachte Hauptsicherung von 5 Ampere, welche die Hauptverteilerschiene gegen die Notstrom-schiene und damit das Feuerlöschesystem elektrisch absichert, wurde dagegen mit geschmolzenem Draht vorgefunden. Die Labor-prüfung ergab, dass die Sicherung nicht durch Kurzschluss durchgebrannt war. Vielmehr musste die Überhitzung durch einen Überstrom, der das Fünf- bis Zehnfache des Nennstromes betragen haben mochte, eingetreten sein.

1.13 Autopsie

Untersuchungen und Analysen des Gerichtsmedizinischen Institutes der Universität Zürich ergaben keinerlei Anhaltspunkte

über gesundheitliche Störungen oder eine Vergiftung der Besatzungsmitglieder, die die Flugsicherheit hätten beeinträchtigen können.

1.14 Feuer

Das Wrack hat nicht gebrannt, das im Flug entstandene Feuer ist beim Aufschlag im Schnee gelöscht worden.

Brandspuren waren ausschliesslich im linken Flügel sowie im Triebwerk links feststellbar, vor allem im unteren Teil der Zonen 2 und 3, ferner in der Zone 4, wo die Flügeloberfläche durch eine Explosion des Brennstofftanks (Abteile 2 und 3) in der Luft teilweise aufgerissen war (vgl. Anhang 7 und 15).

Das Feuer hat auch die oberen Halterungen des Triebwerkauflängebocks flügelseitig in Mitleidenschaft gezogen, indem es ihre mechanische Festigkeit schwächte. Deshalb war es möglich, dass nach dem Durchschlagen der linken oberen Motoreinbaustreben und der Schwächung der Halterung durch das Feuer, das überlastete obere rechte Befestigungsauge des Motoreinbaus riss, so dass das Triebwerk nach vorne unten um die unteren Halterungen kippte, die es immer noch festhielten (vgl. Anhang 19).

1.15 Überlebenschancen

Die Wucht des Aufpralles und die schwere Beschädigung des Flugzeuges schlossen das Überleben der Insassen aus.

1.16 Versuche und besondere Untersuchungen

Nach dem Unfall hat Turbomeca verschiedene Schritte unternommen, um das Bersten der 1. Turbinenstufe zu erklären und eine Wiederholung des Vorkommnisses zu verhindern.

1.16.1 Kontrolle der Turbinenscheibe 1. Stufe

Der Triebwerkhersteller rief alle Triebwerke, welche auf dem "Jetstream" eingesetzt waren, zu einer Inspektion in die Fabrik zurück.

31 Turbinenräder 1. Stufe mit einer Laufzeit zwischen 20 und 750 Betriebsstunden wurden geprüft. 18 Turbinen kamen von Triebwerken im normalen Einsatz und 13 stammten von

Homologierungs- und Demonstrationsflugzeugen.

12 Turbinenscheiben wiesen frontale Felgenrisse hinter der Schaufel-Austrittskante auf. Der grösste gefundene Frontalriss der ersten Gruppe betrug 1 mm bei 355 Betriebsstunden. Der grösste Frontalriss der zweiten Gruppe mass 5 mm bei einer Betriebsstundenzahl von 223.

1.16.2 Dauerprüfungen auf dem Prüfstand

Um das Verhalten der Turbinenscheiben 1. Stufe bei thermischen Schocks zu studieren, führte Turbomeca Dauerprüfungen auf dem Prüfstand durch. Der Test umfasste 1340 Stunden Versuche mit 9 Turbinenrädern, wovon 4 neue, und stellte eine ununterbrochene Folge von fünfminütigen Zyklen dar, davon 2 ½ Min auf voller und 2 ½ Min auf minimaler Leistung, wobei der Übergang innert 10 Sekunden bewerkstelligt wurde.

In der Absicht, das Entstehen und Fortpflanzen der Risse zu beschleunigen, wurde die Turbineneintrittstemperaturdifferenz (Δt_3) bis 10° über die auf diesem Turbinentyp im Flug maximal festgestellte Temperaturdifferenz von 510° variiert.

Die untenstehende Tabelle zeigt die Entwicklung des grössten Frontalrisses an der Schaufelaustrittskante abhängig von der Zahl der Zyklen:

<u>Turbinenrad</u>	<u>Δt_3</u>	<u>Zahl der Zyklen</u>	<u>Länge in mm</u>
Rad A, neu	400°	500	-
	400°	1000	-
	400°	2000	-
	460°	2517	2
	510°	3017	4
Rad B, neu	520°	500	0,7
		1585	7
		2000	11

			2318	27 ²⁾)
Rad C, neu	520°	1033		0,5
		2033		4,6
		2537		9,5
Rad D, neu	520°	1035		0,5
		2070		6
Rad E, 630 h	520°	500		6
rund 850 Zyklen		1000		7
				8,5
Rad F, 750 h	520°	500		5,5
rund 925 Zyklen		1000		9
Rad G, 475 h	520°	500		3
rund 525 Zyklen				
Rad H, 356 h	520°	500		2
rund 300 Zyklen				
Rad I, 310 h	520°	760		1
rund 300 Zyklen		1850		2,7
		2470		11 ³⁾)

2) Test wegen Vibrationen des Prüfstandes abgebrochen. Nach der Demontage zeigte sich, dass der Riss sich durch die ganze Felge ausgebreitet hatte. Nach dem Auswuchten des ganzen Rotors wurde das Triebwerk wieder auf dem Prüfstand montiert. Nach 23 weiteren Zyklen zu 9' barst die Turbinenscheibe.

3) Test wegen Vibrationen des Prüfstandes abgebrochen. Nach der Demontage ergab sich, dass die Scheibe wegen der Ausweitung eines Risses bis zu einem Dehnbolzenlager gespalten war.

1.16.3 Kontrolle der Turbinenraderrohlinge

Nach dem Unfall des Jetstreams D-INAH suchte Turbomeca nach neuen Rissprufverfahren und nahm eine Ultraschall-Prüfanlage für Rohlinge in Betrieb. Das alte manuelle Verfahren wurde durch ein automatisches Tauchverfahren mit Registrierung ersetzt.

Wegen der Beschränkungen der alten Technik und der Form der Rohlinge blieb die Rissprüfung vorher auf gewisse Bereiche und gewisse Mängel beschränkt. Das neue automatische Ein-tauchverfahren bietet den Vorteil einer lückenlosen Prüfung des gesamten Stückes und eine bessere Aufdeckung eventueller Mängel. So gestattet die neue Methode auch die Erfassung von Unterschieden im Gefüge des Materials (Grobkörnigkeit). Der Einfluss solcher grobkörniger Gefugezonen auf die Alterung im Betrieb konnte bisher durch Versuche nicht eindeutig erfasst werden; vorläufig werden jedoch Rohlinge mit solchen Gefugezonen ausgeschieden.

1.17 Weitere Massnahmen

1.17.1 Panzerung

Nachdem Handley Page die Herstellung von Flugzeugen aufgegeben hatte, machte sich der Triebwerkhersteller an die Entwicklung einer Panzerung um die Turbine, damit ein wirksamer Schutz gegen das eventuelle Bersten einer Turbinenscheibe gewährleistet werde. Diese Modifikation wurde mit Service bulletin Nr. 0124 der Turbomeca vom 16. September 1970 als "obligatorisch" erklärt.

Die Firma "Jetstream Aircraft Ltd", welche die Fabrikation und die Verantwortung für den "Jetstream" provisorisch übernommen hatte, entwickelte eine Panzerung mit dem gleichen Zweck, welche als Modifikation Nr. 5001 in Form einer obligatorischen Lufttüchtigkeitsanweisung eingeführt wurde.

1.17.2 Zusatzkühlung

Die Turbinen Az XVI, welche sich vom Az XIV nur durch die Kühlung der Turbinenfelge und -schaufeln 1. Stufe mit Hilfe von Kompressorluft unterscheiden, wiesen praktisch keine Risse auf. Dies veranlasste die Turbomeca, auf den Az XIV den Einbau eines luftgekühlten Leitschaufelkranzes 2. Stufe vom Az XVI zu

empfehlen, um auch so die Rissbildung einzudämmen. Diese Modifikation wurde mit Service bulletin Nr. 0127 der Turbomeca vom 16. September 1970 zur Einführung empfohlen.

1.17.3 Modifikation der Feuerlöschanlage

Die Modifikation Nr. 5002 der Jetstream Aircraft Ltd vom September und November 1971 sieht die Trennung der Stromversorgung und den Anschluss des Thermoschalters G10 über eine neue Sicherung an den "Battery Bus" vor.

Dazu ist zu bemerken, dass diese Modifikation der Besatzung immer noch nicht gestattet, einen Defekt der Hauptsicherung festzustellen, wie er auf dem verunfallten Flugzeug offensichtlich vorbestanden hatte. Nur die Absicherung durch einen Thermoschalter (Circuit Breaker) im Cockpit würde für den Piloten jederzeit eine positive Anzeige des gegenwärtigen Zustandes des elektrischen Teiles der Feuerlöschanlage sicherstellen.

1.17.4 Versetzung der Brandhähne

Gemäss Informationen der Scottish Aviation Ltd, dem gegenwärtigen Hersteller des "Jetstreams", sieht die Modifikation 5003, die nicht durch ein Modifikationsbulletin dokumentiert ist, die Versetzung der beiden Brandhähne für das Brennstoff- und das Hydrauliksystem gegen die Flügelwurzel vor. Die Modifikation 6028, eine Variante der Modifikation 5003 sieht vor, dass der Hydraulik-Brandhahn gegen die Flügelwurzel hin versetzt wird, während dem der Brennstoff-Brandhahn hinter den vorderen Holm, d.h. in den Brennstofftank, zu verlegen ist.

2. BEURTEILUNG UND SCHLUSSFOLGERUNGEN

2.1 Beurteilung

Der Unfall ist auf eine gewisse Zahl von Faktoren zurückzuführen, deren Verkettung in 6 Teile gegliedert werden kann:

- 1) Ausfall des linken Triebwerks mit seinen direkten Folgen
- 2) Feuerwarn-Anlage
- 3) Feuerlösch-Anlage
- 4) Brandhähne

5) Hydraulik-Anlage

6) Erschwerung der Steuerbarkeit des Flugzeuges

2.1.1 Ausfall des linken Triebwerks

Die Demontage der Turbine ergab, dass die Turbinenscheibe 1. Stufe geborsten war und den Ausfall des Triebwerks zur Folge hatte. Beim Wegfliegen haben ihre Trümmerteile das Turbinengehäuse und den horizontalen Brandschott durchschlagen, einige Streben des Triebwerk-Aufhängebocks abgeschlagen und die Brennstoff- wie auch die Hydraulikleitungen zerrissen.

Der Bruch dieser Leitungen hatte zur Folge, dass Flugpetrol und Hydrauliköl ausflossen und sich an den heissen Teilen des Triebwerks entzündeten.

Von der geborstenen Turbinenscheibe konnten keinerlei Überreste gefunden werden.

Die Prüfung der Turbinen beider Triebwerke brachte Risse und Haarrisse auf dem Umfang der Scheibe 2. Stufe der beschädigten Turbine sowie an den Scheiben 1. und 2. Stufe der rechten Turbine zutage. Die Herstellung der Turbinenschaufeln aus dem vollen Material des Turbinenrades hat zur Entstehung von Rissen beigetragen; wenn die Triebwerkleistung reduziert wird, kühlen sich die Schaufeln rascher ab als die übrige Scheibe, was zu erhöhten thermischen Spannungen, speziell im Übergang von der Felge zu den Schaufeln, führt.

Die Prüfstandversuche haben die Bedeutung des Δt_3 für die Entstehung und die Ausbreitung der Risse gezeigt. Die Ausbreitungsgeschwindigkeit der frontalen Risse war bei einem Δt_3 von 520° gleich auf neuen wie auf gebrauchten Turbinenrädern, während keinerlei Risse an Turbinenrädern aufgetreten sind, die bei einem Δt_3 von 400° während 2000 Zyklen in Betrieb waren.

Die Fortpflanzungsgeschwindigkeit eines Risses steigt mit seiner Länge; wahrscheinlich liegt die kritische Länge, bei der sich ein Riss sofort weiterbildet, bei rund 10 mm.

Die grössten Frontalrisse, die an den Austrittskanten der Turbinenscheiben 1. Stufe entdeckt wurden, stammten alle von Turbinen, welche von Homologierungs- und Demonstrationsflugzeugen in die Fabrik zurückgerufen worden waren. Die dabei

festgestellten Risse hielten sich aber weit unter dem kritischen Wert.

Die geborstene Turbinenscheibe der D-INAH wies eine geringere Betriebsstundenzahl auf, als sie nach den statistischen Werten für das Auftreten eines Risses mit kritischer Länge zu erwarten war.

Im Verlaufe der ausgedehnten Versuche wurde auch festgestellt, dass eine langsame Ausbreitung eines Risses starke Vibrationen zur Folge hat, sobald die Risslänge einen gewissen Betrag erreicht. Indem sie sich öffnen, verändern Frontalrisse die Massenverteilung des sich drehenden Turbinenrades. Die aus der Unwucht resultierenden Vibrationen haben schwere Schäden an der Turbine, speziell am hintern Turbinenwellenlager zur Folge. Am ausgefallenen Motor der D-INAH konnten jedoch keine derartigen Schäden festgestellt werden. Überdies muss festgehalten werden, dass das linke Triebwerk der D-INAH weniger Betriebsstunden als das rechte aufwies, auf welchem bis zum Unfall keine grösseren Risse aufgetreten waren.

Die Prüfung der Brennkammern beider Triebwerke deckte starke Spuren schwerer Überhitzungen auf. Gemäss Angaben des Motorenherstellers wiesen die in die Fabrik zurückgerufenen Brennkammern die gleichen Symptome auf. Der Zustand, in welchem die Brennkammern des verunfallten Flugzeuges vorgefunden wurden, rührt sehr wahrscheinlich von Anlassschwierigkeiten her, die im Flugbetrieb, speziell bei tiefen Aussentemperaturen, zu verschiedenen Malen aufgetreten sind.

Nach Ansicht des Herstellers kann schlechtes Anlassen des Triebwerks nur die äusseren Schaufelpartien beeinträchtigen, jedoch nie zum Bruch einer Scheibe beitragen. Dagegen könnte das bei zu starker Beschleunigung der Turbine festgestellte Pumpen thermische Schocks zur Folge haben, welche die rasche Fortpflanzung von Rissen begünstigen.

Rissprüfung der Rohlinge

Das von Turbomeca nach dem Unfall entwickelte neue Ultraschallprüfverfahren hat es erlaubt, metallurgische Fehler und Heterogenitäten im Materialgefüge herauszufinden, die mit der alten Methode nicht zu entdecken waren.

Für die Entstehung grobkörniger Zonen sind zwei Erklärungen möglich, die jedoch voneinander nicht separiert werden konnten:

- Fehler in der thermischen Behandlung beim Stahlfabrikant;
- zusätzliche Härtung durch Kaltverformung beim Schmieden der Rohlinge.

Der Einfluss des grobkörnigen Gefüges auf die vorzeitige Alterung der Turbinenräder konnte bis jetzt nicht schlüssig nachgewiesen werden.

2.1.2 Feuerwarnanlage

Da die Besatzung gemäss Checklist gehalten war, vor dem Anlassen des Triebwerks das Funktionieren der Anlage zweimal zu überprüfen, darf angenommen werden, dass die Feuerwarnsysteme beim Abflug in München ordnungsgemäss funktionierten.

Andererseits konnte nach dem Unfall nicht mehr festgestellt werden, ob die Anlage nach dem Versagen des linken Triebwerks noch funktionsfähig war. Der Bruch der Turbinenscheibe kann auch den Feuerwarnkreis unbrauchbar gemacht haben (z.B. durch Zerreißen und Erdung der Drähte). Überdies ist es möglich, dass die Alarmierung der Besatzung verzögert worden ist, falls das Feuer, dessen Spuren am Wrack festgestellt wurden, ausserhalb der von der Feuerwarnung erfassten Zone ausgebrochen ist.

2.1.3 Feuerlöschanlage

Die beiden Feuerlöschflaschen wurden voll, mit intakten Zündköpfen und immer noch funktionsfähig vorgefunden.

Der Zerstörungsgrad der beiden Betätigungsschalter für das Auslösen der Feuerlöschflaschen erlaubte es nicht, ihre Betätigung durch die Besatzung nachzuweisen. Gleicherweise konnte auch die Endstellung der beiden Sicherungsautomaten (Circuit Breaker) der Anlage nicht mehr fixiert werden.

Die Expertise der Hauptsicherung F9, die im vom Feuer unversehrten Bugradschacht vorgefunden wurde, hat ergeben, dass sie nicht wegen eines Kurzschlusses, sondern wegen einer elektrischen Überhitzung durchgeschmolzen ist.

Soweit die elektrische Verdrahtung der Anlage überprüft werden

konnte, wurden keine Hinweise auf Defekte gefunden, die einen Ausfall der Anlage erklären könnten.

Ein elektrischer Defekt zwischen der Bedienungstafel und den Feuerlöschern hätte wohl nur eine Flasche beeinträchtigt, die Wahrscheinlichkeit eines gleichzeitigen Versagens der beiden unabhängigen Systeme ist äusserst gering. Überdies hätte das Auftreten eines elektrischen Defektes in der Anlage normalerweise das Auslösen des entsprechenden Sicherungsschalters und nicht das Durchbrennen der Hauptsicherung zur Folge gehabt.

Aus dieser Situation ergeben sich zwei mögliche Hypothesen:

- Die Hauptsicherung F9 war bereits durchgebrannt, als das Feuer im Triebwerk ausbrach und die Feuerlöscher hätten betätigt werden sollen.
- Die Schalter für das Auslösen der Flaschen sind nicht betätigt worden.

Ein Defekt der Hauptsicherung konnte von der Besatzung nicht bemerkt werden, da sie die Kontinuität des Feuerlöcherstromkreises nicht überprüfen kann. Eine solche Kontrolle wäre nur möglich, wenn vorgängig die Zündköpfe der Feuerlöschflaschen vom System getrennt würden.

Die Flugzeugunterhaltsvorschriften, die vom ARB genehmigt wurden, schreiben eine Kontrolle der Hauptsicherung alle 12 Monate vor. Das Flugzeug kam im Januar 1969 aus der Fabrik und wurde vom Hersteller für Homologierungs- und Demonstrationsflüge verwendet, bis es am 8. September 1969 an die Fluggesellschaft Bavaria überging. Am Unfalltag war das Flugzeug bereits 13 Monate im Betrieb, eine Überprüfung der Sicherung wäre deshalb schon vor einem Monat fällig gewesen. Diese Kontrolle war aber nicht erfolgt, da der technische Dienst der Bavaria die 12-monatige Inspektionsperiode vom Augenblick an rechnete, da die Bavaria das Flugzeug übernommen hatte.

Die Ursache des an der Hauptsicherung festgestellten Defekts konnte nicht ermittelt werden. Es ist jedoch wahrscheinlich, dass die Sicherung bereits vor dem Unfall durchgebrannt ist.

Was das System betrifft, muss festgehalten werden, dass die Absicherung beider elektrischer Feuerlöschkreise durch eine

einzigste Hauptsicherung die mit der Verdoppelung der Kreise bezweckte erhöhte Sicherheit illusorisch macht.

Es gibt keinerlei Anhaltspunkte für die zweite Hypothese. Angesichts der grossen Allgemeinerfahrung der Besatzung ist es unwahrscheinlich, dass die Piloten nicht sofort versuchten, die Feuerlöscher zu betätigen.

Die Möglichkeit eines Manipulationsfehlers, vor allem eine Verwirrung wegen des Knopfes "FIRE WARNING / PRESS TO FEATHER" kann fallen gelassen werden, denn die Piloten hatten kurz vorher einen gründlichen Umschulungskurs auf dem Unfallflugzeug absolviert.

Es muss deshalb angenommen werden, dass die Besatzung wegen eines Defektes im Feuerlöschsystem nicht in der Lage war, das Feuer einzudämmen.

2.1.4 Brandhähne

Die Demontage des Brennstoff- und des Hydraulik-Brandhahns zeigte, dass sie geöffnet waren. Die eingehende Untersuchung des Cockpits hat nicht erlaubt nachzuweisen, ob der Betätigungshebel dieser beiden Absperrhähne, der nach dem Unfall lose auf der Position "Shut" vorgefunden wurde, im Augenblick des Aufschlags wirklich in dieser Position gewesen war.

Die Tatsache, dass diese beiden Hähne offen geblieben sind, hatte einen entscheidenden Einfluss auf den Ausgang des Fluges. Das Feuer, welches als Folge der Turbinenpanne links ausgebrochen war, wurde nämlich durch aus den durchschlagenen Leitungen austretenden Brennstoff und Hydrauliköl ständig genährt.

Man kann annehmen:

- dass die Hähne in einem Moment betätigt wurden, da die Halterung der Brandhähne und der Umlenkrolle ihres Betätigungskabels bereits zu stark geschwächt war, um ihre Umstellung zu bewirken oder
- dass die Besatzung diese Manipulation nicht durchgeführt hat.

Der Zeitverlust, welcher sich aus der unterschiedlichen Reihenfolge der Notmassnahmen gemäss Flughandbuch und der Checkliste der Bavaria ergab, speziell die Verschiebung des

Schliessens der Brandhähne von der 2. auf die 4. Stelle, kann keinen entscheidenden Einfluss auf den Verlauf des Feuers gehabt haben.

Wenn man andererseits annimmt, dass die Feuerwarnanlage durch die geborstene Turbinenscheibe beschädigt worden ist, mochte kostbare Zeit vergangen sein, bis die Besatzung das im linken Motor ausgebrochene Feuer entdecken konnte. Alarmiert durch den Lärm beim Bersten der Turbine konnten die Piloten anhand der Anzeige der Triebwerkinstrumente wohl auf eine Triebwerkpanne, nicht aber auf einen Triebwerkbrand schliessen. Wenn sie folgerichtig die Checklist für eine Triebwerkpanne durchführten, wurden die Brandhähne nicht geschlossen, da sie in diesem Notverfahren nicht enthalten sind.

Das Feuer verbreitete sich primär im hintern untern Teil des Triebwerks, auf der äusseren Seite, so dass es für die Besatzung durch die Triebwerkverschalung verdeckt war und visuell erst sehr spät entdeckt werden konnte.

Diese Umstände hätten zur Folge gehabt,

- dass die Brandhähne zu spät betätigt wurden, d.h. erst als sie nicht mehr betätigt werden konnten, oder
- dass die Besatzung - voll beschäftigt mit der Bekämpfung des wütenden Feuers und absorbiert durch Schwierigkeiten beim Steuern des Flugzeuges - die Feuerlöscher vor dem Schliessen der Brandhähne auslöste.

Diese zweite Hypothese ist jedoch - angesichts der guten Ausbildung der Besatzung auf diesem Flugzeugtyp und der regelmässigen Übung der Manipulationen für die Feuerbekämpfung - wenig wahrscheinlich.

2.1.5 Hydraulik-Anlage

Da der linke Hydraulik-Brandhahn zusammen mit dem parallel gekuppelten Brennstoff-Brandhahn offen blieb, konnte das Hydrauliköl aus der durch die geborstene Turbine gebrochenen Leitung entweichen.

Der resultierende Druckverlust hatte zur Folge, dass das Bugfahrwerk nicht mehr voll ausgefahren werden konnte und es deshalb in einer Zwischenstellung zwischen "Up" und "Down"

stehen blieb.

Die Tatsache, dass der Hydraulik-Notschalter auf der Stellung "FLAPS" stand, deutet darauf hin, dass die Besatzung das Versagen der Hydraulik-Anlage festgestellt und daher versucht hat, die Landeklappen mit der Handpumpe auszufahren.

2.1.6 Steuerbarkeit des Flugzeuges

Handley Page untersuchte, inwieweit die Besatzung noch in der Lage war, das Flugzeug zu steuern, nachdem das Versagen des linken Triebwerks schwere strukturelle Schäden zur Folge gehabt hatte. Auf Grund ihrer Berechnungen war ein Horizontalflug unter den von der Motorpanne ausgelösten Umständen praktisch unmöglich, und die Steuerbarkeit des Flugzeuges bei der vorgeschriebenen Anfluggeschwindigkeit war nicht mehr gewährleistet.

2.2 Schlussfolgerungen

2.2.1 Befunde

- Die Besatzung war im Besitze der notwendigen gültigen Ausweise und Berechtigungen.
- Das Flugzeug war mit gültigem Lufttüchtigkeitszeugnis versehen.
- Gewicht und Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich innerhalb der zulässigen Grenzen.
- Das Wetter spielte beim Unfall keine Rolle.
- Während des Sichtanfluges auf den Flughafen Samedan barst die Turbinenscheibe 1. Stufe des linken Triebwerks. Die Trümmer der Turbinenscheibe durchschlugen das Turbinengehäuse und den horizontalen Brandschott. Sie zerrissen auch einige Streben der Triebwerkaufhängung, vor allem ihrer linken oberen Befestigungslasche, sowie die Brennstoffzufuhr- und die Hydraulikleitung.
- Im hinteren Teil des Triebwerks brach ein Brand aus. Das Feuer breitete sich über den beschädigten horizontalen Brandschott auf die Zonen 3 und 4 aus und bewirkte eine Explosion des Brennstofftanks im Bereich der Brennstoffabteile 3 und 4.

- Das obere rechte zellenseitige Befestigungsauge des Motoreinbaus riss aus, da es wegen des Bruchs der linken oberen Streben zusätzlich belastet wurde und das Feuer seine Festigkeit herabsetzte. Dies hatte zur Folge, dass das Triebwerk nach vorne unten kippte.
- Die beiden Feuerlöschflaschen wurden voll und mit in-takten Zündköpfen aufgefunden, sie waren noch in funktionsfähigem Zustand.
- Die Hauptsicherung F9 der Notschiene, welche die Feuerlösch-Anlage speist, muss durch Überstrom geschmolzen sein, d.h. nicht durch einen Kurzschluss, wie er beim Aufschlag möglich gewesen wäre.
- Die Brandhähne für das Brennstoff-Niederdrucksystem und die Hydraulikanlage sind offen geblieben, der entsprechende Betätigungshebel im Cockpit wurde in der Stellung "SHUT" vorgefunden.
- Der Brand wurde durch Brennstoff und Hydrauliköl genährt, die aus den gebrochenen Leitungen ausflossen.
- Das rechte Triebwerk drehte bis zum Aufschlag.
- Das linke Triebwerk stand beim Aufprall still und der Propeller befand sich in Segelstellung.
- Das Hauptfahrwerk war ausgefahren und verriegelt. Das Bugfahrwerk war nicht verriegelt.

2.2.2 Wahrscheinliche Unfallursachen

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

- Verlust der Steuerbarkeit des Flugzeuges, ausgelöst durch das
- Bersten des Turbinenrades 1. Stufe des linken Triebwerks.

Die Verkettung der folgenden Umstände hat zum Unfall beigetragen:

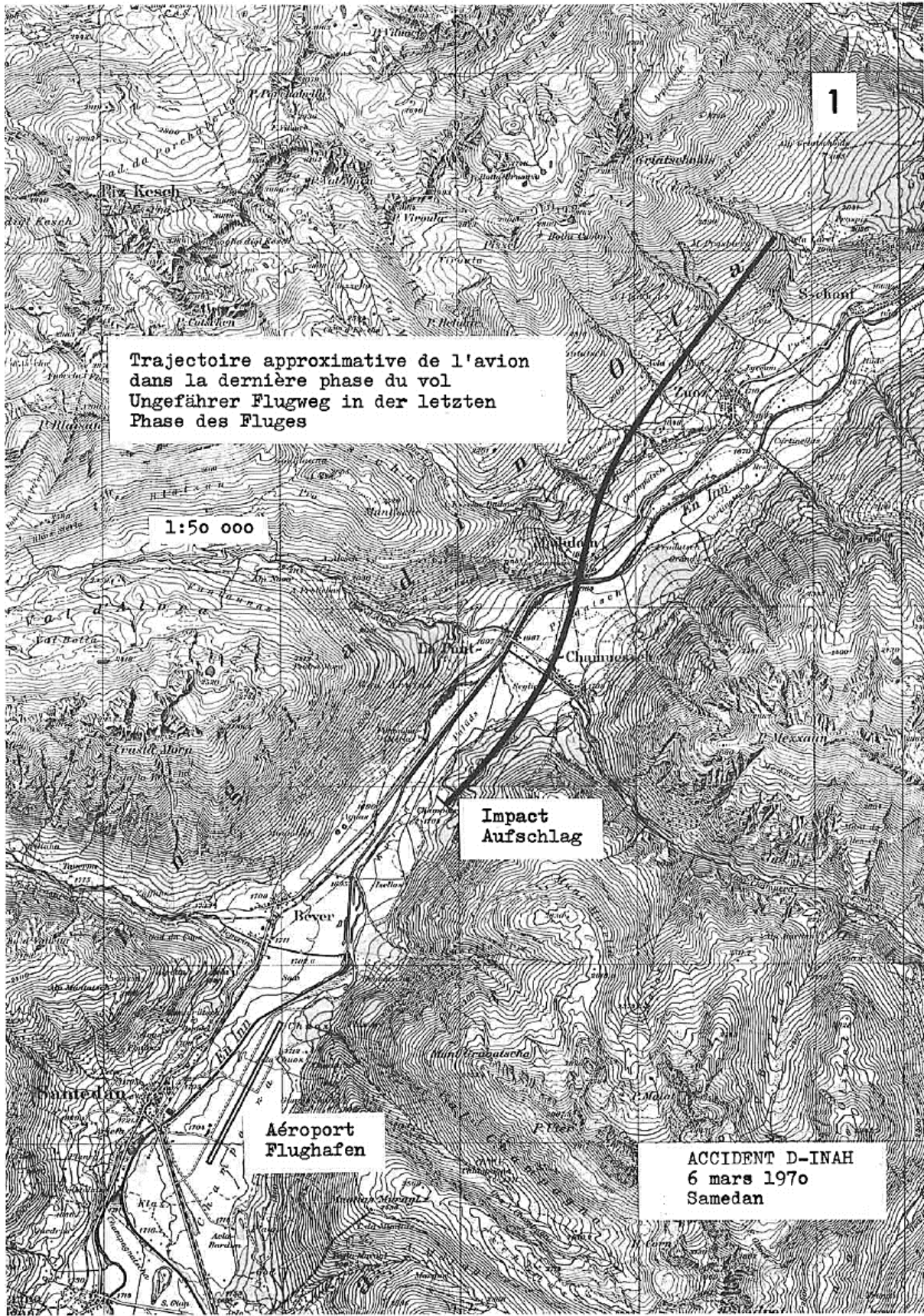
- Spät erkennbarer Brand (Feuerwarn-Anlage durch das Bersten der Turbine ausser Betrieb gesetzt).
- Defekt im Feuerlöschsystem.
- Offen gebliebene Brandhähne, obwohl wahrscheinlich von der Besatzung versucht wurde, sie zu schliessen.

- Verschlechterung der Steuerbarkeit des Flugzeuges, die durch Schäden an der Triebwerkaufhängung und Explosion eines Brennstofftanks verursacht wurde.

Da keine Trümmer der geborstenen Turbinenscheibe gefunden werden konnten, war es unmöglich, die Ursache ihres Auseinanderbrechens zu ermitteln.

Samedan, 15. Juni 1973

und Bern, 24. August 1973



1

Trajectoire approximative de l'avion
dans la dernière phase du vol
Ungefährer Flugweg in der letzten
Phase des Fluges

1:50 000

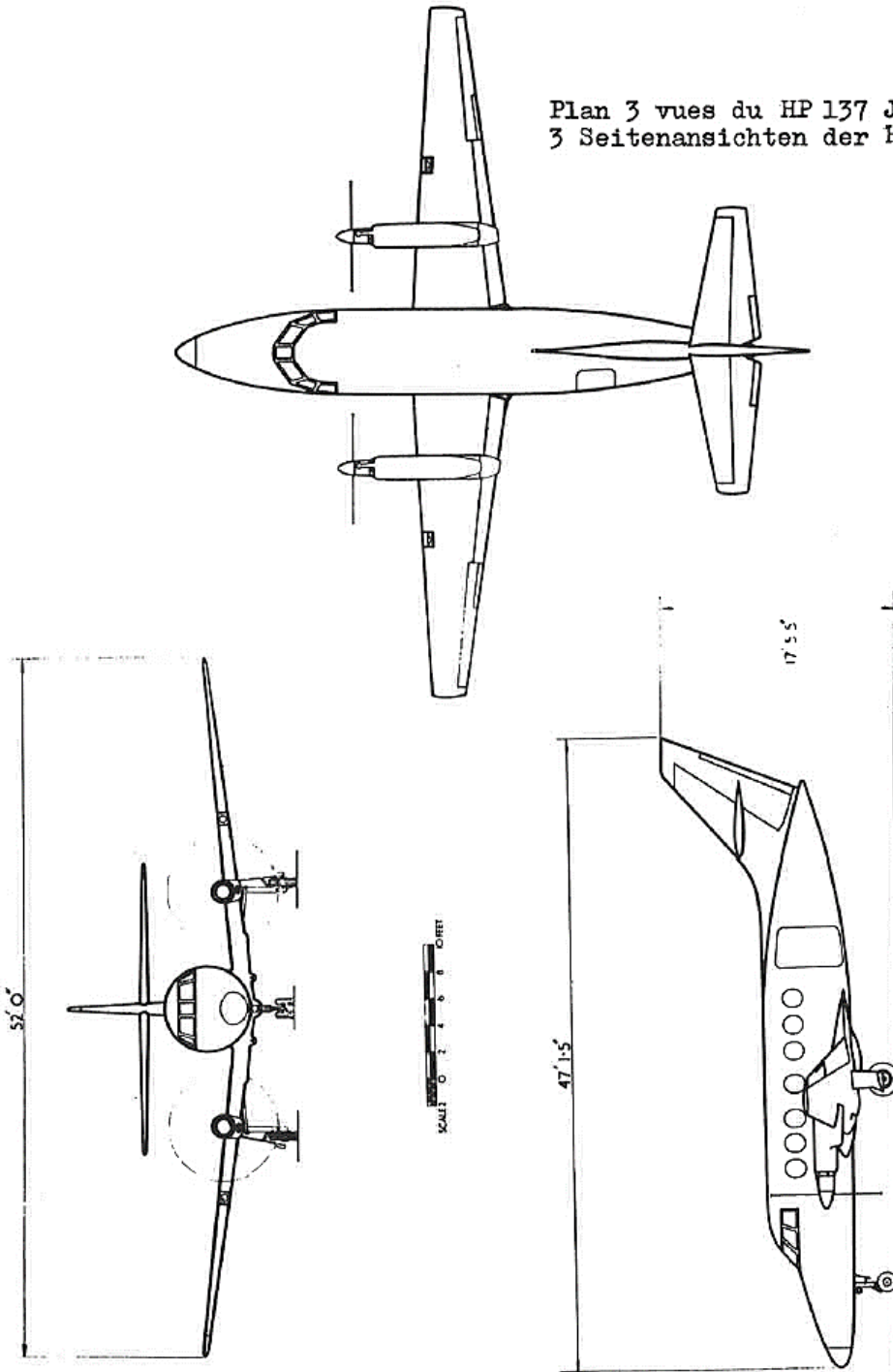
Impact
Aufschlag

Aéroport
Flughafen

ACCIDENT D-INAH
6 mars 1970
Samedan

PILOTS MANUAL

Plan 3 vues du HP 137 Jetstream
3 Seitenansichten der HP 137 Jetstream



HP 137 JETSTREAM

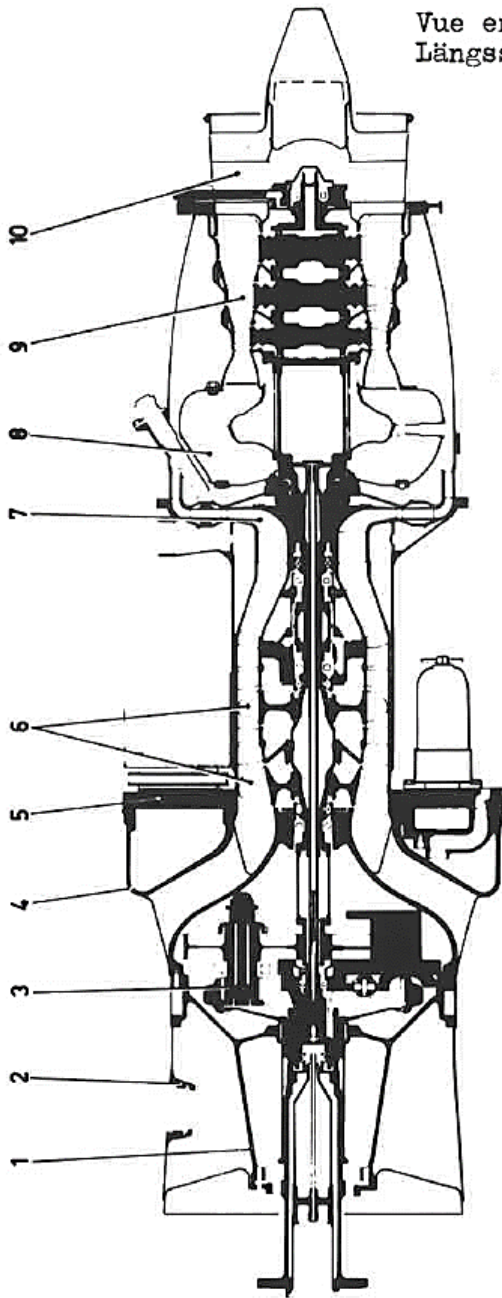
Mk. 1

**TURBOMECA
ASTAZOU XIV C
MANUEL D'ENTRETIEN**

CHAPITRE 31

DESCRIPTION SOMMAIRE DU MOTEUR

Vue en coupe longitudinale de l'Astazou XIV C
Längsschnitt des Triebwerkes Astazou XIV C



De l'avant à l'arrière se trouvent les principaux ensembles suivants :

- | | |
|---------------------------|-------------------------------------|
| 1 - Support d'hélice | 6 - Compresseur axial à deux étages |
| 2 - Réservoir d'huile | 7 - Compresseur centrifuge |
| 3 - Réducteur de vitesse | 8 - Chambre de combustion |
| 4 - Carter d'entrée d'air | 9 - Turbine |
| 5 - Plaque d'accessoires | 10 - Diffuseur de sortie |

B - 14415 d

- Figure 31-2 - Décomposition en sous-ensembles -

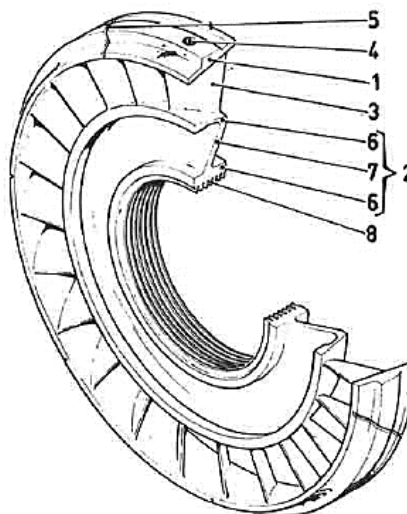
TURBOMECA
A S T A Z O U X I V C
MANUEL D'ENTRETIEN

Distributeur deuxième étage (figure 31-48).

Monté à l'intérieur de l'anneau (repère 1 figure 31-47) du distributeur premier étage, il est constitué par une frette (1), un anneau intérieur (2) et vingt quatre pales (3).

La frette (1) comporte six perçages (4) dans lesquels s'engagent les vis de fixation montées sur les bossages (repérés 7 figure 31-47) du distributeur premier étage. Six encoches (5) équidistantes réalisées entre les perçages lui confèrent une certaine souplesse qui évite la formation des criques.

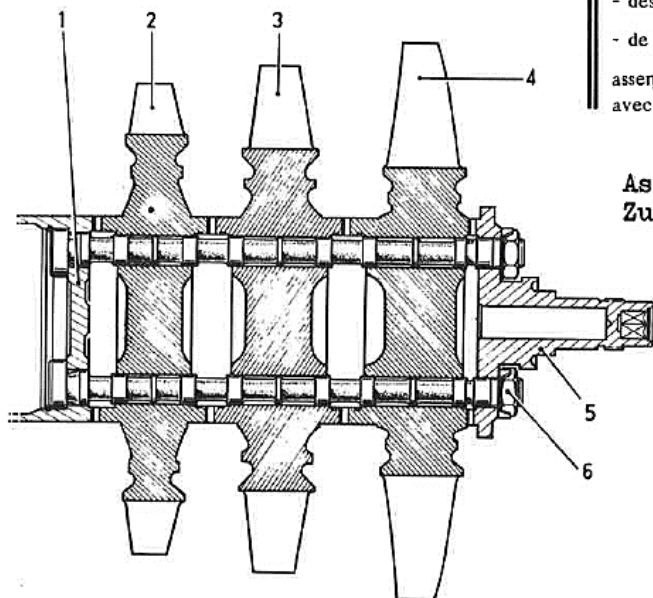
L'anneau intérieur (2) est constitué de deux couronnes (6) réunies par une nervure (7). L'alésage de la couronne intérieure comporte des chicaneaux (8) qui assurent l'étanchéité de la veine gazeuse au droit du moyeu des roues de turbine.



- Figure 31-48 - Distributeur deuxième étage -

Distributeur troisième étage.

Monté également dans l'anneau du premier étage, il est aux dimensions près, de construction analogue au distributeur deuxième étage.



Parties mobiles (figure 31-49).

Les parties mobiles sont composées :

- de l'arbre de turbine (1),
- des trois roues de turbine (2), (3) et (4),
- de l'arbre à bride (5),

assemblées entre elles par quatre vis spéciales (6) avec écrous.

Assemblage des disques de turbine
Zusammensetzung der Turbinenräder

- Figure 31-49 - Parties mobiles de la turbine -

L'arbre de turbine (figure 31-50).

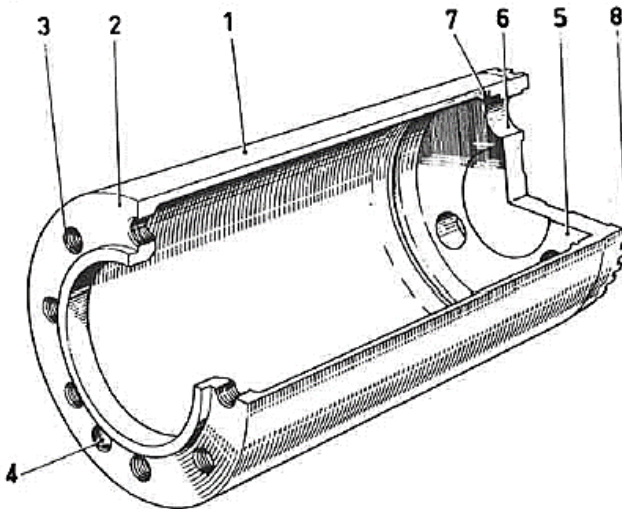
C'est un cylindre creux (1) fermé à son extrémité arrière et terminé à l'avant par une collerette intérieure (2) épaulée.

La collerette avant (2) est percée de trous taraudés (3), et de deux trous borgnes (4) pour pied de centrage, pour son assemblage avec le nez d'arbre, après interposition du distributeur de carburant.

La partie arrière (5) est percée de quatre trous lisses (6) pour le passage des vis d'assemblage des roues de turbine et de l'arbre à bride.

Une gorge intérieure (7) reçoit un jonc pour l'immobilisation des vis lors de l'assemblage de la turbine.

L'extrémité arrière du cylindre porte vingt quatre dents (8), convexes qui engrènent avec vingt quatre dents concaves de la roue de turbine premier étage.



- Figure 31-50 - Arbre de turbine -

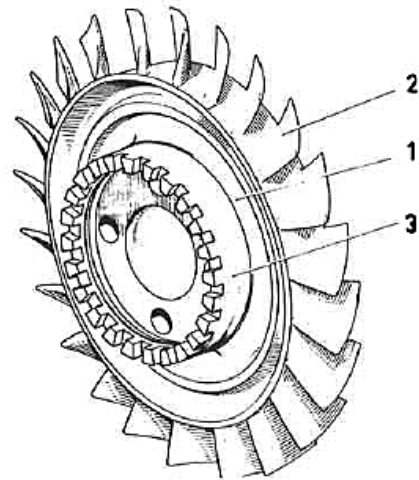
Roues de turbine (figure 31-51).

Au nombre de trois, elles sont aux dimensions et au nombre de pales près, de construction identique.

Chaque roue est constituée par un disque (1) à la périphérie duquel les pales (2) sont usinées.

Chaque disque comporte une couronne (3) de vingt quatre dents concaves sur la face avant et une de vingt quatre dents convexes sur la face arrière.

Ces dents engrènent avec les dents convexes et concaves correspondantes des éléments voisins.

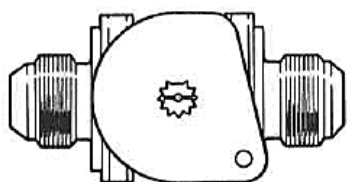


- Figure 31-51 - Roue de turbine -

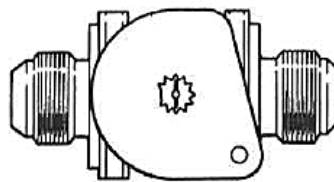
Roue de turbine
Turbinenrad

HP JETSTREAM

MAINTENANCE MANUAL

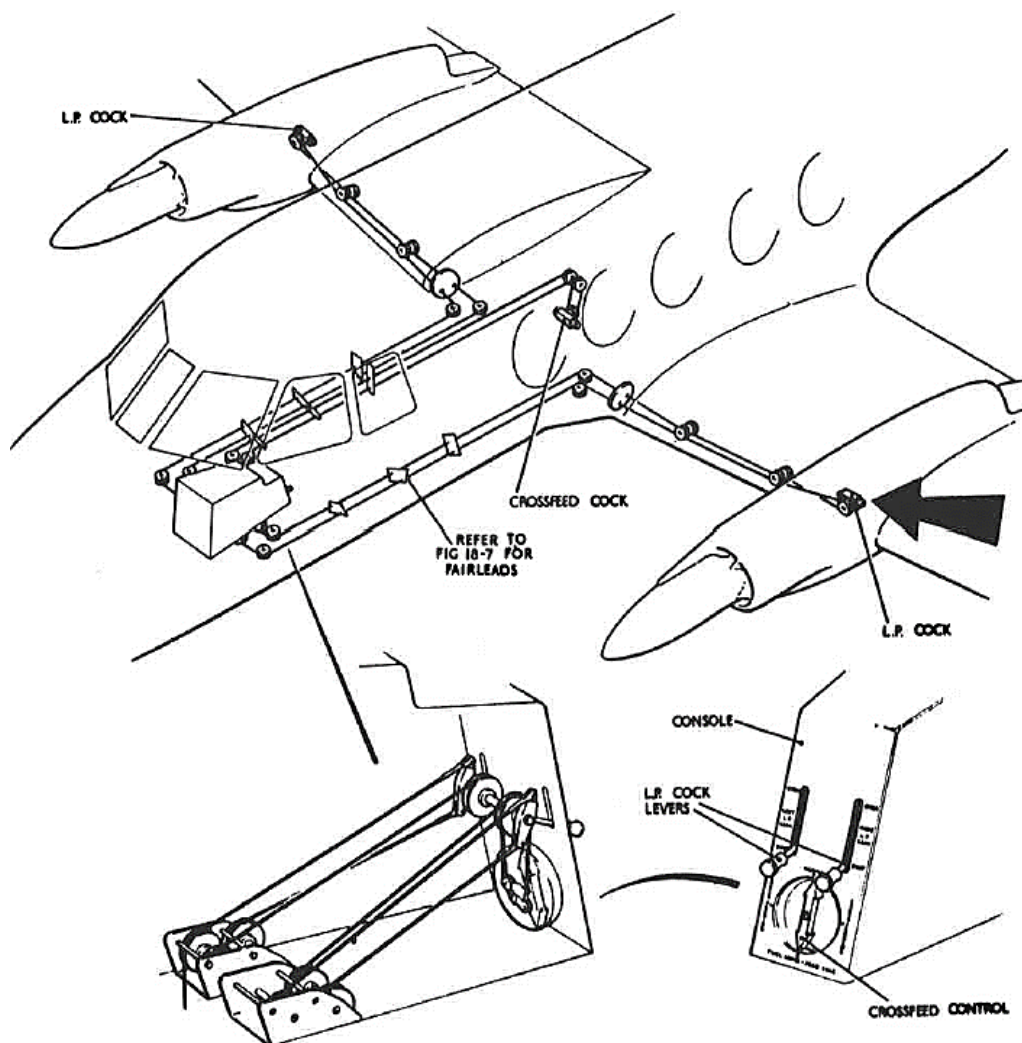


OPEN :- GROOVE IN LINE WITH FUEL FLOW



SHUT :- GROOVE ACROSS FUEL FLOW

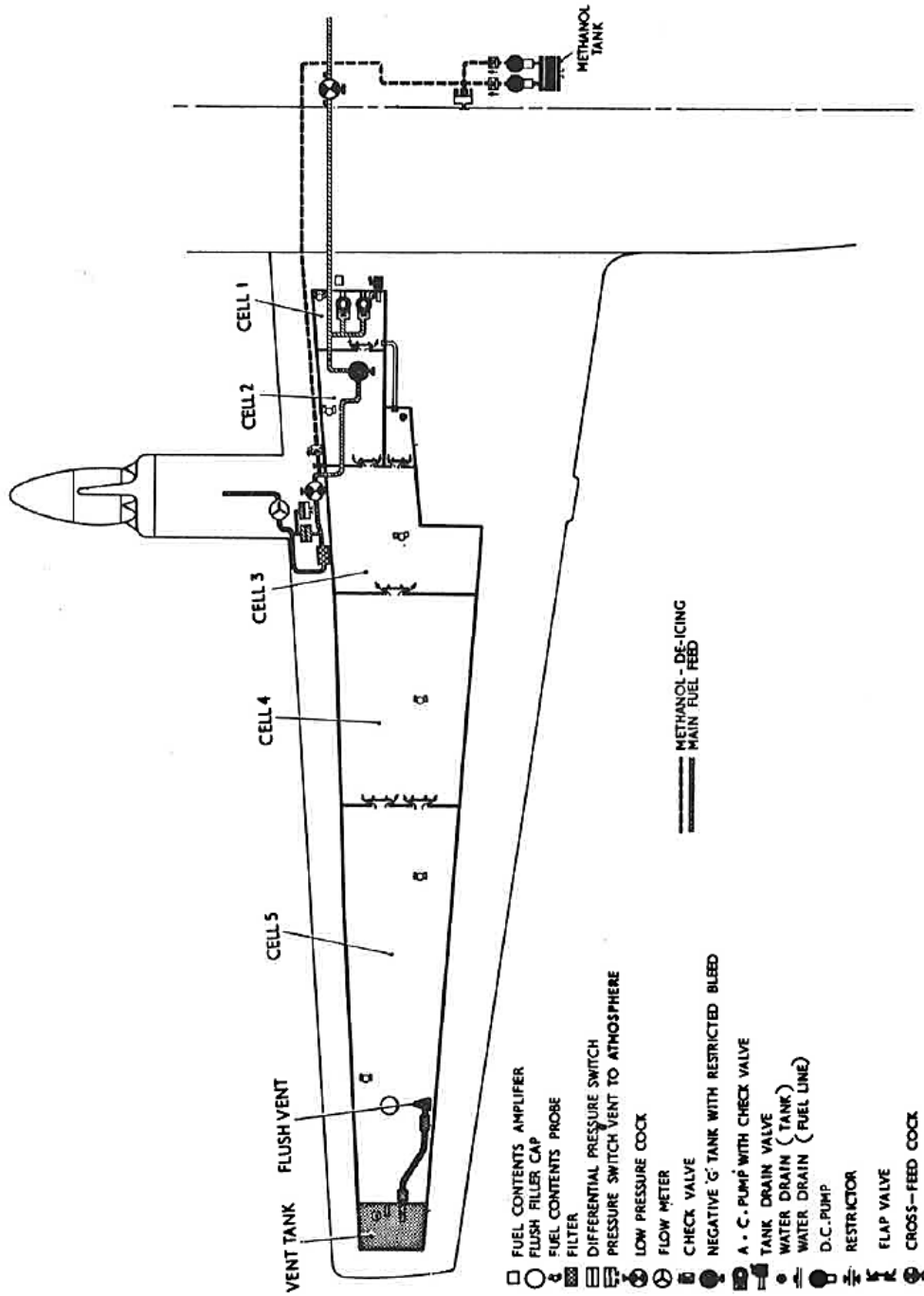
L.P. AND CROSSFEED COCKS



Commande du robinet basse pression du circuit de carburant
Steuerung des Kraftstoffniederdruckhahns

HP
JETSTREAM

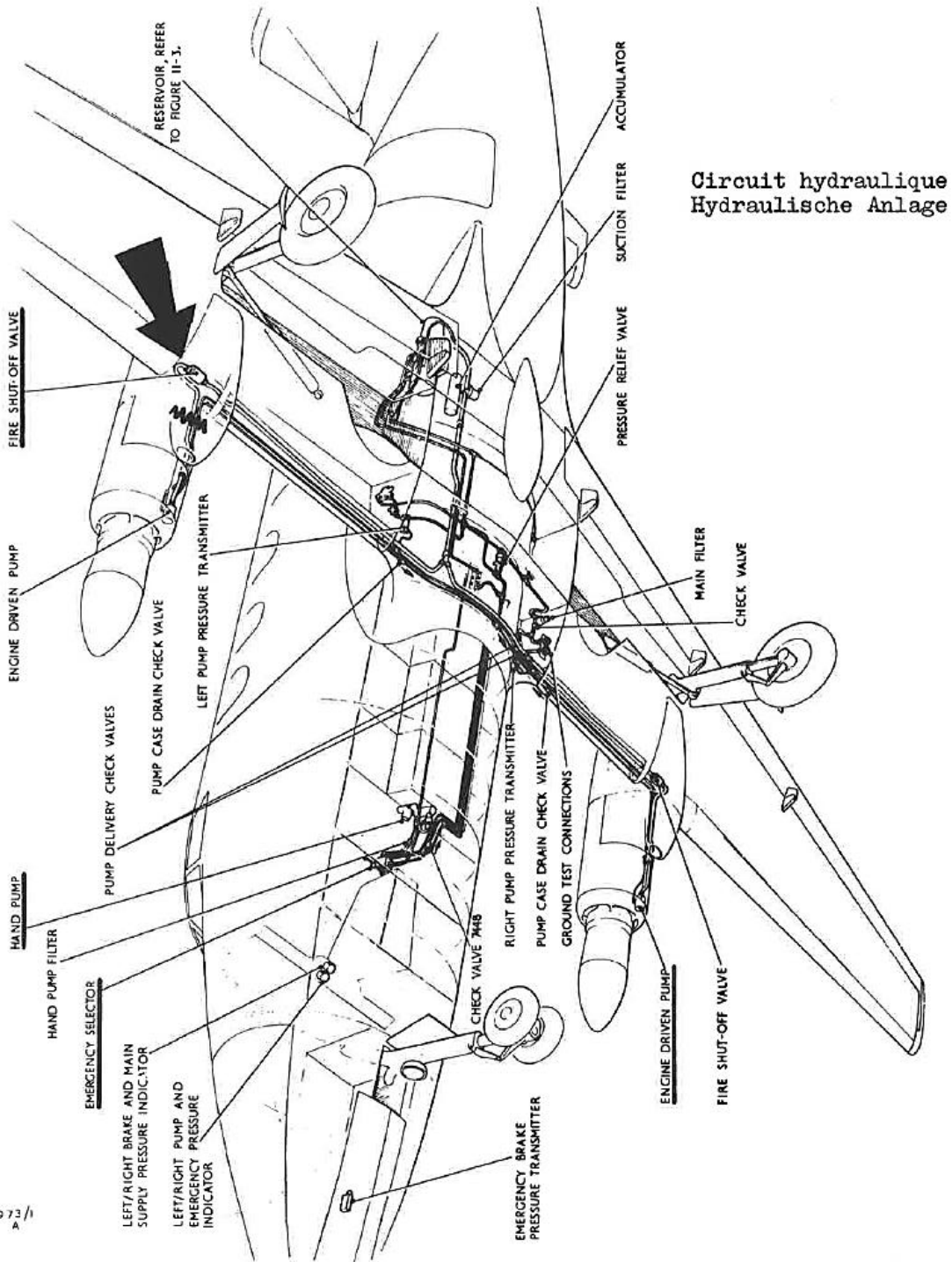
MAINTENANCE MANUAL



Mk.1

Circuit d'alimentation en carburant
Kraftstoffanlage

MAINTENANCE MANUAL



973/1
A

Figure 11-1 Location of Components

HP JETSTREAM

MAINTENANCE MANUAL

Dispositif avertisseur d'incendie dans GTP
Triebwerk-Feuerwarnanlage

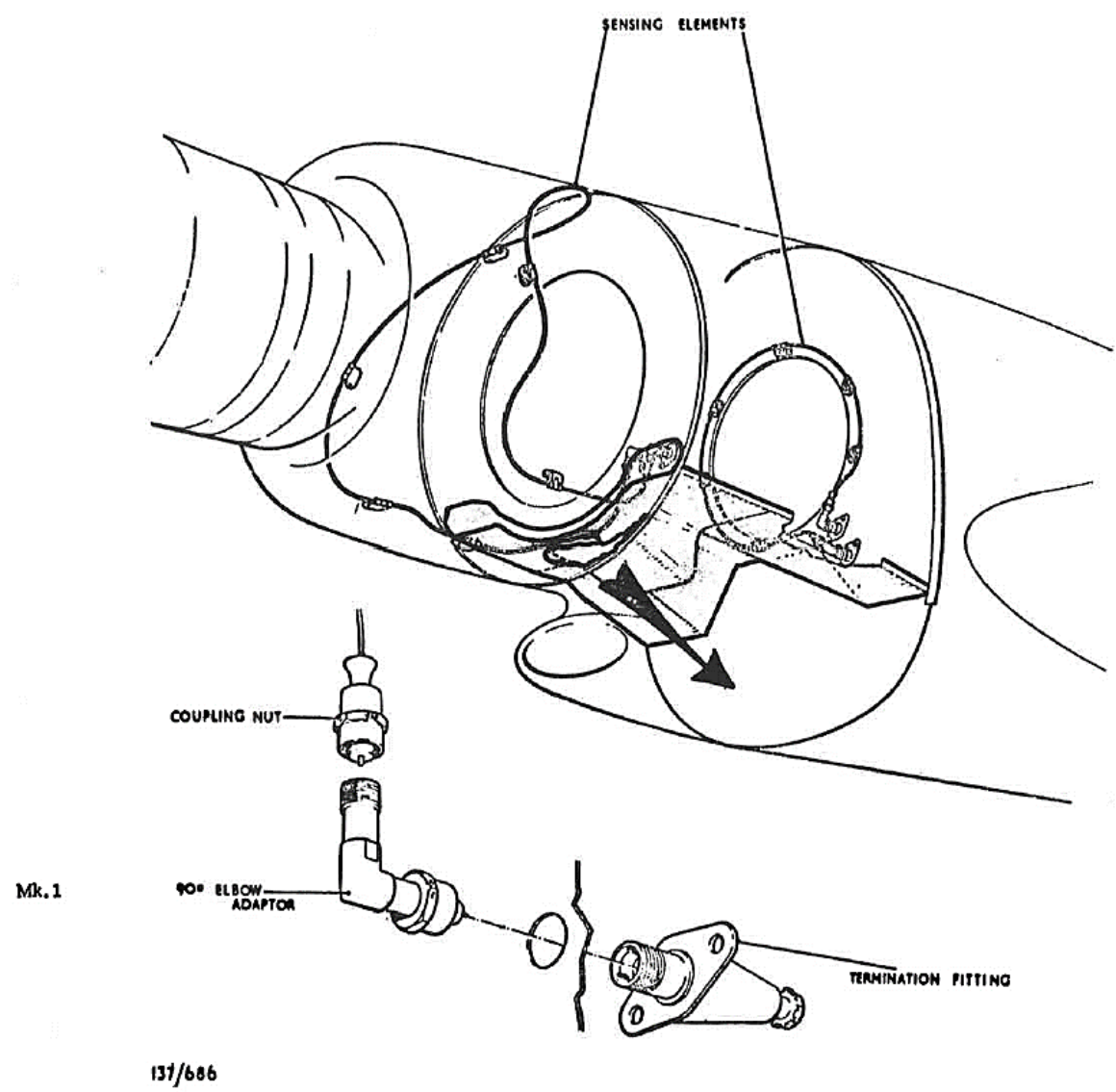
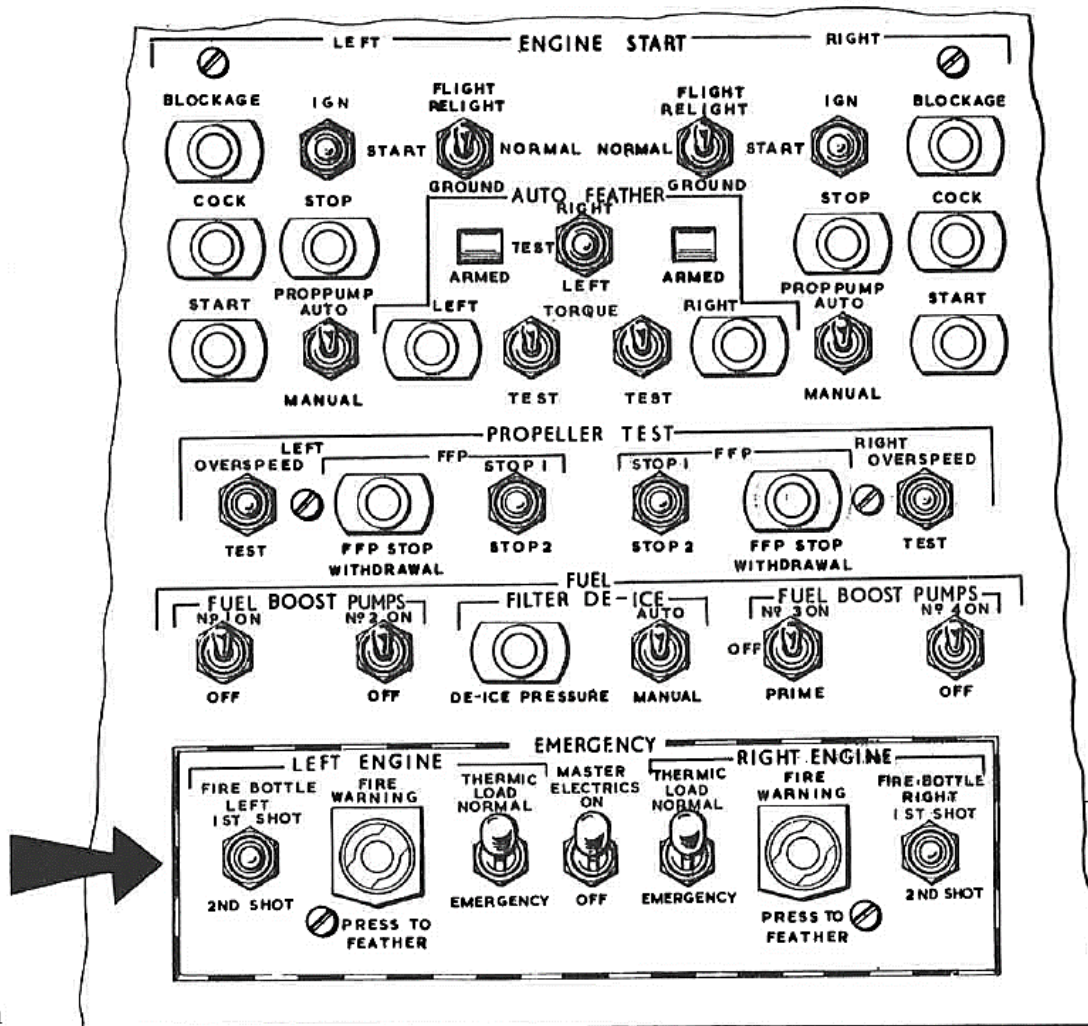


Figure 19-2 Firewire Sensing Elements and Connectors



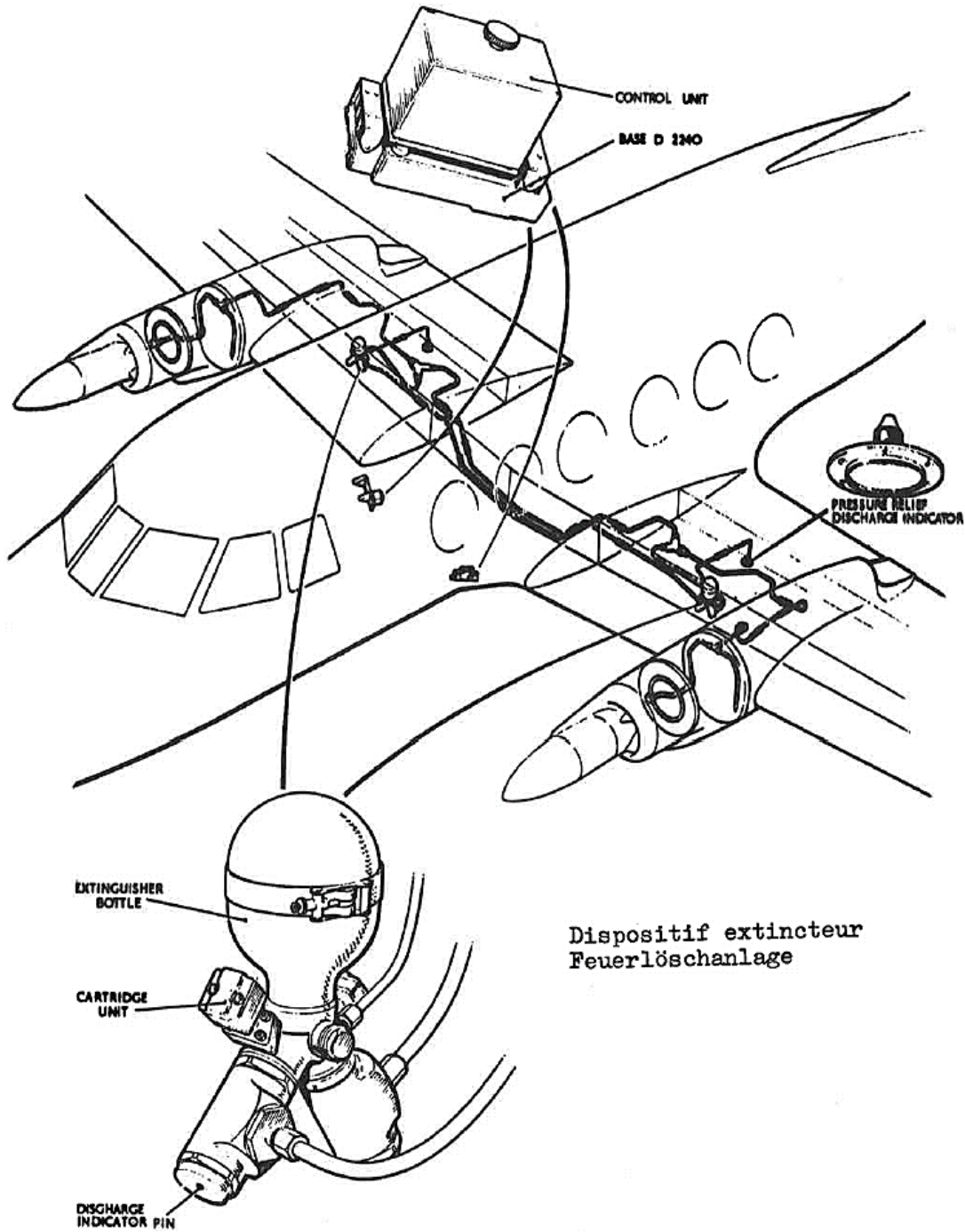
Mk. 1

137/1104

Dispositif extincteur: tableau de commande
Löschanlage: Schalttafel

Figure 2-15 Roof Panel - Section 'K'

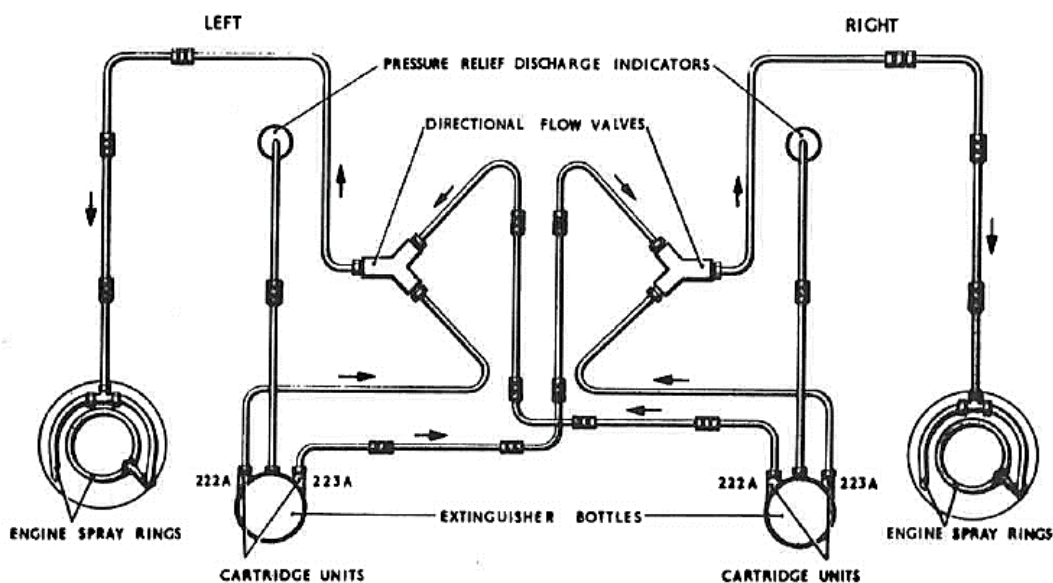
MAINTENANCE MANUAL



Mk. 1

Figure 19-1 Fire Extinguisher System

MAINTENANCE MANUAL



137/693

Dispositif extincteur: schéma des conduites
Feuerlöschanlage: Prinzipschema

CARTRIDGE FIRING UNIT

Data

Operating voltage	18 to 28,5 volts d. c.
Fuse resistance	5-6 ohms
Maximum safe test current	13 milliamperes

Check and Tests Before Installation

Mk. 1

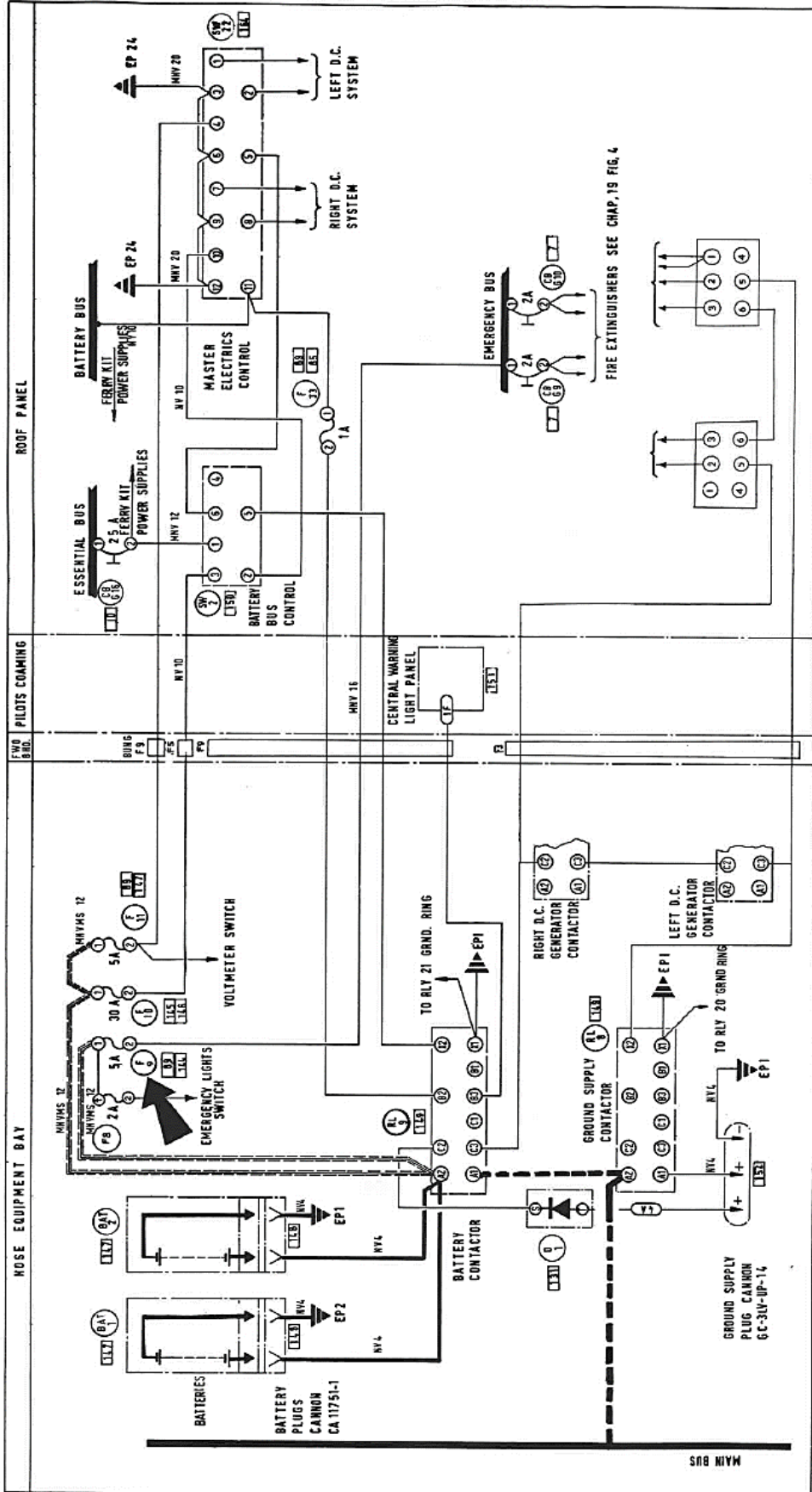
1. Check that the body and charge holder are free from corrosion, chafing or other damage.
2. Examine terminal block moulding and cover for cracks or any other damage.
3. Examine terminal screws and inserts for thread damage.
4. Make the following electrical tests.

WARNING

Before making any electrical tests, the cartridge unit must be mounted on a suitable structure. The charge holder end must be shielded but unrestricted in case of accidental firing. The removal and refitment of powder charges is dangerous and should only be undertaken by an approved repair organization.

CAUTION

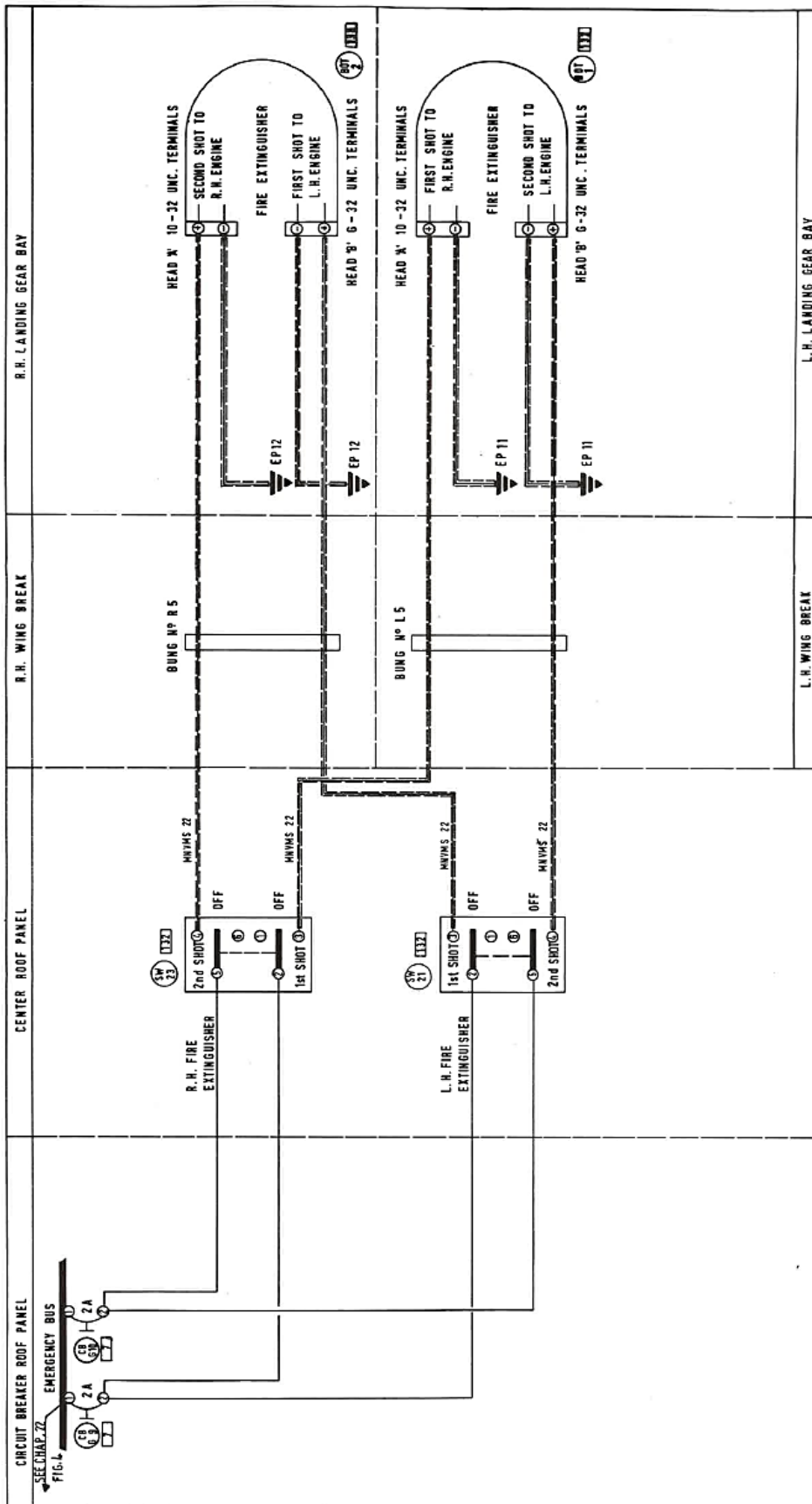
Before insulation resistance check, ensure that the electrical leads at the cartridge head are shorted by a secure shorting lead to prevent accidental firing whilst checking the insulation resistance between terminals and the body. Ensure that the terminals are satisfactorily tested with a safety ohmmeter before proceeding with insulation resistance check.



CIRCUIT CODE N° 3

GROUND SUPPLY AND BATTERY CONTROL - ROUTING

Schéma du circuit électrique avec fusible principal F9 du système extincteur
Elektrisches Schaltschema mit Hauptsicherung der Feuerlöschanlage



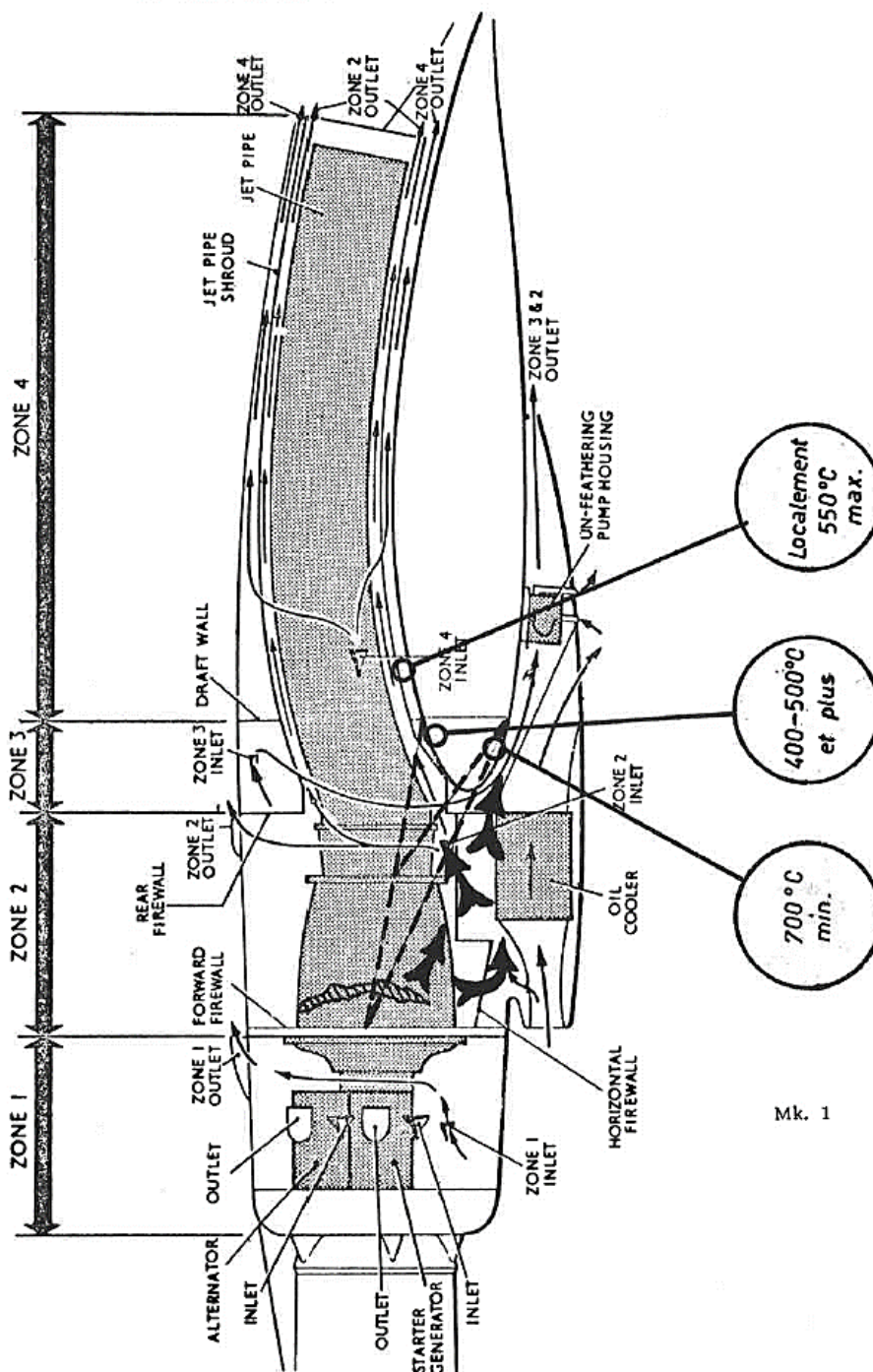
Dispositif extincteur: Schéma électrique
Feuerlöschanlage: Elektrisches Schaltschema

385/1
A

FIRE EXTINGUISHERS — ROUTING

CHAP. 19
FIG. 4

TRAINING MANUAL

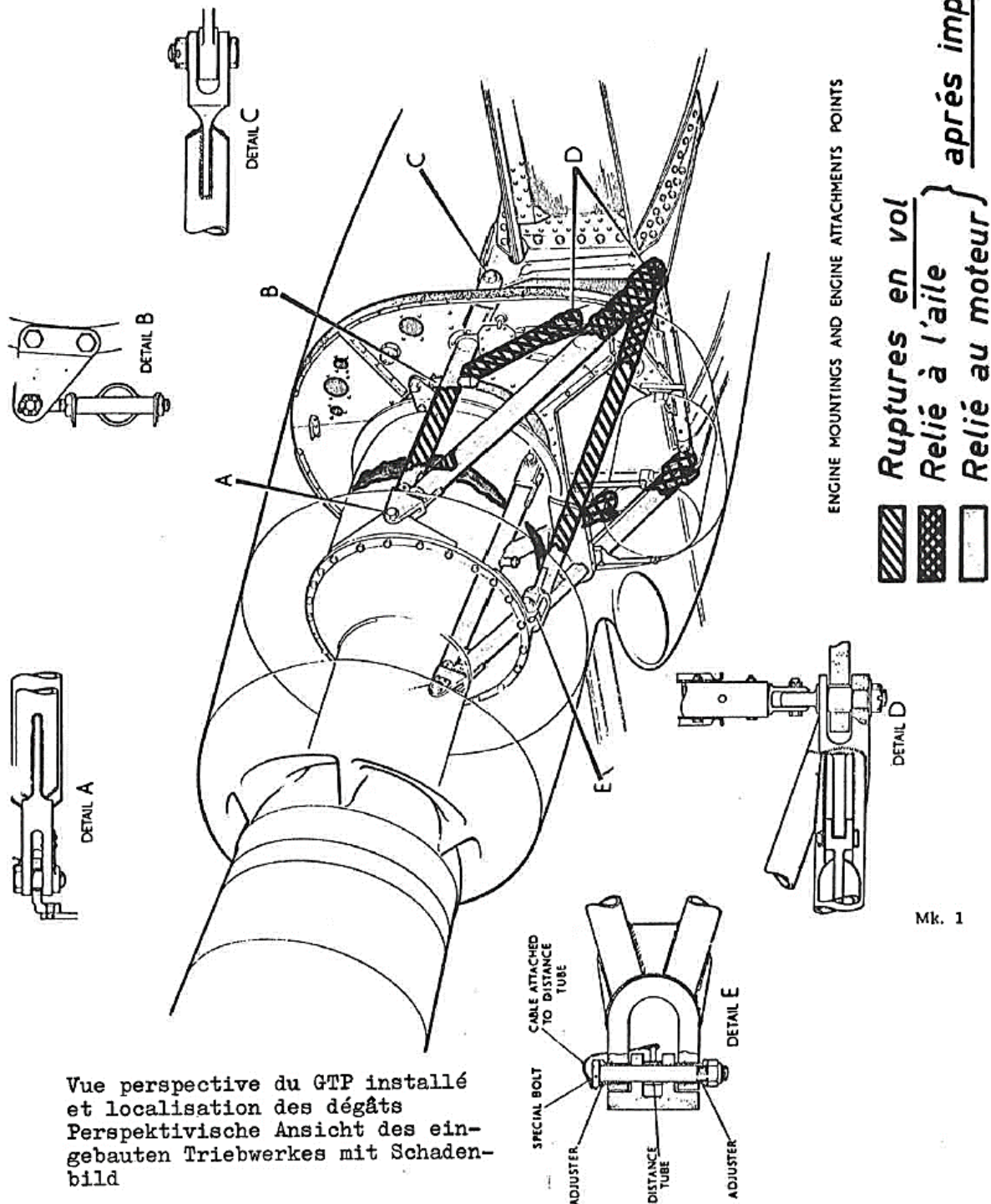


Mk. 1

Coupe longitudinale du GTP installé et localisation des dégâts
Längsschnitt des eingebauten Triebwerks mit Schadenbild

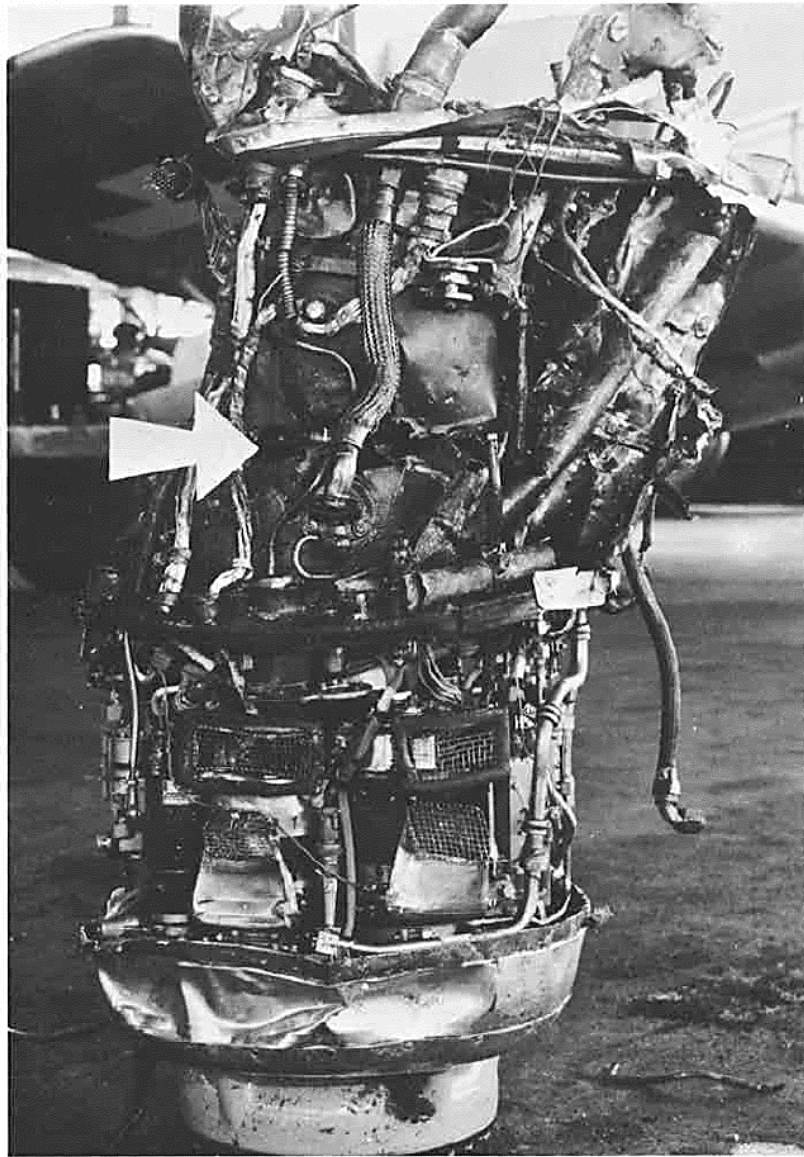
HP
JETSTREAM

MAINTENANCE MANUAL



Vue perspective du GTP installé
et localisation des dégâts
Perspektivische Ansicht des ein-
gebauten Triebwerkes mit Schaden-
bild

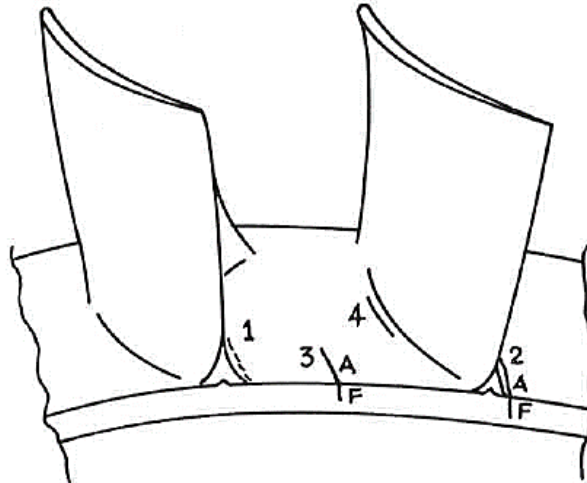
Figure 17-1 Engine Mounting and Engine Attachment Points



Vue du moteur gauche prise avant le démontage.
La flèche montre une déchirure du carter de turbine
provoquée par l'expulsion de débris du disque 1er étage.

Ansicht des linken Triebwerkes, aufgenommen vor der
Zerlegung. Der Pfeil zeigt einen Riss im Turbinengehäuse,
verursacht durch wegfliegende Teile der ersten Turbinen-
stufe.

Vue bord de fuite
Ansicht Austrittskante



Definition des types de fissures

Type 1 : Microfissures à l'emplanture, axiales

Type 2 : Fissuration à l'emplanture { branche axiale
branche frontale

Type 3 : Fissuration à l'interpale { branche axiale
branche frontale

Type 4 : Fissuration à l'extrados

Definition der Risse

Typ 1 : Haarrisse an der Schaufelwurzel, achsiale

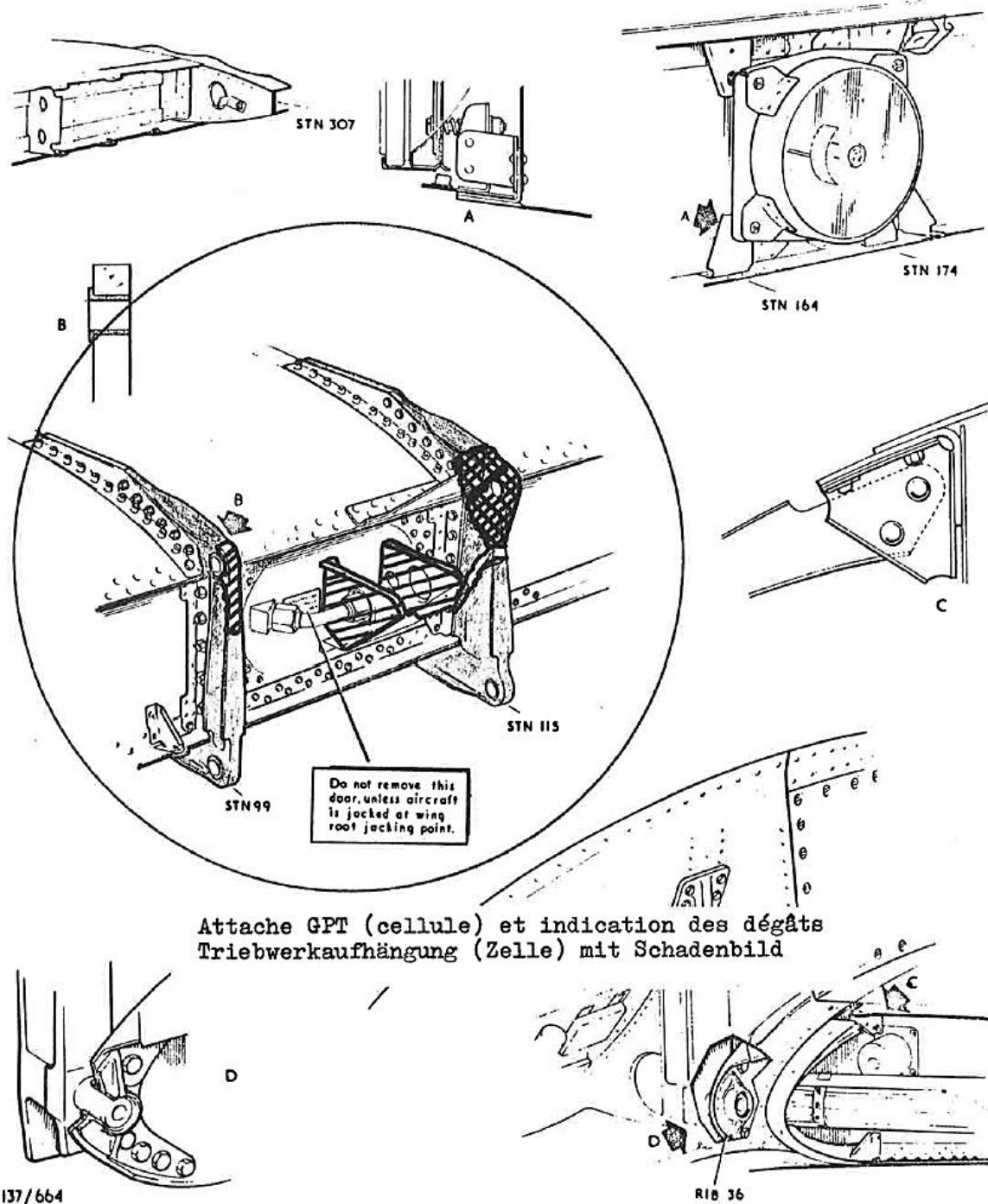
Typ 2 : Risse an der Schaufelwurzel { Achsialer Verlauf
Frontaler Verlauf

Typ 3 : Risse im Zwischenschaufelbereich { Achsialer Verlauf
Frontaler Verlauf

Typ 4 : Risse auf der Profiloberseite

HP
JETSTREAM

TRAINING MANUAL



Attache GPT (cellule) et indication des dégâts
Triebwerkaufhängung (Zelle) mit Schadenbild

Figure 7-2 Front Spar Details

Avaries  **en vol**
 **à l'impact**