

BUNDESREPUBLIK DEUTSCHLAND

Federal Republic of Germany



B e r i c h t

über

die Untersuchung der flugbetrieblichen Störung
mit dem Verkehrsflugzeug McDonnell Douglas DC-9-81
am 16. Oktober 1993
in München

Az.: E X 003-0/93

Flugunfalluntersuchungsstelle
beim
Luftfahrt-Bundesamt

B e r i c h t

über

die Untersuchung der flugbetrieblichen Störung
mit dem Verkehrsflugzeug McDonnell Douglas DC-9-81
am 16. Oktober 1993
in München

Az.: E X 003-0/93

Entsprechend dem Abkommen über die Internationale Zivilluftfahrt (ICAO Annex 13) ist das alleinige Ziel der Untersuchung eines Flugunfalles die Verhütung künftiger Unfälle. Es ist nicht Zweck dieser Untersuchung, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

INHALTSVERZEICHNIS

	<u>Seite</u>
<u>Kurzdarstellung</u>	4
1.0 <u>Tatsachenermittlung</u>	6
1.1 Flugverlauf	6
1.2 Personenschäden	11
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	12
1.4 Sachschaden Dritter	13
1.5 Angaben zur Besatzung	13
1.5.1 Verantwortlicher Flugzeugführer	13
1.5.2 Zweiter Flugzeugführer	13
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	14
1.7 Meteorologische Informationen	14
1.8 Navigationshilfen	15
1.9 Funkverkehr	15
1.10 Angaben zum Flugplatz	15
1.11 Flugschreiber	16
1.11.1 Flugdatenschreiber (DFDR)	16
1.11.2 Führerraumtonaufzeichnungsanlage (CVR)	17
1.12 Angaben über Wrack und Aufprall	17
1.13 Medizinische und pathologische Angaben	17
1.14 Brand	17
1.15 Überlebenschancen	18
1.16 Weiterführende Untersuchungen	19
1.16.1 Untersuchung des "Emergency Power Switches"	19
1.16.2 Untersuchung weiterer Komponenten der Bordstromversorgung	20
1.16.3 Analyse der Bordstromversorgung	20

	<u>Seite</u>	
1.16.4	Untersuchung der Notrutsche	22
1.17	Zusätzliche Informationen	23
1.17.1	Bordstromversorgung der MD 81	23
2.0	<u>Auswertung</u>	24
2.1	Technische Faktoren	24
2.2	Betriebliche Faktoren	27
3.0	<u>Schlußfolgerungen</u>	30
3.1	Befunde	30
3.2	Wahrscheinliche Ursachen	32
4.0	<u>Sicherheitsempfehlungen</u>	32
5.0	<u>Anlagen</u>	34

Kurzdarstellung

Am 16.10.93 um 1105 Uhr*) wurde die Flugunfalluntersuchungsstelle (FUS) informiert, daß eine MD-81 (DC-9-81) mit starker Rauchentwicklung im Cockpit in München gelandet sei. Bei der Notevakuierung der Fluggäste hätte es Verletzte gegeben. Die Untersuchung des Vorfalles wurde am folgenden Tag durch einen Mitarbeiter der FUS aufgenommen. Die Untersuchungsbehörden der USA und der Schweiz, der Luftfahrzeughalter, der Hersteller des Flugzeuges und Brandspezialisten des Bayerischen Landeskriminalamtes (BLKA) wurden an der Untersuchung beteiligt.

Das Flugzeug befand sich mit 88 Fluggästen und 7 Besatzungsmitgliedern an Bord auf einem Linienflug von München nach Zürich. Etwa 10 Minuten nach dem Start in Flugfläche 180 (FL 180) bemerkte die Cockpitbesatzung eine abnormale Geruchsentwicklung mit anschließender Rauchbildung. Wegen der zunehmenden Intensität entschied sich die Besatzung für eine Rückkehr nach München. Mit Hilfe der Checkliste "Electrical Smoke in Cockpit" war es nicht möglich, die Ursache für die Rauchentwicklung zu identifizieren und den Brandherd zu isolieren. Nach Erklärung einer Luftnotlage wurde das Luftfahrzeug mit Hilfe der Anflugkontrolle München zur Landung geführt. Die Regeln für die Zusammenarbeit im Zweimann-Cockpit (Crew-Coordination) konnten nur bedingt eingehalten werden, da nach dem Aus-, Ein- und Umschalten der Stromversorgung auf der linken Cockpitseite Fluginstrumente sporadisch ausfielen. Die Sicht einschränkung war im Endanflug so massiv, daß Bodensicht nur zeitweise gegeben war und der Luftfahrzeugführer am Steuer die Fahrtmesseranzeige nur schemenhaft erkennen konnte. Unmittelbar nach dem Aufsetzen wurde eine Vollbremsung eingeleitet, weil die Sicht nach außen nicht mehr gegeben war. Bei der vorsorglichen Notevakuierung wurden 14 Fluggäste und ein Besatzungsmitglied leicht verletzt.

*) alle Zeiten sind UTC-Zeiten

Bei der Notevakuierung ließ sich die im Heck des Flugzeuges befindliche Notrutsche nicht auslösen.

Die flugbetriebliche Störung ist auf einen massiven Schmorbrand im "EMERGENCY POWER SWITCH" (Schalter für die Notstromversorgung) zurückzuführen. Der Schalter fiel durch mechanische und elektrische Überlastung aus.

Die Notrutsche im Heck des Flugzeuges konnte nicht auslösen, da ein für den Transport der Rutsche notwendiger Sicherheitsstift bei der Montage der Rutsche nicht entfernt worden war.

1.0 Tatsachenermittlung

1.1 Flugverlauf

Nach Ankunft aus Zürich und Ausstieg der Flugäste wurde die Mc Donnell MD 81 in München für den Rückflug vorbereitet. Vor dem Ablegen von der Fluggastbrücke und dem Anlassen der Triebwerke arbeitete die Besatzung im Cockpit routinemäßig die Checklisten (Klarlisten) ab. Die Aktionen nach der "Transit Cockpit Preparation" und "Before Engine Start" Checkliste zeigten keine Abnormalitäten. Zum Gebrauch des "Emergency Power Switches" (Schalter in der Notstromversorgung) befragt, erklärte der zweite Luftfahrzeugführer, daß er den Schalter das erste Mal vor dem Flug in Zürich und ein zweites Mal beim "Cockpit Preparation Check" in München betätigt habe. Damit habe er, wie verfahrensmäßig vorgesehen, den Zustand der Batterie getestet. Eine Besonderheit an dem Schalter oder eine elektrische Fehlfunktion habe er nicht bemerkt.

Die für die Ursachenfindung und Analyse des Vorfalles notwendige Ermittlung des Flugweges mit Klärung der Vorgänge in der Bordstromversorgung erfolgte mit Hilfe der Besatzung, der Auswertung des "Cockpit Voice Recorders" (CVR), des "Digital Flight Data Recorders" (DFDR), der Aufzeichnungen von Radardaten (RDQC) und des Funkprechverkehrs durch die Deutsche Flugsicherungs GmbH sowie durch die Auswertung der bordseitig aufgezeichneten Fehlerprotokolle des "Digital Flight Guidance Computers" (Computer für die Flugführung und -steuerung).

Die Freigabe zum Anlassen der Triebwerke wurde nach den Aufzeichnungen um 0822 Uhr erteilt. Nach dem Anlassen beider Triebwerke wurde, wie in der "After Engine Start" Checkliste gefordert, die Bordstromversorgung (Electrical loads) überprüft und mit "checked" bewertet.

...

Um 0831 Uhr erhielt die MD 81 die Rollfreigabe für den Haltepunkt B10 über Rollweg "Sierra" zur Startbahn 26 L. Auch der anschließende "Taxi" Check zeigte keine Auffälligkeiten.

Nach der Startfreigabe um 0835 Uhr, einer normalen Beschleunigung und Übergang in den Steigflug mit südwestlicher Richtung wurde eine Freigabe für FL 140 erteilt. Zur Identifizierung durch die Flugverkehrskontrolle erhielt die MD 81 die Transponderkennung 1132. Nach Erteilung der nächsten Freigabe für den Steigflug auf FL 180 um 0840 Uhr wurde diese Flugfläche um 0842 Uhr erreicht.

Mit der Transponderkennung wurde die gesamte Flugspur vom Start bis zur Landung identifiziert und als Radarspur dargestellt (Anlagen 2 und 3).

Wenige Minuten später bemerkte der verantwortliche Luftfahrzeugführer einen ungewöhnlichen Geruch. Nach kurzer Diskussion mit dem zweiten Flugzeugführer wurden Rauchspuren oberhalb der Schalter für die Landescheinwerfer festgestellt. Anfänglich hielt die Besatzung eine Geruchs- und Rauchentwicklung aus dem Bereich der Kabinenküche für möglich. Innerhalb weniger Minuten wurde der Rauch intensiver, so daß eine elektrische Ursache erkennbar war. Ein in der Tür zum Flugzeugführerraum stehender Flugbegleiter ortete das "Overhead-Panel" als Rauchquelle. Die Luftfahrzeugführer sahen keine Möglichkeit, die Rauchentwicklung eindeutig zu identifizieren und abzustellen. Nach kurzer Überlegung und Absprache mit dem zweiten Luftfahrzeugführer entschied sich der verantwortliche Luftfahrzeugführer für eine Umkehr nach München.

Mit dem Funkspruch "We have some electrical smoke developing in the cockpit. Request clearance back to Munich immediately." erbat die Besatzung die unverzügliche Rückkehr nach München. Nach Bestätigung durch die Flugverkehrskontrolle wurde 10 Minuten nach dem Start mit einer Linkskurve die Rückkehr nach München eingeleitet. München Radar wies dafür den Steuerkurs 060 zu,

...

erteilte die Freigabe für den Sinkflug und fragte, ob "Emergency" (Luftnotlage) erklärt werden würde. Auf die Erklärung einer Luftnotlage wurde seitens der Besatzung verzichtet.

Nach dem Aufsetzen der Sauerstoffmasken und Rauchbrillen informierte der verantwortliche Luftfahrzeugführer die Kabinenbesatzung und die Passagiere. Die Fluggäste wurden mit folgendem Wortlaut informiert: "Ladies and gentlemen! Due to a small technical fault we are returning to the Munich airport for investigation. I shall keep you informed about the situation how it develops. For the time there is no reason for concern. It is just for investigation the electrical system." Die Passagierinformation erfolgte ausschließlich in englischer Sprache.

Während der Passagierinformation durch den verantwortlichen Luftfahrzeugführer war der Copilot beauftragt, die Checkliste für das Problem "Electrical Smoke" vorzubereiten.

Von München Radar wurde die Landebahn 08 angeboten, was von der Flugzeugbesatzung bestätigt wurde. Nach Einleitung der Linkskurve wurde die MD 81 von München Radar an München Anflugkontrolle übergeben. Dazu war eine Frequenzumschaltung auf 120,77 MHz notwendig. Unter Beibehaltung der Transponderkennung wurde der Steuerkurs 050 erteilt.

Etwa 4 Minuten nach der Entscheidung für die Rückkehr nach München konnte die Cockpitbesatzung mit der Fehleranalyse beginnen. Nach Checkliste "Electrical Smoke in Cockpit" informierte der zweite Luftfahrzeugführer den verantwortlichen Luftfahrzeugführer über die Auswirkungen bei Abschalten des rechten Generators. Das Abschalten des rechten Generators wurde vom verantwortlichen Luftfahrzeugführer bestätigt. Bedingt durch einen umfangreichen Funkverkehr mit München "Arrival" verzögerte sich die Fehlerlokalisierung um etwa eineinhalb Minuten. Mit dem Funkverkehr wurden Navigationsanweisungen für den Rückflug ausgetauscht.

...

Nach Schilderung des verantwortlichen Flugzeugführers fiel nach dem Abschalten des rechten Generators fast die gesamte linke Instrumentierung aus. Bedingt durch die Probleme mit den Instrumenten und der extrem zunehmenden Rauchentwicklung wurde um 0851 Uhr eine Luftnotlage erklärt. Luftfahrzeug an Flugverkehrskontrolle: "The smoke is becoming heavier. We are declaring emergency now".

Die Luftnotlageerklärung wurde von der Flugverkehrskontrolle bestätigt und der Steuerkurs 035 zugewiesen. Danach wurde um Mitteilung der Passagierzahl und Information über radioaktives Material gebeten.

Der verantwortliche Luftfahrzeugführer am Steuer bat 90 Sekunden nach dem Abschalten des rechten Generators wieder um Zuschaltung des rechten Generators. Mit "Ich kann nicht mehr fliegen, habe keine Instrumente mehr. Your controls" übergab er um 0853 Uhr das Steuer an den zweiten Luftfahrzeugführer.

Unmittelbar nach dem Zurückschalten des rechten Generators erschien die "Master Warning AC-Emergency Bus". Aufgrund der starken Rauchentwicklung im "Overhead Panel" wagte es die Besatzung nicht, den "Emergency Power Switch" zu betätigen.

Um 0854 Uhr fragte München "Arrival", ob der Flughafen in Sicht sei, was verneint wurde. Die Flugverkehrskontrolle erteilte die Freigabe für einen Sichtanflug für die Landebahn 08 R. Als die Besatzung erneut darauf hinwies, daß kein Sichtkontakt zum Flughafen bestehe, übermittelte München "Arrival" Positionsmeldungen mit Hinweis auf das in Betrieb befindliche Instrumenten-Landesystem (ILS) 08 R. Die Cockpitbesatzung mußte sich die ILS-Frequenz vom Boden über Funk geben lassen, da sie durch die zunehmende Rauchentwicklung nicht in der Lage war, diese aus der Anflugkarte abzulesen. Mit erneuten Positionsmeldungen vom Boden und zu fliegenden Steuerkursen wurde das Luftfahrzeug zur Landung geführt.

...

Um 0855 Uhr meldete die MD 81 Sichtkontakt zum Flughafen. Durch den massiven Rauch im Cockpit verschwand die Sicht zum Flughafen und zu den Instrumenten immer wieder. Unmittelbar vordem "Outer Marker" übernahm der verantwortliche Luftfahrzeugführer die Steuer und wies die "Final" Checkliste an. Wenig später mußte er die Steuer jedoch wieder an den zweiten Luftfahrzeugführer zurückgeben, da die Sicht immer wieder verloren ging und er die Geschwindigkeitsanzeige nicht erkennen konnte. Der zweite Luftfahrzeugführer versuchte vergeblich das Fenster zu öffnen. Mit der Geschwindigkeitsinformation "Einhundertfünfzig" vom zweiten Luftfahrzeugführer übernahm der Verantwortliche die Steuer wieder. Während von München "Arrival" erneut die Landefreigabe für 08 R und Windinformation gesendet wurden, versuchte der zweite Luftfahrzeugführer durch Wedeln mit der Checkliste dem Flugzeugführer am Steuer die Sicht zu verschaffen.

Vor dem Überflug des "Middle Markers" informierte der zweite Luftfahrzeugführer: "Final Check ist gut, Gear ist unten, Klappen 40". Der Flugzeugführer am Steuer gab an, daß er in dieser Phase die Anzeige des Fahrtmessers in etwa "4 Uhr Position" nur schemenhaft habe erkennen können, was einer Geschwindigkeit von etwa 150 kt entsprach. In der letzten Phase vor dem Aufsetzen forderte er den zweiten Luftfahrzeugführer nochmals auf, durch Wedeln mit der Checkliste die Sicht zu verschaffen.

Um 0858 Uhr landete die MD 81. Die Landung verlief normal und "Idle Reverse" wurde gesetzt. Nach Beschreibung des verantwortlichen Flugzeugführers ging während des Ausrollens die Sicht nach außen total verloren, so daß er ein scharfes Bremsmanöver einleiten mußte.

Nach dem Ausrollen wurde das Evakuierungssignal ausgelöst, da die Cockpitbesatzung eine Rauchentwicklung oder ein Feuer im Fluggastraum nicht ausschließen konnte. Die Fluggäste verließen das Flugzeug ohne Verzögerung über drei seitliche Notrutschen

und über die Tragflächen. 14 Fluggäste, die das Flugzeug über die Flügel verlassen mußten, verletzten sich beim Abrutschen von den Tragflächen.

Die Flugbegleiterin an der Hecktür war nicht in der Lage, die Notrutsche auszulösen. Der Heckkonus wurde abgetrennt, die Rutsche jedoch nicht aktiviert.

Nach der Durchführung des "On Ground Emergency" Verfahrens und der Evakuierung der Fluggäste wurden die Cockpitfenster geöffnet. Zeugen berichteten, daß mit dem Öffnen der Fenster dicke Rauchschwaden aus dem Flugzeug stiegen. Die Rauchentwicklung kam erst nach Abklemmen der Batterie durch die Feuerwehr zum Stillstand. Der "Emergency Power Switch" fühlte sich extrem heiß an und ließ sich nicht bewegen.

1.2 Personenschäden

An Bord befanden sich 88 Fluggäste und 7 Besatzungsmitglieder.

Bei der Evakuierung der Fluggäste nach dem Stillstand des Luftfahrzeuges auf der Landebahn erlitten 14 Fluggäste und eine Flugbegleiterin leichte Verletzungen beim Verlassen des Flugzeuges über die Notausgänge bzw. Notrutschen.

Vier Verletzte wurden direkt vom Flugzeug mit einem Krankentransportfahrzeug zum Medizinischen Dienst des Flughafens gebracht. Weitere 11 Fluggäste wurden zunächst mit dem Bus in eine Wartehalle gefahren. Bei einer Befragung durch die Flugbegleiter meldeten sie dann Verletzungen an, die ebenfalls vom Medizinischen Dienst behandelt wurden.

Ein neunjähriges Kind wurde zur Untersuchung in ein Krankenhaus eingeliefert. Es wurde am folgenden Tag wieder entlassen. Die Verletzungen der anderen Fluggäste wurden ambulant versorgt.

...

Bei den Verletzungen handelte es sich um Prellungen, Stauchungen und Schnittwunden, die beim Abrutschen von den Tragflächen oder Verlassen der Rutschen entstanden waren. Das im Krankenhaus stationär versorgte Kind erlitt eine Wirbelsäulenprellung und Prellungen am Knie.

Das verletzte Besatzungsmitglied zog sich eine Schnittwunde beim Auslöseversuch der Rutsche im Heckbereich zu, die sich nicht aktivieren ließ.

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Durch den vom "Emergency Power Switch" im "Overhead-Panel" ausgehenden Schwelbrand wurde die gesamte Verdrahtung der Notstromversorgung, die Steuerung für die sonstige elektrische Stromversorgung mit den entsprechenden Schaltern, Relais, Verteilerschienenmassiv beschädigt. Bei der anschließenden Reparatur mußte nahezu die gesamte Verkabelung in diesem Bereich erneuert werden.

Durch die Brandbeschädigung waren elektrische und elektronische Systeme nicht mehr funktionstüchtig. Die Sicherungen (Circuit Breaker) "Emergency Inverter", "Emergency AC Bus Feed" und "Cabin Standby Lights" waren ausgelöst.

Die extreme Rauchentwicklung führte zu einer starken Verschmutzung des gesamten Cockpits.

Brandbedingte Beschädigungen an der Flugzeugstruktur wurden nicht festgestellt.

Das Ausmaß der Beschädigungen ist in den Anlagen 4 und 5 fotografisch dokumentiert.

1.4 Sachschaden Dritter

Keiner

1.5 Angaben zur Besatzung

1.5.1 Verantwortlicher Flugzeugführer

Geschlecht: männlich
Art der Erlaubnis: Verkehrsluftfahrzeugführer
(ATPL)
Berechtigungen: als verantwortlicher Flugzeugführer
McDonnell Douglas MD 81;
Instrumentenflugberechtigung;
Fluglehrerberechtigung
Gesamtflugerfahrung: 11 600 Std.
Flugerfahrung auf
MD 81 bzw. DC 9: 6 608 Std.

1.5.2 Zweiter Flugzeugführer

Geschlecht: männlich
Art der Erlaubnis: Verkehrsluftfahrzeugführer
(ATPL)
Berechtigungen: als zweiter Flugzeugführer
Mc Donnell Douglas MD 81;
Instrumentenflugberechtigung
Gesamtflugerfahrung: 2 800 Std.
Flugerfahrung auf
MD 81 bzw. DC 9: 1 193 Std.

Die Besatzungsmitglieder waren ausreichend lizenziert. Die Erlaubnisse und Berechtigungen waren gültig.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

Die MD 81 (Musterbezeichnung DC-9-81) ist eine jüngere Version der DC 9. Das mit zwei Turbinen-Triebwerke versehene Verkehrsflugzeug wird auf Kurz- und Mittelstrecken eingesetzt.

Hersteller:	McDonnell Douglas
Muster:	DC-9-81
Werknummer:	48007
Baujahr:	1981
Max. Abflugmasse:	64 400 kg
Triebwerke:	JT8D-217 C
Hersteller:	Pratt & Whitney

Das Luftfahrzeug war ordnungsgemäß für den Verkehr zugelassen.

Flugzeugmasse und Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen.

1.7 Meteorologische Informationen

Zum Zeitpunkt der Landung waren am Verkehrsflughafen München folgende Wetterbedingungen gegeben:

Wind:	90 Grad, 5 kt
Sicht am Boden:	10 000 m
Bewölkung:	3/8 in 1 400 ft 7/8 in 1 900 ft
Temperatur:	7 Grad Celsius
Niederschlag:	keiner
QNH:	1 021 hPa

1.8 Navigationshilfen

Für den Anflug und die Landung auf der Landebahn 08 R auf dem Flughafen München standen bodenseitig die auf einem internationalen Verkehrsflughafen üblichen Navigations- und Anflughilfen zur Verfügung.

Durch die extreme Sichteinschränkung im Führerraum und Ausfälle einiger Systeme konnte die Besatzung die Navigations- und Anflughilfen nur eingeschränkt nutzen.

1.9 Funkverkehr

Der Funkverkehr mit der Flugverkehrskontrolle war uneingeschränkt möglich. Technische Ausfälle durch die bordseitigen Probleme hat es nicht gegeben.

Trotz der bei der Flugverkehrskontrolle bekannten Situation mußte die Besatzung mehrfach einen Frequenzwechsel vornehmen.

Nach der Luftnotlageerklärung wurde ausschließlich die Frequenz München "Arrival" genutzt. Es erfolgte eine intensive Boden-Bord Kommunikation.

1.10 Angaben zum Flugplatz

Der Flughafen München ist ein internationaler Verkehrsflughafen. Zur Verfügung stehen zwei parallel liegende Start-/Landebahnen mit den Richtungen 26/08.

Rettungs- und Feuerlöscheinrichtungen standen uneingeschränkt und ausreichend zur Verfügung.

1.11 Flugschreiber

1.11.1 Flugdatenschreiber (DFDR)

Das Flugzeug war mit einem digitalen Flugdatenschreiber (DFDR) ausgerüstet.

Hersteller:	Sundstrand
Muster:	DFDR
p/n:	981-6009-044
s/n:	2790

Die Daten des DFDR wurden durch die FUS ausgelesen und ausgewertet. Ziel der Auswertung war im wesentlichen eine Analyse der Ausfälle in der elektrischen Stromversorgung und der damit verbundenen Systemausfälle.

Bei Zerlegung des Flugdatenschreibers für die Entnahme des Magnetbandes wurden Verschleißerscheinungen der Spindellager für die Bandspulen festgestellt. Die Oberflächen der Magnetköpfe wiesen erhebliche Schmutzablagerungen auf. Durch Schlupf der Riemenscheibe kam es zu einem ungleichmäßigen Lauf beim Auslesen der Daten. Die aufgezeichneten Daten konnten trotzdem erfolgreich ausgelesen werden.

Die ausgelesenen Daten wurden mit Zustimmung des Halters dem Luftfahrzeughersteller für eine Systemanalyse zur Verfügung gestellt.

1.11.2 Führerraumtonaufzeichnungsanlage

Das Flugzeug war mit einem Führerraumtonaufzeichnungsgerät (CVR) ausgerüstet.

Hersteller:	Sundstrand
Muster:	AV 557 B
p/n:	980-6005-60
s/n:	596

Das Gerät war uneingeschränkt funktionsfähig. Von den Aufzeichnungen wurde eine Umschrift erstellt.

Das Abhören zeigte, daß der Kanal des "Cockpit Area" Mikrofons nur sehr gering ausgesteuert war, die beiden VHF-Sprechfunkkanäle dagegen übersteuert waren. Die unterschiedliche Aussteuerungsintensität der verschiedenen Kanäle war sehr wahrscheinlich auf eine nicht ausreichende Funktionsüberprüfung nach der Installation im Flugzeug zurückzuführen.

1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

entfällt

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

entfällt

1.14 Brand

Im Bereich des "Emergency Power Switches" war es im Cockpit-"Overhead-Panel" zu einem massiven Schwelbrand gekommen. Hinweise auf ein offenes Feuer waren nicht erkennbar.

Bevor das "Overhead-Panel" für Untersuchungs- und Reparaturarbeiten freigelegt wurde, begutachteten Brandexperten vom Bayerischen Landeskriminalamt die Brandspuren.

Festgestellt wurde, daß während des Fluges die Gefahr einer Vergiftung durch Brandgase vor allem durch Kohlenmonoxidbestand.

Durch die Brandexperten wurde bestätigt, daß der Brandherd von dem "Emergency Power Switch" ausgegangen war. Erhebliche Brandschäden waren in einer halblink über den "Emergency Power Switch" montierten Klemmleiste für die Stromversorgung der Scheibenheizungselemente zu erkennen. Mehrere Anschlußklemmen waren abgeschmolzen. Die Isolierungen von Stromversorgungs- und Steuerungsleitungen waren weggeschmort. Eine auffällige Hitzeentwicklung an den Anschlußklemmen war nicht erkennbar.

Die Flugbesatzung hatte während der Rauchentwicklung weder die Frischluftzufuhr über die Klimaanlage noch Fenster geöffnet.

1.15 Überlebenschancen

Eine Gefahr bestand während des Fluges für die Flugzeugbesatzung im Cockpit. Sie konnten sich durch Sauerstoffmasken und Rauchbrillen gegen beim Schwelbrand entstandene Gase schützen.

Da die Tür zwischen Cockpit und Fluggastraum in der Phase der extremen Rauchentwicklung geschlossen blieb, waren die Fluggäste nicht gefährdet.

Die Verletzungen der Fluggäste waren ausschließlich auf Folgen der Evakuierung zurückzuführen.

1.16 Weiterführende Untersuchungen

1.16.1 Untersuchung des "Emergency Power Switches"

Die Intensität der Beschädigungen im "Overhead-Panel" und Spuren durch den Brand deuteten auf den "Emergency Power Switch" als Ausgangspunkt für die Brandentstehung hin.

Eine Befragung des Luftfahrzeug-Herstellers und mehrerer Luftfahrtunternehmen im In- und Ausland ergab, daß in der Vergangenheit bereits Probleme mit dem Schalter in der Notstromversorgung aufgetreten waren. Im September 1991 hat McDonnell Douglas mit der AOL 9-2160 (All Operator Letter) die Betreiber aller DC 9 und MD 81 Flugzeuge auf gelöste Schrauben an den Kabelanschlüssen des "Emergency Power Switches" hingewiesen. Durchgelöste elektrische Verbindungen waren Überhitzungen entstanden, die zur Raumentwicklung im Cockpit führten. Als Lösung des Problems wurden bestimmte Drehmomente für die Schrauben der Kabelanschlüsse empfohlen.

Recherchen beim Halter des betroffenen Luftfahrzeuges zeigten ebenfalls erhöhte Ausfallraten bei diesem Schalter. Der Luftfahrzeugbetreiber hatte den Hersteller schon mehrere Male auf die Zuverlässigkeitsprobleme hingewiesen.

Da an dem ausgebauten "Emergency Power Switch" die eigentliche Ursache für die Brandentstehung nicht zu erkennen war und auch eine Röntgenaufnahme nicht erfolgreich war, wurde der Schalter unter Anleitung und Aufsicht der FUS beim Hersteller (Zulieferer des Luftfahrzeugherstellers) in USA untersucht.

Der komplexe Aufbau des Schalters mit mehreren Schalterebenen erforderte eine systematische Vorgehensweise bei der Zerlegung, die nur mit Hilfe der Erfahrung und spezieller Werkzeuge beim Hersteller des Schalters möglich war.

Bei der Untersuchung wurden beschädigte Rollkontakte im Innern des Schalters festgestellt, die sowohl Kurzschlüsse als auch Unterbrechungen in den elektrischen Stromkreisen verursacht haben können. Im Innern des Schalters wurde an verschiedenen Stellen geschmolzenes Material gefunden, das nur durch sehr hohe Temperaturen und damit durch entsprechend hohe Ströme entstanden sein kann.

Durch die Brandeinwirkung waren die Kabelanschlüsse, die mit AOL 9-2160 angesprochen waren, nicht komplett untersuchungsfähig. Hinweise auf gelöste Schraubverbindungen wurden jedoch nicht erkannt.

1.16.2 Untersuchung weiterer Komponenten der Bordstromversorgung

Bei der Untersuchung verschiedener Komponenten der Bordstromversorgung wurde folgende Befunde festgestellt:

"Static Inverter":

Einheit war nicht funktionsfähig. Bei 24 V DC Eingangsspannung lieferte der Inverter 17,8 V AC. Die Ausgangsspannung sollte 115 V AC betragen.

"Windshield Temperature Controller"

Das Steuerungsgerät für die Windschutzscheibenheizung der linken Scheibe war nicht funktionsfähig. Beim Einschalten trat ein hoher Stromfluß auf, der vermutlich zum Auslösen der Sicherung führte.

1.16.3 Analyse der Bordstromversorgung

Zur Klärung der brandbedingten Systemausfälle wurde eine umfangreiche Systemanalyse mit der Hilfe der aufgezeichneten Daten und Informationen betrieben.

Grundlage für die Untersuchung waren die Systembeschreibungen MD 81, ATA-Kapitel 24 (Bordstromversorgung). Das Blockschaltbild der Bordstromversorgung ist zur Erläuterung in Anlagen 6, 7 und 8 dargestellt. Eine Kurzbeschreibung des Systems erfolgt unter 1.17 "Zusätzliche Informationen".

Analyse der elektrischen Bordstromversorgung:

Fachbegriffe und Systembezeichnungen wurden den Originalunterlagen der MD 81 entnommen und nicht übersetzt.

Left 115 V AC Bus:

Der "Left 115 V AC Bus" war während der gesamten Störungszeit ununterbrochen in Betrieb. Der von dieser Quelle versorgte Flugdatenschreiber (DFDR) hatte ohne Unterbrechung aufgezeichnet. Der über "Transformer" angeschlossene "Left DC Bus" wurde damit ebenfalls versorgt. Das Stromversorgungssystem der linken Seite war somit funktionsfähig.

Right 115 V AC Bus:

Der "Right 115 V AC Bus" war nach den Aufzeichnungen des DFDR zweimal kurzzeitig abgeschaltet. Das Abschalten stimmte mit den Aktionen der Checkliste "Electrical Smoke in Cockpit" überein. Da der "AC Crosstie Relay" laut DFDR-Daten geöffnet war, waren damit die Systeme an diesem Bus und an dem angeschlossenen "Right DC Bus" kurzzeitig stromlos. Durch Fehleraufzeichnungen (Fault Messages) im "Flight Guidance Computer" wurden diese Ausfälle bestätigt. Das Stromversorgungssystem der rechten Seite war mit Ausnahme der Abschaltzeiten durch die Besatzung funktionsfähig.

Emergency DC Bus:

Der "Emergency DC Bus" war nicht ausgefallen. Die DFDR-Auswertung ergab, daß der Funkverkehr während des gesamten Fluges mit VHF-COM Nr. 1 (Funkgerät Nr. 1) geführt wurde. Auch ein kurzzeitiger Ausfall wurde nicht beobachtet.

Emergency AC Bus:

Der "Emergency AC Bus" fiel mehrfach kurzzeitig aus. Dieser Ausfall stimmte mit den von der Besatzung beschrieben und auch vom DFDR dokumentierten Ausfällen der Instrumente auf der linken Seite im Cockpit überein. Vom "Emergency AC Bus" wurden folgende Systeme versorgt:

- * Captains Altimeter
- * VHF NAV 1
- * Captains Mach Airspeed Indicator
- * Captains Vertical Speed Indicator
- * First Officer's RMI
- * Pneumatic Pressure

Ursache für die Störung im "Emergency AC Bus" war sehr wahrscheinlich die Fehlfunktion im "Emergency Power Switch".

Eine Liste mit der Zuordnung der elektrischen und elektronischen Verbraucher zu den verschiedenen Stromversorgungscomponenten (Bus-Systeme) zeigt die Übersicht in Anlage 7.

1.16.4 Untersuchung der Notrutsche

Bei der Evakuierung der Fluggäste durch die Notausgänge über Rutschen war es nicht möglich, die Rutsche im Heckausgang zu aktivieren. Der Heckkonus sollte sich automatisch lösen, ließ sich aber nur manuell vom Flugzeug trennen. Das Auslösen und Aufblasen der Rutsche funktionierte weder automatisch noch manuell. Da die Rutsche durch den Luftfahrzeughalter vor dem Eintreffen der FUS schon abmontiert und zur Werft an den Heimatflughafen transportiert war, wurde die Untersuchung unter Leitung und Aufsicht des Büros für Flugunfalluntersuchung der Schweiz durchgeführt.

Eine Ursache für die nicht funktionierende automatische Heckkonus-Abkoppelung wurde nicht ermittelt. Das automatische und manuelle Auslösen und Aufblasen der Heckrutsche funktionierte nicht, weil eine Transportsicherung bei der Montage nicht entfernt worden war.

1.17 Zusätzliche Informationen

1.17.1 Bordstromversorgung der MD 81

Die Bordstromversorgung basiert auf einem Wechselspannungssystem 115/200 V mit einer Frequenz von 400 Hz. Erzeugt wird die Wechselspannung durch jeweils einen Generator am linken und am rechten Triebwerk. Ein dritter Generator wird von der APU angetrieben.

Aus Wechselspannung wird über vier Umsetzer (Wechsel-/Gleichspannung) 28 V Gleichspannung gebildet. Eine 28 V NC-Batterie ist als Notstromversorgung vorgesehen. Aus Gleichspannung wird für die Notstromversorgung wiederum 115 V Wechselspannung gewonnen.

Die Stromversorgung ist gewährleistet, solange einer der drei Generatoren Energie liefert.

Die Verteilung erfolgt über mehrere Sammelschienen (Bus-Systeme), die miteinander verbunden sind. Über ein "AC Crosstie Relay" erfolgt eine automatische Verbindung der Wechselspannungsversorgung ("Left und Right AC Bus"), wenn ein Generator ausfällt. Durch ein Überwachungssystem ist auch eine Isolierung im Falle einer fehlerhaften Spannungsquelle oder eines Fehlers im Bus-System möglich.

"Left and Right DC-System" sind ebenfalls über ein "DC Crosstie Relay" verbunden, das manuell geschaltet werden muß.

...

Wenn alle Generatoren ausfallen, müssen "Emergency Power Switch" und "Battery Switch" in "ON-Position" sein.

Durch "Emergency Power Switch" in "ON-Position" ist verfahrensmäßig eine Kontrolle des Ladezustandes der Notstrombatterie vorgesehen.

2.0 Auswertung

Auf dem Flug von München nach Zürich ist es in der Bordstromversorgung der MD 81 zu einem Schmorbrand gekommen, der extreme Auswirkungen auf den Flugverlauf hatte und zu einem erheblichen Risiko in der Durchführung des Fluges führte. Da der Ausbruch des Schmorbrandes durch die Besatzung nicht verursacht wurde und auch nicht verhindert werden konnte, ist die Bewertung des technischen Aspektes der flugbetrieblichen Störung von primärer Bedeutung.

Einen zusätzlichen Beitrag für die Flugsicherheit bringen die betrieblichen Aspekte, die aufzeigen, mit welchen Problemen die Besatzung in dieser Situation konfrontiert wurde.

2.1 Technische Faktoren

Der Schmorbrand entstand durch eine Fehlfunktion des "Emergency Power Switches" in der Bordstromversorgung. Es kam zu einer massiven Rauch- und Hitzeentwicklung. Ein Feuer mit Flammenbildung konnte sich nicht entwickeln, da in der Umgebung kein brennbares Material vorhanden war.

Auch wenn ein offenes Feuer durch entsprechende Materialbeschaffenheit verhindert wurde, trat eine massive und aggressive Rauchentwicklung auf, die es der Besatzung trotz Sauerstoffmasken und Rauchbrillen erheblich erschwerte, das Flugzeug sicher zu landen. Die

...

Rauchentwicklung war problematisch, weil der Brandherd nicht lokalisiert und ausgeschaltet werden konnte. Da der defekte Schalter im Bereich der Notstromversorgung war und hier höhere Ströme fließen, konnte entsprechend viel elektrische Energie für den Schmorbrand geliefert werden.

Durch den hohen Strom, der über eine längere Zeit fließen konnte, entstand eine hohe Hitzeentwicklung, wodurch eine Vielzahl von elektrischen Leitungen und Komponenten im "Overhead-Panel" zerstört wurde. Die fast komplette Auflösung einer Anschlußleiste für elektrische Leitungen deutete auf die Intensität der Hitzeentwicklung hin. Durch die enorme Hitzeentwicklung wurden weitere Teile der Bordstromversorgung in Mitleidenschaft gezogen. Nach Wegschmoren der Leitungsisolierungen traten Kurzschlüsse auf, die unter anderem zum Auslösen von Sicherungen führten.

Wesentliche Flugführungs- und Navigationsinstrumente fielen auf der linken Seite im Cockpit sporadisch aus, weil der "Emergency AC Bus" zeitweise spannungslos war. Die Versorgung des "Emergency AC Bus" erfolgte über einen Schaltkontakt vom "Emergency Power Switch". Nur bei Generatorausfall und "Emergency Power Switch" auf "ON" wäre der "Emergency AC Bus" von einem "Emergency Inverter" gespeist worden, der wiederum von der Batterie versorgt worden wäre (Blockschaltbild Anlage 6). Durch den Defekt im "Emergency Power Switch" wurde die Versorgung von der linken Generatorseite ("L AC Bus") zeitweise unterbrochen.

Der Defekt des "Emergency Inverter" war ein Folgeschaden.

Die von der Besatzung geschilderte Situation, daß mit dem Abschalten des rechten Generators (Checkliste Smoke in Cockpit) die Instrumentierung auf der linken Seite ausfiel, war technisch nicht zu erklären. Nach den DFDR Aufzeichnungen fielen die Systeme mit dem Abschalten des rechten Generators aus, die dem rechten Stromversorgungssystem zugeordnet waren. Dazu zählte die linke

...

Instrumentierung nicht. Vermutlich ist der oben erwähnte sporadische Ausfall des "Emergency AC Bus" zufällig zeitlich zusammen mit dem Abschalten des rechten Generators durch die Besatzung aufgetreten. Damit konnte für die Luftfahrzeugführer der Eindruck entstehen, daß ein Zusammenhang bestehen würde.

Die "Master Warning" wurde durch den Ausfall des "Emergency AC Bus" aktiviert.

Der "Emergency DC Bus" war trotz des Brandes im "Emergency Power Switch" ohne Unterbrechung mit Strom versorgt.

Im Sinne einer Zuverlässigkeitsbetrachtung der Bordstromversorgung fiel tatsächlich nur der "Emergency AC Bus" aus. Die dadurch stromlos gewordenen Systeme und Anzeigen waren redundant. Theoretisch hätte somit keine kritische Situation entstehen dürfen. Es war ein Einzelfehler mit Folgen, die von redundanten Systemkomponenten aufgefangen wurden.

In der Praxis waren die Folgen jedoch wesentlich schwerwiegender. Die Besatzung war durch die Rauchentwicklung extrem belastet und hatte kaum eine Chance, eine systematische Fehleranalyse zu betreiben. Außerdem zeigte der Beschädigungsgrad im "Overhead-Panel" deutlich, daß mit zunehmender Zeit weitere Beschädigungen und Systemausfälle nicht zu verhindern gewesen wären. Die Folgen hätten durchaus katastrophalen Charakter annehmen können.

Ungünstig ist bei der Systemauslegung der Notstromversorgung der DC-9 Serie, daß hohe Lastströme vom "Emergency DC Bus" über den "Emergency Power Switch" fliegen, der im "Overhead-Panel" im Cockpit positioniert ist. Im Falle einer Überlastung oder eines Brandes sind die Auswirkungen direkt am Arbeitsplatz der Luftfahrzeugführer zu spüren.

Um Schwelbrände dieser Art in Zukunft verhindern zu können, wurde eine intensive Untersuchung an dem zerstörten "Emergency Power Switch" vorgenommen. Dabei stellte sich heraus, daß der Schalter einen mechanischen Defekt hatte, der auf mechanische und/oder elektrische Überlastung zurückzuführen war. Der Schalter wurde 1959 für die damalige Flugzeuggeneration entwickelt. Eine Spezifikation der Leistungsmerkmale lag nicht vor. Auch eine Lebensdauerbegrenzung war nicht spezifiziert.

In den heutigen Flugzeugen hat die Anzahl der elektrischen Verbraucher erheblich zugenommen. Die Art der elektrischen Last hat sich geändert. Kapazitive Verbraucher belasten Schalter dieser Bauart wesentlich intensiver. Hinzu kommt eine mechanische Belastung durch das häufige Betätigen des Schalters. Verfahrensmäßig wird damit der Ladezustand und die Funktionsbereitschaft der Notstromversorgung getestet.

Fehlfunktion der Notrutsche im Heckbereich:

Die Notrutsche im Heckbereich konnte weder automatisch noch manuell aktiviert werden, da eine Transportsicherung bei der Installation der Notrutsche nicht entfernt worden war. Die Transportsicherung war nur für den Transport außerhalb vom Flugzeug vorgesehen.

2.2. Betriebliche Faktoren

Durch die Rauchentwicklung im Cockpit entstand für die Besatzung eine extreme Belastungssituation. Die Rauchentwicklung nahm sehr schnell zu, so daß eine systematische Vorgehensweise bei der Lösung des Problems kaum möglich war. Die Entscheidung, umgehend zum Startflughafen zurückzukehren, war richtig. Die Luftfahrzeugführer konnten zu diesem Zeitpunkt jedoch nicht wissen, daß eine Isolierung des Brandherdes nicht hätte gelingen können.

Der Brandherd war optisch nicht eindeutig zu erkennen. Es gab zwar Anzeichen für ein elektrisches Problem, der Rauch wurde durch die konstruktive Bauart des "Overhead-Panels" jedoch großflächig verteilt.

Das rechtzeitige Aufsetzen der Sauerstoffmasken und Rauchbrillen war sehr wichtig, um überhaupt arbeitsfähig zu bleiben. Damit waren die Luftfahrzeugführer jedoch in der Bewegungsfreiheit eingeschränkt.

Nach den Aufzeichnungen des Führerraumtonbandgerätes (CVR) wurde eine Problemlösung mit Hilfe der Checkliste "Electrical Smoke in Cockpit" angefangen. Die Bedingungen hierfür entwickelten sich allerdings so ungünstig, daß eine konsequente Umsetzung der in der "Checkliste" angeführten Punkte unmöglich wurde. Die Flugzeugführer konnten beispielsweise in dieser Situation nicht erkennen, daß der Ausfall einiger Instrumente auf der linken Seite nicht durch das verfahrensmäßig vorgesehene Abschalten des rechten Generators begründet war, sondern durch einen sporadischen Ausfall der Stromversorgung vom "Emergency AC Bus".

Selbst wenn es mit Hilfe der Checklisten gelungen wäre, den "Emergency Power Switch" als Brandherd zu erkennen, wäre eine Unterbrechung der Stromzufuhr nur durch Ziehender Sicherung "BAT Bus" möglich gewesen. Dazu hätte einer der Luftfahrzeugführer den Sitz verlassen müssen. Die Sicherung befindet sich unter dem Cockpit-Fußboden im Elektronik-Raum. Mit Sauerstoffmaske und Rauchbrille wäre die Sicherung nicht erreichbar gewesen, da der Sauerstoffschlauch zu kurz war.

Trotz Sauerstoffmasken und Rauchbrillen war die Besatzung nur eingeschränkt in der Lage, Checklisten zu lesen und Systeme zu bedienen. Die Rauchentwicklung war massiv. Schon nach wenigen Minuten bildete sich ein schmieriger Film auf den Rauchbrillen, Instrumenten und Fensterscheiben.

Nachdem zunächst nur eine Umkehr zum Startflughafen erbeten wurde, war die Erklärung der Luftnotlage unbedingt notwendig. Im Hinblick auf weitere Systemausfälle durch Brandeinwirkung spielte der Zeitfaktor eine erhebliche Rolle. Die weitere Entwicklung der Situation war nicht absehbar.

Es war der Besatzung anfänglich nicht möglich, Sichtverbesserung durch Öffnen der Cockpit-Fenster zu erreichen, da der Kabinendruck nicht so schnell abgebaut werden konnte. Später ließ die Arbeitsbelastung die Umsetzung der Checkliste "Cockpit Smoke Removal" nicht mehr zu. Nach der Beurteilung von Brandexperten hätte Luftzufuhr möglicherweise den Brand beschleunigen können. Gleiches galt für die Frischluftdüsen der Klimaversorgung, die nicht geöffnet waren. Die Untersuchungen haben eindeutig ergeben, daß eine weitere Ausbreitung des Brandes fatal gewesen wäre.

Die Umstände ließen eine Umsetzung der Checklisten und konsequente Anwendung der Regeln für die Zusammenarbeit im Zweimann-Cockpit (Crew Coordination) nur sehr bedingt zu. Trotzdem war eine sehr intensive Zusammenarbeit zwischen beiden Luftfahrzeugführern zu erkennen. Die situationsbedingte Arbeitsteilung hat zu einer sicheren Landung beigetragen.

Eine Verbesserung der Sicht nach außen und auf die Instrumente wäre durch einen aufblasbaren Sichtkanal zwischen Besatzung und Instrumentierung bzw. Cockpit-Fenster zu erreichen gewesen. Zu berücksichtigen ist bei der Einführung dieser Hilfsmittel allerdings, daß die Rauchentstehung nicht bekämpft wird und die Luftfahrzeugführer in der Bewegungsfreiheit unter Umständen noch weiter eingeschränkt werden.

3.0 Schlußfolgerungen

3.1 Befunde

- Die Flugzeugführer waren im Besitz der zur Durchführung dieses Fluges erforderlichen Erlaubnisse und Berechtigungen.
- Das Flugzeug war ordnungsgemäß zum Verkehr zugelassen und fortlaufend gewartet.
- Die Überprüfungenachden~hecklistenvordem Start zeigten keine Auffälligkeiten.
- Die Besatzung bemerkte erste Anzeichen einer Rauchentwicklung etwa 8 Minuten nach dem Start in FL 180. Die Rauchquelle war nicht identifizierbar.
- 10 Minuten nach dem Start wurde die Rückkehr eingeleitet.
- Sauerstoffmasken und Rauchbrillen wurden aufgesetzt.
- Die Fehleranalyse erfolgte nach der Checkliste "Electrical Smoke in Cockpit".
- Instrumente auf der linken Seite fielen sporadisch aus.
- Um 0851 Uhr erklärte die Besatzung eine Luftnotlage.
- Fehlersuche nach Checkliste mußte abgebrochen werden. Die Rauchentwicklung nahm massiv zu.
- "Master-Warning - Emergency AC Bus" wurde angezeigt.

- Um 0855 Uhr bestand Sichtkontakt zum Flughafen mit Einschränkung durch Rauchentwicklung.
- Im Endanflug war die Fahrtmesseranzeige nur schemenhaft zu erkennen.
- Die Landung erfolgte um 0858 Uhr.
- Während des Ausrollens bestand keine Sicht nach außen.
- 14 Fluggäste und eine Flugbegleiterin wurden bei der Evakuierung leicht verletzt.
- Der Schmorbrand wurde durch die Feuerwehr gelöscht.
- Der Brandherd konnte erst am Boden ausgeschaltet werden
- Es entstanden massive Schäden im "Overhead-Panel".
- Der "Emergency Power Switch" wurde als Brandquelle ermittelt.
- Im "Emergency Power Switch" entstand ein interner Defekt durch Überlastung.
- Mit Ausnahme des "Emergency AC Bus" war die Stromversorgung während der Störung komplett funktionsfähig.
- Es entstanden Beschädigungen der sonstigen Stromversorgung durch die Brandeinwirkung.
- Die Notrutsche der Hecktür ließ sich nicht aktivieren.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

Die flugbetriebliche Störung ist auf einen massiven Schmorbrand im "EMERGENCY POWER SWITCH" (Schalter für die Notstromversorgung) zurückzuführen. Der Schalter fiel durch mechanische und elektrische Überlastung aus.

Die Notrutsche im Heck des Flugzeuges konnte nicht auslösen, da ein für den Transport der Rutsche notwendiger Sicherheitsstift bei der Montage der Rutsche nicht entfernt worden war.

4.0 Sicherheitsempfehlungen

Um Vorfälle dieser Art und Unfälle künftig zu verhindern, empfahl die FUS mit Datum vom 04.01.1994 dem National Transportation Safety Board (NTSB) die folgenden Sicherheitsempfehlungen an die Federal Aviation Administration (FM) zu richten:

- 01/94 Bei allen Flugzeugen der DC-9 Serie, die mit dem "Emergency Power Switch" P/N 103-2200 ausgerüstet sind, sollte für diesen Schalter eine Laufzeitbegrenzung von 10 000 Schaltbewegungen gefordert werden.
- 02/94 Der Luftfahrzeughersteller McDonnell Douglas sollte aufgefordert werden, bei neuen Luftfahrzeugen dieser Serien -oder alternativ zur Sicherheitsempfehlung 01/94- den "Emergency Power Switch" P/N 103-2200 durch eine Relaischaltung modernerer Bauart zu ersetzen. Relais und Leitungen, die hohe Ströme führen, sollten möglichst nicht im "Overhead-Panel" und im Cockpitbereich installiert werden.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

Die flugbetriebliche Störung ist auf einen massiven Schmorbrand im "EMERGENCY POWER SWITCH" (Schalter für die Notstromversorgung) zurückzuführen. Der Schalter fiel durch mechanische und elektrische Überlastung aus.

Die Notrutsche im Heck des Flugzeuges konnte nicht auslösen, da ein für den Transport der Rutsche notwendiger Sicherheitsstift bei der Montage der Rutsche nicht entfernt worden war.

4.0 Sicherheitsempfehlungen

Um Vorfälle dieser Art und Unfälle künftig zu verhindern, empfahl die FUS mit Datum vom 04.01.1994 dem National Transportation Safety Board (NTSB) die folgenden Sicherheitsempfehlungen an die Federal Aviation Administration (FAA) zu richten:

01/94 Bei allen Flugzeugen der DC-9 Serie, die mit dem "Emergency Power Switch" P/N 103-2200 ausgerüstet sind, sollte für diesen Schalter eine Laufzeitbegrenzung von 10 000 Schaltbewegungen gefordert werden.

02/94 Der Luftfahrzeughersteller McDonnell Douglas sollte aufgefordert werden, bei neuen Luftfahrzeugen dieser Serien -oder alternativ zur Sicherheitsempfehlung 01/94- den "Emergency Power Switch" P/N 103-2200 durch eine Relaischaltung modernerer Bauart zu ersetzen. Relais und Leitungen, die hohe Ströme führen, sollten möglichst nicht im "Overhead-Panel" und im Cockpitbereich installiert werden.

...

03/94 Der Luftfahrzeughersteller McDonnell Douglas sollte aufgefordert werden, im angesprochenen Vorfall die Ursachen für den extrem hohen Strom im "Emergency Power Switch" sowie sporadische Ausfälle der Fluginstrumente auf der linken Cockpitseite nach Anwendung der Checkliste "Electrical Smoke in Cockpit" eingehend zu klären.

Die Sicherheitsempfehlungen wurden vom NTSB übernommen und am 18.06.1994 an McDonnell Douglas gerichtet.

Der Luftfahrzeughersteller McDonnell Douglas hat mit Service Bulletin 24-150 die Sicherheitsempfehlung 01/94 umgesetzt. Die Lebenszeit für den "Emergency Power Switch" wurde auf 10 000 Schaltbewegungen begrenzt. McDonnell Douglas hat in Zusammenarbeit mit dem Hersteller des Schalters den Nachweis geführt, daß der "Emergency Power Switch" 10 000 Schaltbewegungen ohne Einschränkungen in der Funktionsfähigkeit übersteht.

Das Service Bulletin wurde von der FAA als Airworthiness Directive (AD) übernommen.

Die Umsetzung der Sicherheitsempfehlung 02/94 wurde durch McDonnell Douglas für neue Flugzeuge in Aussicht gestellt. Das dafür notwendige Entwicklungs- und Zulassungsverfahren kann nach Angabe des Herstellers zwei Jahre in Anspruch nehmen.

Die Sicherheitsempfehlung 03/94 wurde ebenfalls erledigt.

Bezüglich der Fehlfunktion der Notrutsche wurde keine Sicherheitsempfehlung ausgesprochen. Der Luftfahrzeughalter hat durch eine Änderung der Arbeitsanweisung für die Montage der Rutsche und durch Schulung des Wartungspersonals die notwendigen Maßnahmen getroffen.

5.0 Anlagen

Anlage 1 Glossar

Anlage 2 RDQC Darstellung: Flugverlauf vom Start bis zum Umkehrpunkt

Anlage 3 RDQC Darstellung: Flugverlauf vom Umkehrpunkt bis zur Landung

Anlage 4 Fotos: Brandeinwirkung im "Overhead-Panel"

Anlage 5 Fotos: "Emergency Power Switch"

Anlage 6 Schematische Darstellung der Bordstromversorgung

Anlage 7 Übersicht: Stromversorgung der Systeme

Anlage 8 Auszug "Stromversorgung" aus dem "Overhead-Panel"

Anlage 9 Checkliste "Electrical Smoke in Cockpit"

Braunschweig, den 24. Oktober 1995

Flugunfalluntersuchungsstelle
beim Luftfahrt-Bundesamt

Im Auftrag

A handwritten signature in cursive script, reading "Johann Reuß". To the left of the signature is a small, faint circular stamp or mark.

Johann Reuß
Untersuchungsführer

An der Untersuchung haben folgende FUS-Mitarbeiter mitgewirkt:

Heinz - L. Brunner (Flugbetrieb)

Axel Thiel (Flugschreiber)

Hans - G. Peters (Umschriften der Tonträger)

AC Crosstie Relay

Relais für das Zusammenschalten der Verteilerschienen (Bus-System) der Wechselspannungsversorgung.

After Engine Start Checklist

Klarliste nach "Aircraft Operating Manual" (AOM), die jeweils nach dem Anlassen der Triebwerke genutzt wird.

Before Engine Start Checklist

Klarliste nach "Aircraft Operating Manual" (AOM), die jeweils vor dem Anlassen der Triebwerke genutzt wird.

Cabin Standby Lights

Notbeleuchtung für den Fluggastraum.

Cockpit Preparation Checklist

Klarliste nach "Aircraft Operating Manual" (AOM), die jeweils vor Inbetriebnahme des Flugzeuges oder nach besonderen Ereignissen (z.B. Wartungs- und Instandsetzungsmaßnahmen) genutzt wird.

Cockpit Voice Recorder (CVR)

Führerraumtonaufzeichnungsanlage

DC Crosstie Relay

Relais für das Zusammenschalten der Verteilerschienen (Bus-System) der Gleichspannungsversorgung.

Digital Flight Data Recorder (DFDR)

Flugdatenschreiber

Digital Flight Guidance Computer

Bordseitiger Computer für die Flugführung und -steuerung.

Emergency AC Bus

Verteilerschiene für die Wechselspannungs-Notversorgung.

Emergency AC Bus Feed

Speise- und Steuerkreis für die Wechselspannungs-Notversorgung.

Emergency DC Bus

Verteilerschiene für die Gleichspannungs-Notversorgung.

Emergency Inverter

Umwandler von Gleich- in Wechselspannung bei Notstrombetrieb.

Emergency Power Switch

Schalter im "Overhead-Panel" für die Bord-Notstromversorgung. Mit dem Schalter wird die Notstromversorgung aktiviert. Der Schalter wird außerdem bei der Überprüfung des Kapazitätszustandes der Batterie geschaltet.

Electrical Smoke in Cockpit

Klarliste nach "Aircraft Operating Manual" (AOM), die bei Rauchentwicklung durch elektrische Systeme genutzt wird.

Left 115 V AC Bus

Vom linken Generator versorgte Verteilerschiene für 115 V Wechselspannung.

Master Warning AC-Emergency Bus

Akustische und optische Anzeige eines Fehlers im "AC-Emergency Bus".

On Ground Emergency Procedure

Verfahrensanweisung für einen Notfall am Boden mit Anweisungen für die Evakuierung der Fluggäste.

Overhead-Panel

Schalttafel mit Anzeige- und Bedienungselementen im vorderen Deckenbereich im Cockpit. Im Overhead-Panel ist der "Emergency Power Switch" positioniert.

Right 115 V AC Bus

Vom rechten Generator versorgte Verteilerschiene für 115 V Wechselspannung.

Static Inverter

Umwandler von Gleich- in Wechselspannung.

Transit Cockpit Preparation Checklist

Klarliste nach "Aircraft Operating Manual" (AOM), die jeweils nach einer Zwischenlandung und bei Besatzungswechsel genutzt wird.

Windshield Temperature Controller

Steuerungsgerät für die Windschutzscheibenheizung.

R D Q C

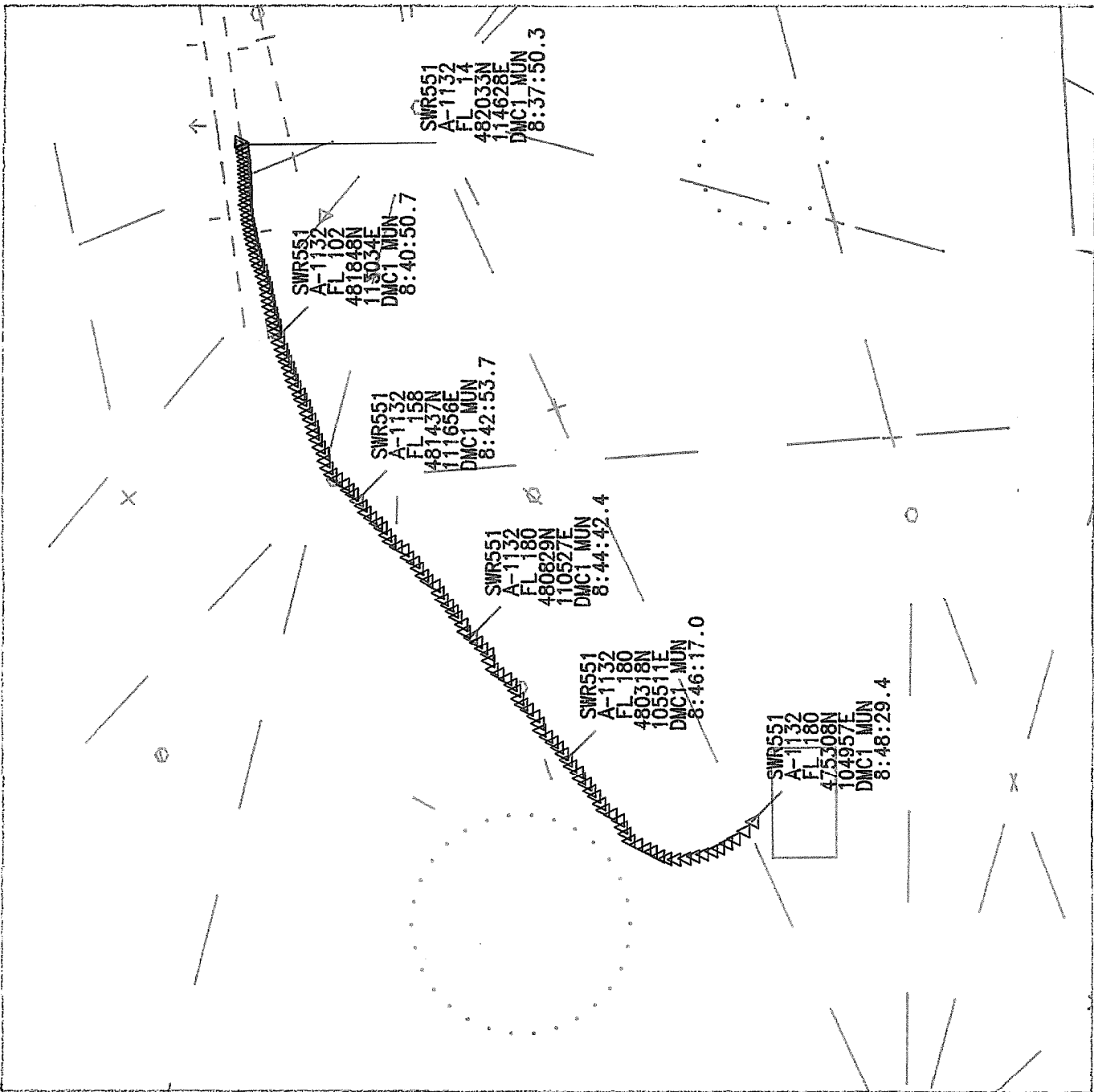
REPLAY PARAMETER SETTINGS:
 STARTTIME: 8:35:00 16.10.93 UTC
 STOPPTIME: 9:00:00 16.10.93 UTC
 SOURCES : ONLI
 DZE's : MUN/1,2
 RADAR MSG: SOLO COMBI
 DRAS MSG : none
 DERR MSG : RADAR SUB:3F
 SELECTED CODES:
 A-1132

SCALE: 60 NM M: 1 2 4 5 9
 GEONAPS: 1 2 4 5 9
 MOSMAPS (61):

TARGET SYMBOLS:

- PR X
- RPM □
- SOLO SSR ▽
- COMBI SSR △
- TEST ▩
- WEATHER INTENSITY 1 ▨
- WEATHER INTENSITY 2 ▩

PLOT WINDOW: 8:37:45.5 - 8:48:24.6 UTC
 DISTANCE: 0.0 NM



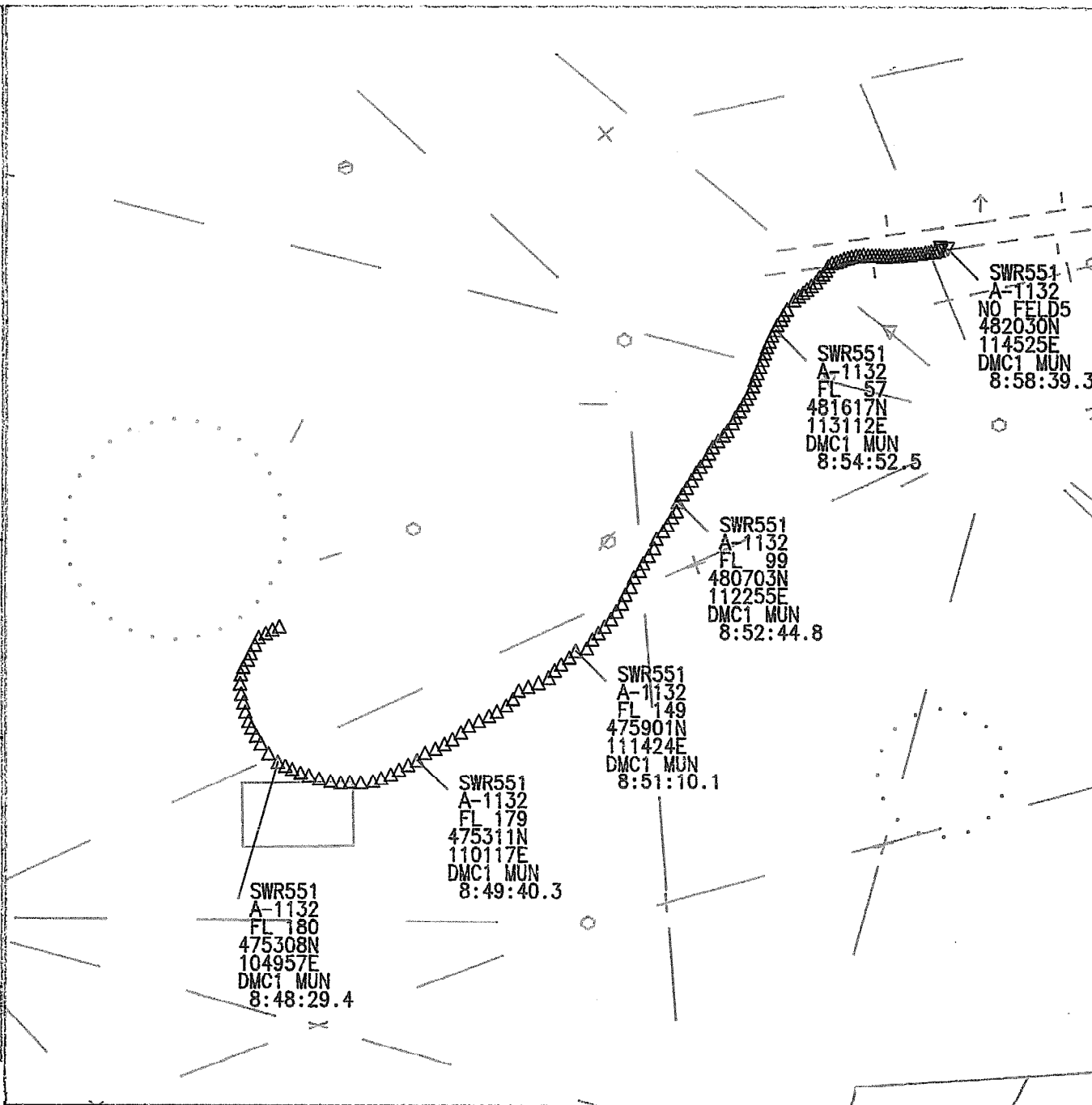
R D Q C

REPLAY PARAMETER SETTINGS:
STARTTIME: 8:47:00 16.10.93 UTC
STOPPTIME: 9:00:00 16.10.93 UTC
SOURCES : ONLI
DZE's : MUN/1,2
RADAR MSG: SOLO COMBI
DRAS MSG : none
DERD MSG : RADAR SUB:3F
SELECTED CODES:
4-1132

SCALE: 60 NM W:
GEOMAPS: 1 2 4 5 9
MOSMAPS (61):

TARGET SYMBOLS:
PR X
RPM □
SOLO SSR ▽
COMBI SSR ▲
TEST ⊠
WEATHER INTENSITY 1 ▨
WEATHER INTENSITY 2 ▩

PLOT WINDOW: 8:47: 4.3 - 8:58:34.7 UTC
DISTANCE: 0.0 NM



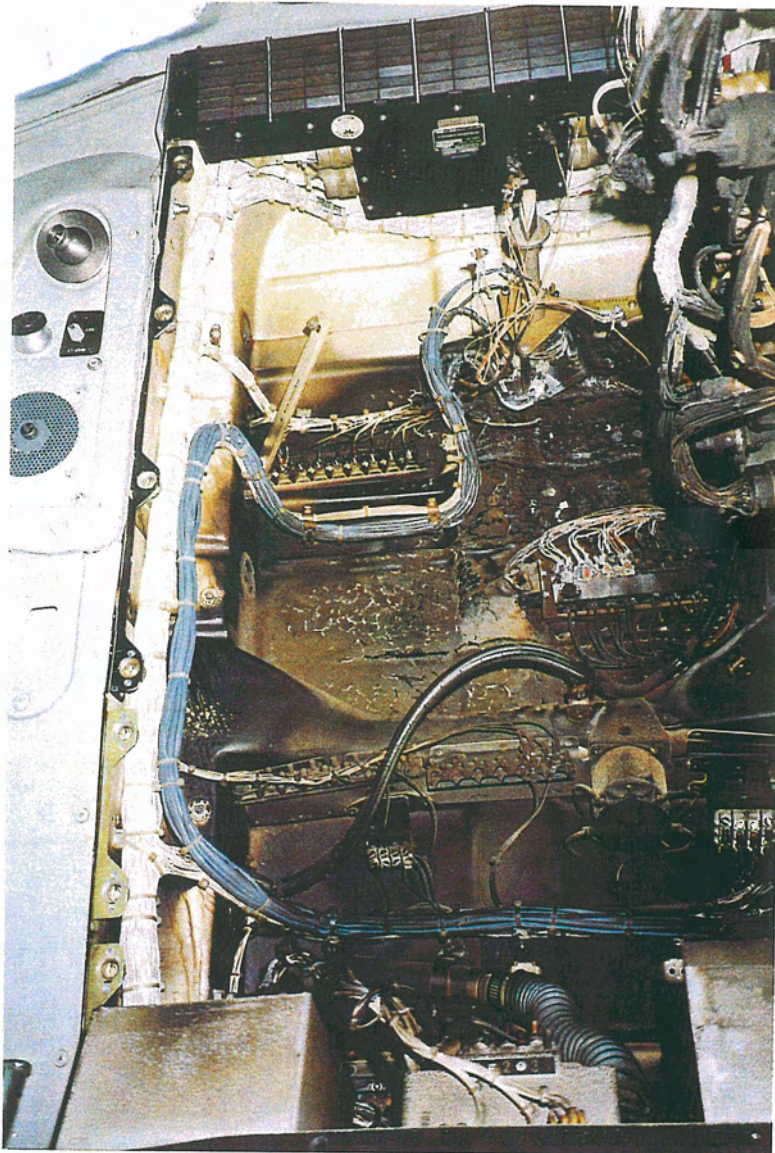


Bild 1: Brandschaden im "Overhead Panel"

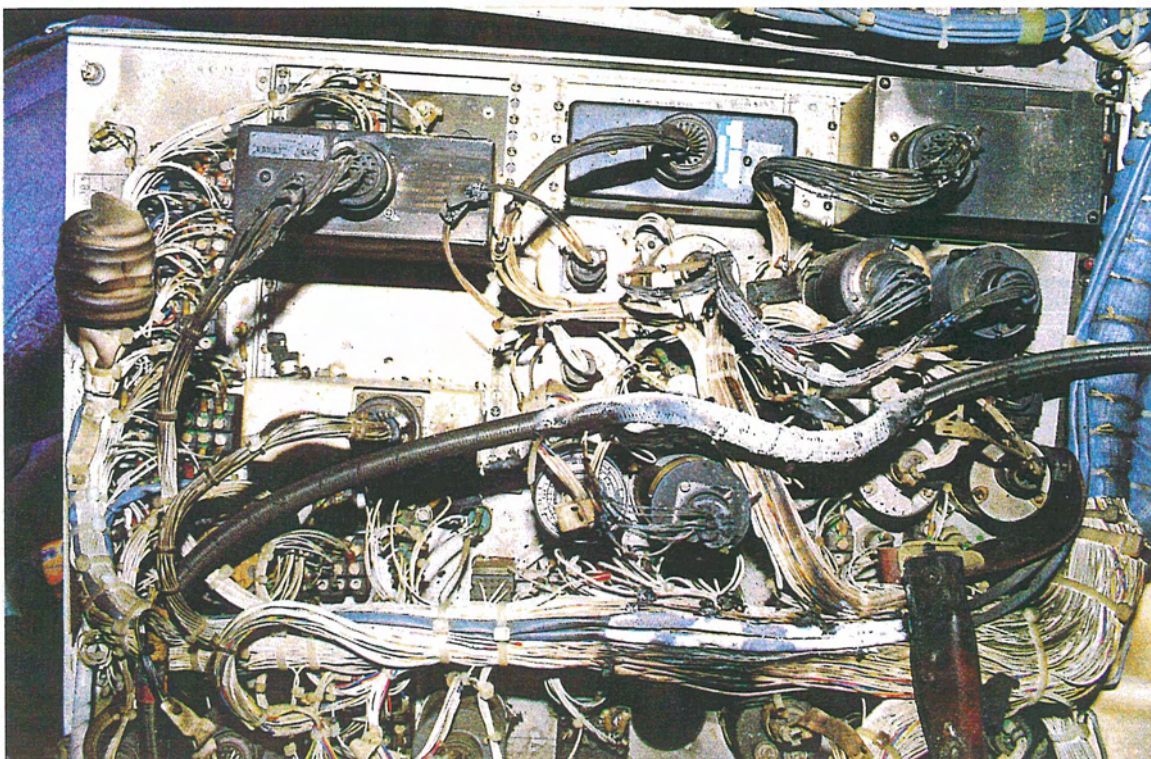


Bild 2: Beschädigte Verkabelung

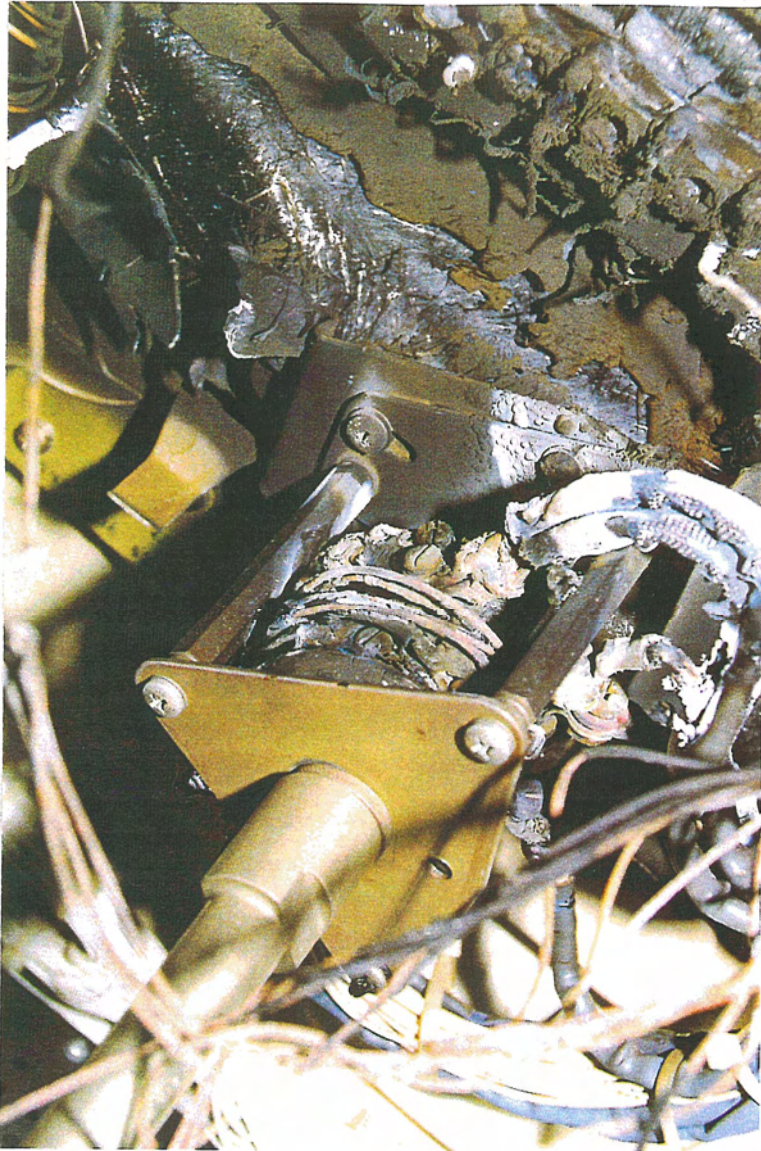


Bild 3: "Emergency Power Switch" im eingebauten Zustand



Bild 4: "Emergency Power Switch" im ausgebauten Zustand

ELECTRICAL SMOKE IN COCKPIT

As situation may deteriorate, consider immediate descent to a safe altitude and landing at nearest EMERGENCY AERODROME.

If at any time smoke becomes heavy, perform COCKPIT SMOKE REMOVAL

Oxygen masks _____	ON and purge (EMER switch momentarily to TEST MASK position)
Smoke goggles _____	ON and purge (pull VENT VALVE ctrl knob)
No smoking _____	ON
Seat belts _____	ON
Radio rack fan _____	VENTURI
Ground service elec power switches _____	BOTH OFF
Fuel pumps _____	ALL MAIN ON BOTH CENTER ON (if fuel in tank)
Hydraulic pumps _____	ON / HI
AC cross-tie _____	OPEN
Flying pilot _____	CAPTAIN
DFCS _____	SELECT # 1
Autothrottle _____	OFF
Generator _____	RIGHT OFF
APU bus _____	RIGHT OFF

Important lost systems:

- Autothrottle.
- Thrust rate indicator.
- Alternate trim (the autopilot may be used only in steady level flight).
- DFCS #2.
- Copilot's flight instruments.
- COM 2, NAV 2, ADF 2, Transponder 2.
- WX radar, Marker receiver.
- R ENG instruments (except N₁, N₂, EGT).
- R ENG anti-ice (valves stay in last position).
- Airfoil anti-ice (increase all pattern, approach and go-around speeds by 5 kt, landing flaps 28, V_{LO} + 5).
- R HYD PRESS INDIC and R BRAKE PRESS INDIC.
- Anti-skid (RWY corrections: dry 1000 m / wet and worse 1200 m).

If smoke decreases:

Right generator and right APU bus must remain off.

— END —



If smoke continues:

Generator _____ RIGHT ON
APU bus _____ RIGHT ON

*Confirm Copilot's instruments operating and HDG's synchronized.
Autothrottle may be used again.*

Flying pilot _____ COPILOT RECOMMENDED
DFCS _____ SELECT # 2
Generator _____ LEFT OFF
APU bus _____ LEFT OFF

Autopilot fully available again

Important lost systems:

- Primary trim.
- DFCS #1.
- L ENG instruments (except N₁, N₂, EGT).
- Airfoil anti-ice advisory lights.
- Tail de-ice system (increase all pattern, approach and go-around speeds by 5 kt, landing flaps 28, V_{LO} + 5).
- Landing gear lights red and green.
- Auto spoilers (RWY corrections: dry 150 m, wet and worse 200 m).
- Anti-skid (RWY corrections: dry 1000 m, wet and worse 1200 m)
- L HYD PRESS indicator.
- L Brake PRESS indicator.



PROCEDURE CONTINUES ON NEXT PAGE

▷ If smoke **decreases:**
Left generator and left APU bus must remain off.

--- END ---

▷ If smoke **continues:**

Generator	_____	LEFT ON
APU bus	_____	LEFT ON
AC cross-tie	_____	AUTO
Flying pilot	_____	COPILOT
Autopilot	_____	OFF
Emergency lights	_____	OFF
Emergency AC-bus feed		
CB's (K-7, L-9)	_____	PULL
Emergency DC-bus feed		
CB (N-37)	_____	PULL

- COM 2 (Copilot's side) fully available (Captain cannot transmit with mask on, only with hand mike, use Copilot's loudspeaker).

Important lost systems:

- Captain's flight instruments.
- Autopilot.
- COM 1, NAV 1.
- Flight interphone-1.
- Passenger address.
- Airconditioning systems cannot be shut down.

▶ If smoke decreases:
EMER AC- and DC-buses must remain off.

--- END ---

▶ If smoke **continues:**

CB's K-7, L-9, N-37	_____	RESET
EMER lights	_____	ARM

When Captain's instruments are operative and HDG's synchronized, either pilot may be fly. Autopilot fully available again.

Battery	_____	OFF
		(APU will shut down if operating)

Important lost systems:

- APU.
- AC and DC EMER BUS OFF lights.
- DC TRANSFER BUS OFF light.

▷ If smoke **decreases:**
Battery switch **must** remain off.

--- END ---

▶ PROCEDURE CONTINUES ON NEXT PAGE

▷ **If smoke continues:**
 Battery _____ ON

APU available again.

All 8 **CB's** on battery direct bus
 EA-15/16/17
 EB-15/16
 EC-15/16/17 _____ PULL
 Autopilot and autothrottle **OFF**
 DC transfer bus feed
 CB N-36 _____ PULL

Important lost systems:

- *Fire warning and extinguishing.*
- *Master warning and master caution.*
- *CAWS.*
- *Flight director.*

▷ **If smoke decreases:**
 Respective **CB's** must remain pulled.
 --- END ---

▷ **H smoke continues:**
 All 8 **CB's** on battery direct bus
 EA-15/16/17
 EB-15/16
 EC-15/16/17 _____ RESET
 CB N-36 _____ RESET
 LAND AT NEAREST **EMERGENCY AERODROME**
 --- **END** ---

:COCKPIT SMOKE REMOVAL

Descend to 9000 ft or Min safe altitude

Cabin _____ DEPRESSURIZE
 Selector manual,
 indicator fully aft.

Aircond supply switches _____ BOTH OFF

Ram air _____ ON

Hydraulic pumps _____ ON / HI

IAS _____ 165 kt MAX

Order by PA system:

1 "**CABIN CREW, DISARM FORWARD GALLEY SERVICE DOOR SLIDE.**"

2 "**CABIN CREW. UNLATCH FORWARD GALLEY SERVICE DOOR.**"

Cockpit window _____ OPEN

Cockpit door _____ OPEN

If smoke has been **removed, windows, doors and slides** may be closed, locked and armed again.

Order by PA system:

"**CABIN CREW, LOCK FORWARD GALLEY SERVICE DOOR AND ARM FORWARD GALLEY SERVICE DOOR SLIDE.**"

Pressurization _____ AS REQUIRED

DC9-80 1/1/16

2. MAIN COMPONENTS AND SUBSYSTEMS (cont'd)

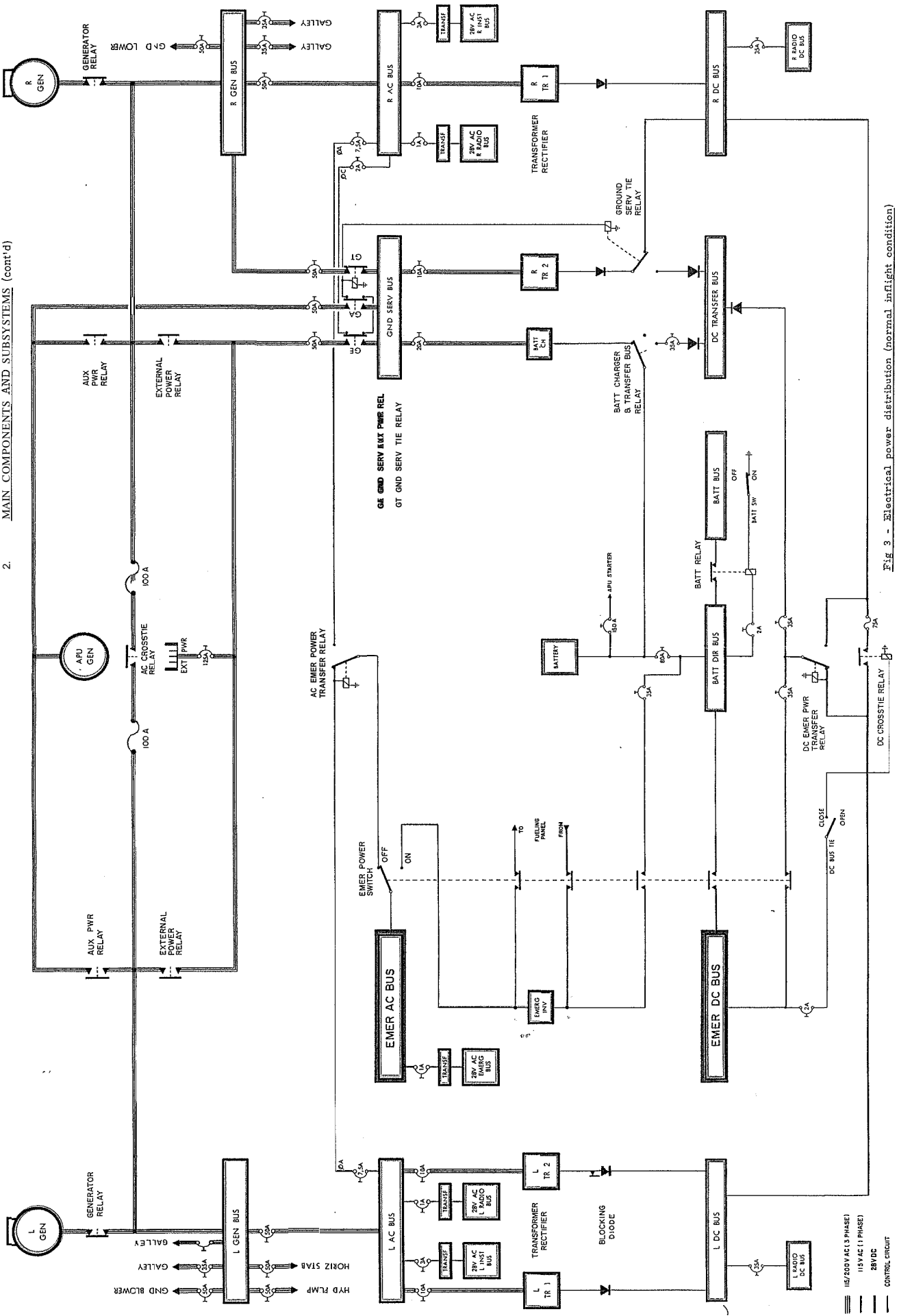
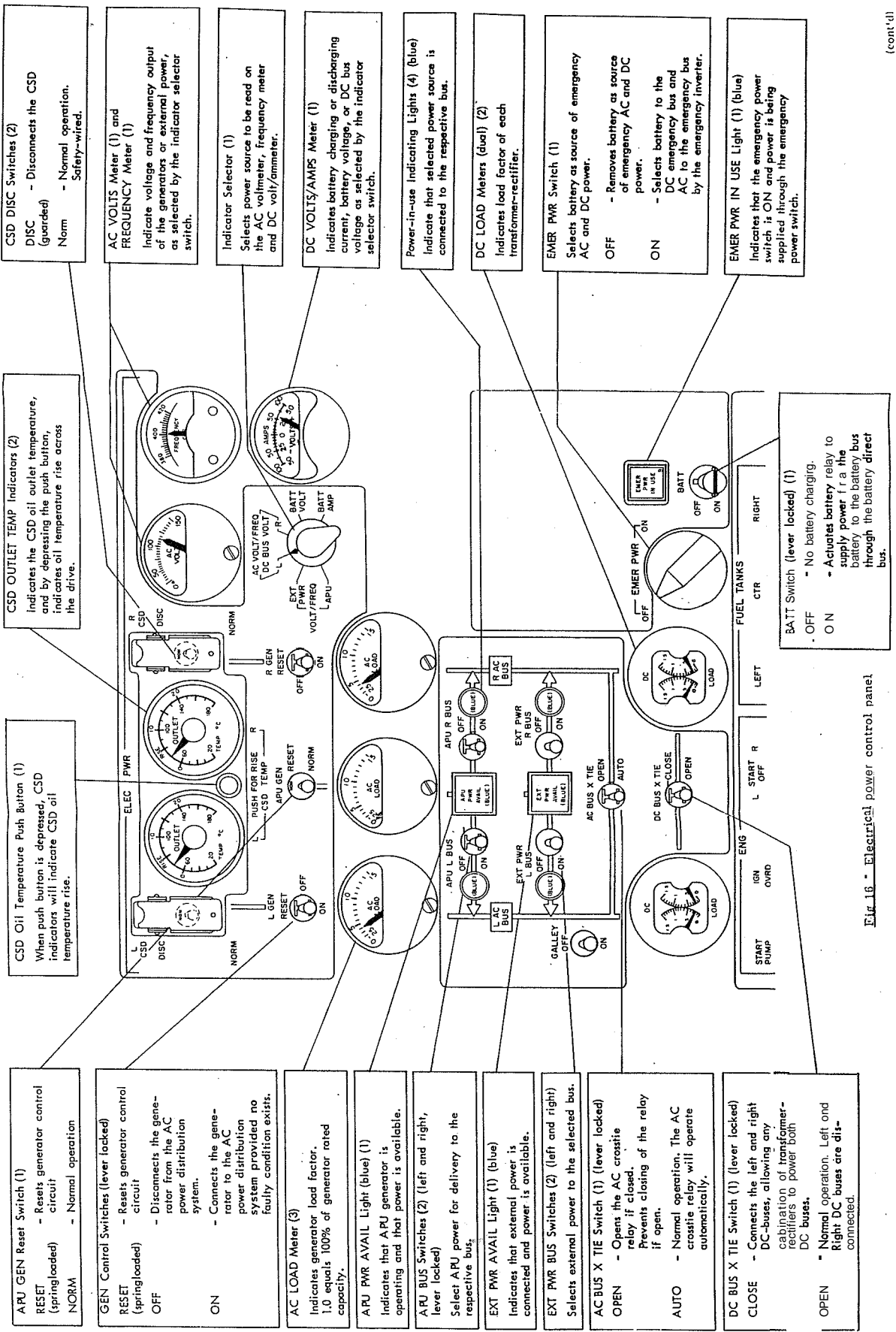


Fig 3 - Electrical power distribution (normal inflight condition)

3 CONTROLS AND INDICATORS (cont'd)
3.3 Electrical power control panel



CSD Oil Temperature Push Button (1)
When push button is depressed, CSD indicators will indicate CSD oil temperature rise.

CSD OUTLET TEMP Indicators (2)
Indicates the CSD oil outlet temperature, and by depressing the push button, indicates oil temperature rise across the drive.

CSD DISC Switches (2)
DISC (Guarded)
Norm
- Disconnects the CSD
- Normal operation.
Safety-wired.

AC VOLTS/FREQ Meter (1) and FREQUENCY Meter (1)
Indicate voltage and frequency output of the generators or external power, as selected by the indicator selector switch.

Indicator Selector (1)
Selects power source to be read on the AC voltmeter, frequency meter and DC volt/ammeter.

DC VOLTS/AMPS Meter (1)
Indicates battery charging or discharging current, battery voltage, or DC bus voltage as selected by the indicator selector switch.

Power-in-use Indicating Lights (4) (blue)
Indicate that selected power source is connected to the respective bus.

DC LOAD Meters (dual) (2)
Indicates load factor of each transformer-rectifier.

EMER PWR Switch (1)
Selects battery as source of emergency AC and DC power.
OFF - Removes battery as source of emergency AC and DC power.
ON - Selects battery to the DC emergency bus and AC to the emergency bus by the emergency inverter.

EMER PWR IN USE Light (1) (blue)
Indicates that the emergency power switch is ON and power is being supplied through the emergency power switch.

APU GEN Reset Switch (1)
RESET (springloaded)
NORM
- Resets generator control circuit
- Normal operation

GEN Control Switches (lever locked)
RESET (springloaded)
OFF
ON
- Resets generator control circuit
- Disconnects the generator from the AC power distribution system.
- Connects the generator to the AC power distribution system provided no faulty condition exists.

AC LOAD Meter (3)
Indicates generator load factor. 1.0 equals 100% of generator rated capacity.

APU PWR AVAIL Light (blue) (1)
Indicates that APU generator is operating and that power is available.

APU BUS Switches (2) (left and right, lever locked)
Select APU power for delivery to the respective bus.

EXT PWR AVAIL Light (1) (blue)
Indicates that external power is connected and power is available.

EXT PWR BUS Switches (2) (left and right)
Selects external power to the selected bus.

AC BUS X TIE Switch (1) (lever locked)
OPEN - Opens the AC cross-tie relay if closed. Prevents closing of the relay if open.
AUTO - Normal operation. The AC cross-tie relay will operate automatically.

DC BUS X TIE Switch (1) (lever locked)
CLOSE
OPEN
- Connects the left and right DC-buses, allowing any combination of transformer-rectifiers to power both DC buses.
- Normal operation. Left and Right DC buses are disconnected.

BATT Switch (lever locked) (1)
OFF - No battery charging.
ON - Actuates battery relay to supply power from the battery to the battery bus through the battery direct bus.

Fig. 16 - Electrical power control panel