



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Helikopters SA-330 (PUMA), HB-XUB

vom 11. September 1989

beim Blauherd, Gde. Zermatt/VS

Die rechtliche Würdigung des Unfallgeschehens ist nicht Gegenstand der Untersuchung und der Untersuchungsberichte (Artikel 2 Absatz 2 der Verordnung über die Flugunfalluntersuchungen vom 20. August 1980).

RESUMÉ HB-XUB

Le 11 septembre 1989, l'hélicoptère SA 330J "PUMA", HB-XUB, était engagé dans une mission d'assemblage d'éléments de mâts d'un télésiège dans la région de Zermatt. Après quelques rotations, l'hélicoptère s'élève avec un nouvel élément d'environ 2,4 tonnes, suspendu à l'élingue d'une longueur d'environ 14 m. Bien qu'ayant appliqué la puissance maximale autorisée, le pilote ne parvient pas à soulever la Charge au-delà d'environ 6 m sol. Après quelques secondes de vol stationnaire un incendie se déclare au niveau de la turbine gauche. Le pilote abaisse aussitôt le levier de pas général et largue sa charge. Contraint de dégager par la gauche afin de ne pas mettre en danger la vie du personnel au sol, le pilote tente de rejoindre la place d'atterrissage. Environ 9 secondes après le début d'incendie du moteur gauche, le moteur droit prend également feu. L'énergie cinétique du rotor ne suffit plus à rejoindre l'emplacement prévu pour l'atterrissage, L'hélicoptère se pose dans un pierrier et bascule sur le flanc.

Le pilote est indemne est l'hélicoptère gravement endommagé.

CAUSE

L'accident est la conséquence d'un incendie survenu à faible hauteur au niveau de la première turbine, puis aussitôt après, au niveau de la deuxième.

Eléments contributifs :

- Incendie à court intervalle des deux turbomoteurs, suite à des sollicitations thermiques hors norme répétées.
Exploitation de l'hélicoptère hors de l'enveloppe des paramètres moteurs.
- Déréglage important du régulateur de débit de carburant (FCU), susceptible de provoquer une augmentation du débit. Le responsable de ce déréglage n'a pas été identifié.
- Défectuosité au niveau du régulateur de débit du moteur droit, affectant le débit de pétrole lors du vol sur un moteur (OEI).
- Insuffisance lors des contrôles techniques des

turbomoteurs.

- Exploitation de l'hélicoptère lors de transports à l'élingue avec le pilote seul à bord en lieu et place de l'équipage à deux requis.
- Lacunes dans la formation des pilotes lors de la transition sur le type d'appareil en cause (absence de vols de familiarisation à la puissance maximale d'urgence simulée du générateur de gaz.

Eléments contributifs possibles :

- Ambiguïté dans le manuel de vol en ce qui concerne l'équipage, notamment au sujet de la répartition des tâches lors de vols de transports à l'élingue.
- Utilisation abusive du module TU 162 sur le régulateur de débit de carburant.

Recommandations :

La Commission fédérale d'enquête sur les accidents d'aviation recommande d'examiner s'il y a lieu :

- D'exiger comme c'est le cas sur les avions, l'installation d'un enregistreur des paramètres de vol (FDR) sur les hélicoptères de cette masse.
- D'ergonomiser les hélicoptères permettant le vol avec référence visuelle verticale, de manière à ce que les instruments affichant les paramètres de performance maximale puissent être observés en permanence.

0. ALLGEMEINES

0.1. Kurzdarstellung

Am 11. September 1989, anlässlich eines Montage-Unterlastfluges, fing das linke Triebwerk des Helikopters HB-XUB, vom Typ SA 330 J "Puma", Feuer. Kurz nachdem der Pilot die Unterlast ausgeklinkt hatte, brannte auch schon das zweite Triebwerk. Der Pilot beabsichtigte, den Helikopter auf einem unmittelbar vor ihm liegenden ebenen Platz, abseits der Monteure, notzulanden. Ohne eigene Antriebskraft erreichte der Helikopter aber den Platz nicht mehr und landete in steinigem Gelände. Nach dem Aufsetzen kippte der Helikopter auf die linke Seite um. Der Pilot entstieg dem schwer beschädigten Helikopter unverletzt.

Ursache

Der Unfall ist auf Verbrennen beider Triebwerke (TW Nr 1 und 2) kurz nacheinander, in geringer Höhe über Grund, zurückzuführen.

Zum Unfall haben beigetragen:

- Verbrennen ("overheating") beider Triebwerkturbinen in kurzem Abstand, infolge mehrmaliger thermischer Überbeanspruchung. Einsatz des Helikopters ausserhalb der zulässigen Triebwerk-Maximalgrenzen.
- Massive Fehleinstellungen der "fuel control units" (FCU) - erhöhter Kerosindurchfluss war möglich -, verursacht durch Unbekannt.
- Defekt am FCU von TW Nr. 2 in Bezug auf die Kerosindurchflussmenge im Einmotorenbetrieb.
- Mängel bei der technischen Triebwerk-Kontrolle.
- Einsatz des Helikopters beim Aussenlasten-Transport in "single pilot Version", an Stelle einer vorgeschriebenen "two man crew".
- Lücken anlässlich der Pilotenumschulung (Auslassen von Topping-Flügen am simulierten NG-Notleistungsgrenzwert (PMU)).

Zum Unfall können beigetragen haben:

- Unklare Formulierung des AFM in Bezug auf die Besatzung und ihre Aufgabe bei Aussenlast-Transporten.
- Unerlaubte Aktivierung des Moduls TU 162 am FCU.

EMPFEHLUNG

Die Eidg. Flugunfall-Untersuchungs-Kommission (EFUK) empfiehlt zu prüfen, ob:

1. Für Helikopter dieser Abflugmasse, gleich wie bei Flächenflugzeugen, ein FDR ("flight data recorder") gesetzlich vorgeschrieben werden könnte.
2. Helikopter nicht so ausgerüstet werden sollten, dass Piloten die nach vertikalen Sichtreferenzen fliegen, die leistungsbegrenzenden Instrumente jederzeit überwachen können.

0.2. Untersuchung

Die Voruntersuchung wurde mit der Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 2. August 1991 an den Kommissionspräsidenten am 5. September 1991 abgeschlossen.

1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

1.0. Vorgeschichte

Der Halter/Eigentümer kaufte den Helikopter ca. 3 Monate vor dem Unfallflug in den USA. In den letzten Jahren war dieser in Amerika im Einsatz. Vor dem Überflug in die Schweiz führte der damalige Halter/Eigentümer Petroleum Helikopter Inc. (PHI), noch eine grössere Inspektion in den USA durch. Ein Vertreter eines schweizerischen Helikopter-Unterhaltungsunternehmens war im Auftrag des zukünftigen Besitzers partiell an dieser Inspektion anwesend bzw. führte eigene Kontrollen durch.

Die praktische fliegerische Umschulung der beiden Schweizerpiloten fand in der Schweiz statt und wurde durch einen ehemaligen Werkpiloten von Aerospatiale vorgenommen.

1.1. Flugverlauf

Die Besatzung hatte den Auftrag Mastenteile einer Sesselbahn

von Riffelboden 2'350 m/M (Gde Zermatt) nach Blauherd 2'580 m/M, (Gde Zermatt) zu transportieren, wo diese direkt auf die Mastenfundamente bzw. Stützen montiert werden mussten. Die ersten sechs Flüge verliefen problemlos. Danach liess der Pilot den Helikopter nachtanken. Beim anschliessenden Flug transportierte der Pilot einen gleichen Mastkopf wie schon bei einer vorangegangenen Rotation. Bei diesem Flug konnte der Pilot mit der Unterlast am Abladeplatz nicht mehr ausserhalb Bodeneffekt schweben. Er setzte das zu schwere Element unmittelbar neben der Stütze ab und klinkte es aus. Danach führte er ein bis zwei weitere Rotationen durch, ehe er sich mit weniger Kerosin im Tank erneut das Element an der Lastenklinke einhängen liess. Der Helikopter hob das ca. 2'400 kg schwere Mastkopfelement an. Das Abheben der Aussenlast konnte der Pilot direkt visuell verfolgen, da er aus der Öffnung der nicht montierten Pilotentüre herauslehnen konnte. Obwohl der Pilot aus beiden Triebwerken die maximal mögliche Startleistung ("take off power") entnahm, hob der Helikopter die Last nur auf ca. 6 m/G vertikal an. Auf dieser Höhe hielt der Pilot die Last während mehreren Sekunden still, ehe sich der Helikopter mit der eingehängten Unterlast langsam wieder absenkte. Während des Absenkens hörte der Pilot ein deutliches Quietschen der/s Triebwerke/s, gefolgt von einer Stichflamme aus dem Abgasrohr des linken Triebwerkes. Der Pilot senkte den kollektiven Blattverstellhebel ("pitch") und klinkte die Aussenlast aus, unmittelbar bevor diese den Boden berührte. Um die sich auf und unter dem Masten befindenden "Monteure und Flughelfer" nicht zu gefährden, steuerte der Pilot den Helikopter links um den Masten herum und versuchte, den unmittelbar vor ihm liegenden Landeplatz anzufliegen. Da ca. neun Sekunden nach dem Brandausbruch des ersten Triebwerkes auch das zweite, rechte Triebwerk zu brennen begann, reichte die kinetische Energie des Hauptrotors nicht mehr aus, um den Notlandeplatz sicher erreichen zu können. Der Helikopter landete einigermaßen sanft in horizontaler Lage in den massigen Steinblöcken und kippte unmittelbar nach der Bodenberührung auf die linke Seite um. Bei der Bodenberührung der Hauptrotorblätter wurde schlagartig die gesamte kinetische Energie vernichtet. Der Pilot konnte unverletzt durch die Türöffnung entsteigen. Beide Triebwerkbrände konnten mit rasch

herbeigeführten Feuerlöschern eingedämmt werden.

Da laut Angaben der Mechaniker Kerosin aus dem Brennstofftank ausgeflossen war - der Helikopter lag auf der Seite des "fuel gap" - liess der Untersuchungsleiter vor seinem Eintreffen an der Unfallstelle den Helikopter wieder aufrichten.

Koordinaten der Unfallstelle: 626 950 / 096 175 Höhe: 2'580 m/M.

Landeskarte der Schweiz: 1:100'000, Blatt Nr. 47, Monte Rosa.

1.2. Personenschäden

Art der Verletzung	<u>Besatzung</u>	<u>Fluggäste</u>	<u>Drittpersonen</u>
Nicht verletzt	1	-	-

1.3. Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde schwer beschädigt.

Beim Abtransport des Unfallhelikopters von der Unfallstelle ins Tal stürzte der als Unterlast bei einem Grosshelikopter in der Lastenklinke eingehängte Helikopter ein weiteres Mal ab. Beide Aufhängetraggleinen rissen, nachdem sie sich auf Scherung haben aufschneiden lassen. Da die Triebwerke vorher abtransportiert wurden, konnte die Untersuchung aber ordnungsgemäss durchgeführt werden. Die Zelle (Hauptstruktur) des Unfallhelikopters HB-XUB wurde bei diesem zweiten Zwischenfall zerstört.

1.4. Sachschaden Dritter

Geringer Flurschaden durch ausgeflossenes Kerosin. Leicht verbogenes Mastkopfelement der Sesselbahn.

1.5. Beteiligte Personen

1.5.1. Pilot

Schweizerbürger Jahrgang 1949.

Führerausweis für Berufspiloten (Kat. Helikopter), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 10.8.1972, gültig bis 18.11.1989.

Erweiterungen:

- Radiotelephonie UIT vom 10.8.1972
- Nachtflug vom 12.12.1974
- Landungen im Gebirge vom 20.12.1972

Eingetragene Helikoptermuster:

- Bell 47, HU 269, Bell 205/206 und 412, SA 315/316/319/330J/341/-342, AS 350

Flugerfahrung (Helikopter):

Insgesamt 10'244 Std., wovon 54 Std. auf dem Unfallmuster; in den letzten 90 Tagen 206 Std., davon 54 Std. auf dem Unfallmuster.

Beginn der fliegerischen Ausbildung 1972.

1.6. Helikopter

Muster: SA 330 J "Puma"
Hersteller: SNIAS (Societe Nationale Industrielle Aerospatiale)
Charakteristik: Zweimotoriger, 19-plätziger Turbinenhelikopter mit einem maximalen Abfluggewicht (MTOW) von 7,5 t (16'534 lbs) bei Unterlastentransporten
Baujahr/Werknummer: 1979/16
Triebwerke:

Hersteller: Turbomec
Muster: Turmo V/C
Leistung: 1'160 kW (1'557 PS) In "twin ops" MTOP 1'115 kW (Max. Take-off Power) MCP 960 kW (Max. Cont. Power)
One Engine INOP: PMU

(puissance max. d'urgence)
1'160kW

Verkehrsbewilligung: Ausgestellt durch das BAZL
am 6.7.1989 gültig bis auf
Widerruf

Lufttüchtigkeitszeugnis: Ausgestellt durch das BAZL
am 6.7.1989

Zulassungsbereich: im gewerbsmässigen Einsatz:
VFR bei Tag
Im nichtgewerbsmässigen
Einsatz: VFR bei Tag und
Nacht

Eigentümer / Halter: Air Zermatt AG, 3920
Zermatt

Betriebsstunden im Unfallzeitpunkt:

Zelle: 6'134 Totalstunden

Triebwerke Nr. 1: 2'091 Totalstunden,
1'013 Std. seit letzter
Generalrevision
Nr. 2: 2'146 Totalstunden,
1'081 Std. seit letzter
Generalrevision

Masse und Schwerpunkt:

Die maximale Abflugmasse beträgt bei 16'534 lbs

Unterlasttransporten:

Das Gewicht im Unfallzeitpunkt betrug:

- Leergewicht am 27.5.1989 (el. von PHI gewogen) 9'420 lbs
- Gewichtserhöhung durch Ein- und Anbauten (vom 25.8.1989, 9.8.1989) + 64 lbs
- Gewichtsreduzierung durch Ausbauten (vom 9.8.1989) - 479 lbs
- + Lastenklinke + 36 lbs
- + Pilot + 176 lbs

- + 2 Stk. 4t, 8 m Schluppen ca. + 25 lbs
- + 14 m langes Stahlseil ca. + 30 lbs
- + zweite Aussenlastklinke ca. + 30 lbs
- + Kerosin (gemäss Aussage PIC 350 lbs) (gemäss Tankanzeigegerät, nach dem Aufrichten des Heli 170 lbs) ca. + 350 lbs
- + Unterlast (gemäss Lasthersteller 2,4 t) (gemäss geeichte Lastwaage von Abtransportheli 2372 kg) ca. + 5230 lbs

Abflugmasse von ca. 14'882 lbs

Gemäss Flight Manual kann die Puma in der Höhe von 2'580 m/M, bei einer OAT von +5°C, bei "anti icing on", "no wind condition", ausserhalb Bodeneffekt mit einer Masse von max. 14'950 lbs / 6'781 kg schweben (HOGE).

Flugzeitreserve: 350 lbs entsprechen knapp 200 l, was einer Reserve bei Unterlastflügen von ca. 20 Flugminuten entspricht.

1.7. Wetter

Gemäss Bericht der Meteorologischen Anstalt in Zürich

Allgemeine Wetterlage

Tief über Mitteleuropa mit schwach aktiver Frontalzone über den Alpen.

Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit

Wetter/Wolken: 8/8, Basis um 2'500 m/M, zeitweise leichter Regen

Sicht: 5-10 km

Wind: variabel 5 bis 10 kt

Temperatur/Taupunkt: 03°C/03°C

Luftdruck: 1'015 hPa QNH

Gefahren: ---

Wetter beim Eintreffen des Untersuchungsleiters

Allgemein: Nebel auf ca. 40 m/G
Wind: nahezu windstill
Temperatur: + 5°C, d.h. ISA + 6,7°C

Wetter am Unfallort und zum Unfallzeitpunkt gemäss Angaben des Piloten und zwei Arbeitern

Allgemein: Nebel auf ca. 40 m/G
Wind: windstill
Sicht: mehrere Kilometer
Temperatur: + 5°C

1.8. Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen

1.9. Funkverkehr

Der Funkverkehr zwischen dem Piloten und seinen Flughelfern wickelte sich ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab.

1.10. Flughafenanlagen

Nicht betroffen

1.11. Flugdatenschreiber

Ein Flugdatenschreiber (FDR) in dieser Gewichtskategorie ist nur bei Flächenflugzeugen vorgeschrieben; der Helikopter ist dadurch nicht betroffen.

1.12. Befunde am Wrack

Obwohl der Pilot keine aufleuchtenden Warnlampen am Instrumentenbrett wahrnahm, beurteilte er das "Quitschen" und den damit eingetretenen Leistungsverlust der Triebwerke als "engine failure".

Alle Zeugenaussagen bestätigen die grosse Stichflamme beim Abgasrohr am linken als Nr. 1 bezeichneten Triebwerk. Bevor der Helikopter den Boden berührte, brannte auch schon das rechte, zweite Triebwerk.

Beim ersten Bodenkontakt auf den Steinblöcken knickten die

hinteren 4 m des Heckauslegers nach unten ab.

Die massiven Steinblöcke schlugen am Unterboden des Helikopters Löcher in die Hauptstruktur.

Obwohl das Radfahrwerk ausgefahren war, kippte der Helikopter in den Steinen langsam auf die linke Seite um.

Die Hauptrotorblätter schlugen mit reduzierter Drehzahl in den Boden, wurden dabei stark deformiert, brachen aber am Rotormast nicht ab.

In der "engine area" auf dem Kabinendach waren die äusseren Brandspuren bei beiden TW gut sichtbar.

Mit Hilfe eines Spezialstabes war es möglich, den Grobzustand im Innern der beiden Triebwerke beurteilen zu können. Es war offensichtlich, dass beide Treibwerke stark ausgebrannt waren (Schaufeln abgebrannt).

Es konnten keine Gegenstände, z B Plastik, etc., in den oder um die Triebwerke gefunden werden, welche durch die Lufteintrittsschächte ins Innere der Triebwerke gelangt sind bzw. hätten angesaugt werden können.

Es befanden sich keine Sicherungen (Drahtsicherung mit Plombe) an beiden FCU.

Das "anti-icing-System" war bei beiden Triebwerken eingeschaltet. Das Steuerventil im Kabinendach und die beiden Schieber an den Triebwerken waren offen, so dass die Triebwerke mit warmer Luft versorgt wurden.

Die Pilotentüre rechts war nicht montiert. Das Montieren der einzelnen Aussenlast-Elemente beobachtete der Pilot nicht durch den Lastenspiegel, sondern dadurch, dass er sich aus der Kabine leicht herauslehnte und so vertikalen Sichtkontakt hatte.

Das geglinkte Mastkopfelement wies vom Abwerfen nur geringe Beschädigungen auf.

Der Helikopter war mit einer SIREN-Aussenlastklinke vom Typ S 1509A ausgerüstet. Beim Unterlastflug war in der Lastenklinke ein 14 m langes Stahlseil mit einer zweiten Lastenklinke angebracht. An die Aussenlast selbst wurden zwei 8 m lange, 4 t starke Schluppen als Aufhängung montiert.

Visuelle Prüfungen der dynamischen Komponenten, einzelner Systeme, etc. ergaben keine Anhaltspunkte für vorbestandene, technische Mängel.

1.13. Medizinische Feststellungen

Keine.

1.14. Feuer

Beide Triebwerke des Helikopters begannen durch Rammen aus den Abgasrohren zu brennen. Das Feuer in den "engine areas" konnte mittels externen Feuerlöschern sehr rasch eingedämmt werden.

1.15. Überlebensmöglichkeiten

Der Unfall war überlebbar.

1.16. Besondere Untersuchungen

Der Pilot muss beim Einsatz dieses Helikoptertyps, vor allem beim Unterlastentransport in grossen Höhen, stets auf mehrere mögliche leistungsbegrenzende Werte gleichzeitig achten. Im Besonderen sind dies:

- | | |
|----------------------|---|
| Beim Hauptrotor: | - max. erlaubter
Blattanstellwinkel |
| Beim Hauptgetriebe: | - max. Drehmoment in % ("torque-
input") |
| Bei den Triebwerken: | - max. NG (Drehzahl des
Gasproducers in %) der
einzelnen Triebwerke |
| | - max. Abgastemperatur der
einzelnen Triebwerke T4/TOT |

Triebwerke

Beide ausgebrannten Triebwerke wurden noch an der Unfallstelle demontiert. Einige Wochen später fand im Beisein aller Interessierten eine gründliche Inspektion im Werk des Herstellers statt.

Informationen über die Triebwerke/Bedienung/Einstellung:

- Im Betrieb beträgt der max. Leistungsgrenzwert für NG: 99.8% pro TW.

Sofern das "anti-icing-System" eingeschaltet ist - bei einer Aussentemperatur von weniger als 10°C muss dieses System aktiviert sein - beträgt der NG-Grenzwert nur noch 97,9%. Dieser Wert von 97,9% bedeutet in einem solchen Fall "max take-off power" (MTOP).

Das "anti icing System" erhöht im eingeschalteten Zustand die Abgastemperatur der Triebwerke T4 um ca. 35°C. Das heisst, es wäre auch möglich, dass zuerst der Temperaturleistungsgrenzwert von 790°C (2.5 min. rating) erreicht wird. In diesem Falle bedeuten die 790°C die Leistungsgrenze für MTOP.

- Die Triebwerke werden auf der Prüfbank oder bei technischen Einstellflügen so eingestellt, dass sie beim Erreichen des NG-Grenzwertes selbständig abregeln. Dieser Abregelpunkt liegt bei 99,8%, bei -10° OAT (outside air temperature) und erhöht sich bei zunehmender OAT. Für den Piloten gilt es aber nach wie vor die oben erwähnten leistungsbegrenzenden Werte einzuhalten, auch wenn er den Leistungsüberschuss von den Triebwerken bis hin zum Abregelpunkt entnehmen könnte.
- Beim Ausfall eines Triebwerkes (OEI, "one engine inoperativ") steht dem Piloten am verbliebenen Triebwerk eine kurzzeitig erhöhte Notleistung zur Verfügung ("puissance maximal d'urgence", PMU). Um den Piloten in solch einer Situation in seiner Arbeit zu entlasten, bot der Helikopterhersteller einen speziellen "FCU-kit", TU 162, an. Dank diesem TU 162 schaltet der FCU bei OEI automatisch auf den höheren Abregelungsgrenzwert um (der Pilot braucht nicht speziell einen Knopf zu betätigen). Der verunfallte Helikopter war mit dem TU 162 ausgerüstet gewesen.

Das System darf durch den Piloten vor dem Abheben nur bei einer Aussentemperatur von ISA +5°C oder weniger aktiviert werden. Sofern es bei höheren OAT aktiviert wird, besteht die Gefahr, dass das Triebwerk zu warm betrieben wird. Im Normalfall wird das TU 162 im Reiseflug ausgeschaltet und

im Landeandflug wieder aktiviert.

Dieser Einmotoren-Notleistungsgrenzwert (höherer Abregelungspunkt) liegt um ca. 1,1% über dem NG-Grenzwert des Zweimotorenbetriebes.

- Sofern der eingestellte NG-Abregelpunkt von 99,8% verstellt ist (plus oder minus), verändert dies dementsprechend auch den richtigen NG-Notleistungsgrenzwert (PMU).

Anlässlich der Inspektionen auf der Testbank wurden folgende eingestellten Grenzwerte des FCU festgestellt:

Triebwerk 1 (S/N 1576):	NG-normal: 103,6%	2.84% zu hoch
	NG-PMU: 104,1%	2.13% zu hoch
Triebwerk 2 (S/N 1647):	NG-normal: 102,45%	1.66% zu hoch
	NG-PMU: 103,52%	1.65%¹ zu hoch

Beim Unfallhelikopter bestand die Möglichkeit, die Leistungsgrenzwerte der Triebwerke von:

- NG-normal: um 5.7% zu überziehen (TW1)
um 4.55% zu überziehen (TW2)
- Bei PMU-Leistung: um 6.2% zu überziehen (TW1)
in "twin ops " um 5.62% zu überziehen (TW2)

Bei der Inspektion der Triebwerke konnten keine Partikel gefunden werden, welche primär eine mechanische Beschädigung verursacht haben. Sämtliche grossen Beschädigungen stammen von "overheating" (siehe Detail-Report von Turboméca; Text/Foto, Beilage Nr. 1 und 2) als Resultat einer mehrmaligen, nicht nur kurzzeitig angewendeten, thermischen Überbeanspruchung beider Triebwerke in der Vergangenheit, welche deshalb möglich wurde, weil beide FGU deutlich verstellt waren.

Information über die Triebwerk-Überholung:

- Da der Hersteller der Triebwerke vereinzelt schlechte Erfahrungen mit "overheating" gemacht hatte (es gab deswegen Unfälle), schrieb er ein spezielles Triebwerk-

¹ PMU funktionierte nicht richtig, da die Solenoidansteuerung defekt war (siehe "examination report " von Turboméca, Beilage Nr. 2)

Inspektionsverfahren vor. Normalerweise müssen die Triebwerke bei 2'500 Betriebsstunden generalrevidiert werden. Ab 1'000 Betriebsstunden ist alle 250 Std. ein spezielles Checkverfahren anzuwenden, und ab 2'000 Betriebsstunden wird das Intervall auf 100 Std verkleinert. In den Beilagen befindet sich eine Lufttüchtigkeitsanweisung (Nr. HB 84-040, Beilage Nr. 3).

- Beide eingebauten Triebwerke mussten vom ehemaligen Halter nach 1 '000 Betriebsstunden generalrevidiert werden.
- Beim Kauf des Helikopters durch die Air Zermatt AG hatten beide Triebwerke wieder knapp 1'000 Betriebsstunden seit der Generalrevision geleistet. Die Gesamtbetriebsstundenzahl lag somit um 2'000 Std. je Triebwerk, also immer noch 500 Std unter der eigentlichen TBO ("time between overhaul").
- Sofern ein Triebwerk in seiner "life time" während mehr als insgesamt 12 Sekunden mit NG 102,5% belastet wird, muss es zwecks Inspektion bzw. Revision ins Herstellerwerk gesandt werden. Eintragungen in den Bordakten über mögliche Überbeanspruchungen der TW gibt es nicht.
- Laut den technischen Akten wurden durch den ehemaligen amerikanischen Halter alle Inspektionen und Kontrollen gemäss den geltenden Vorschriften durchgeführt. So unter anderem auch die Einstellungen der FCU. Das Dokument "Arbeitsbericht über die Einstellung der FCU" (Beilage Nr. 4) weist grosse Mängel auf. Es fehlen etliche unumgängliche Parameter, welche zur korrekten Einstellung der FCU notwendig sind.
- Der in der Vorgeschichte (1.0) erwähnte techn. Experte aus der Schweiz, welcher den Helikopter partiell in den USA inspizierte, soll angeblich mit Unterstützung von Turboméca USA den geforderten Triebwerkcheck (Beilage Nr. 3) überwacht haben.

Operationeller Einsatz:

- Der Hersteller des Helikopters schreibt für den Einsatz bei "transport of external loads" (Aussenlasten-Transport) ein zusätzliches Besatzungsmitglied vor (Beilage 5). Das AFM

("flight manual") sagt aber nicht aus, welche Aufgabe im Helikopter dieses "second crewmember" hat und wie seine Ausbildung aussehen soll. Teils aus Gesprächen, teils aus denen vom Helikopterhersteller geforderten und nur sehr mühsam erhaltenen Belegdokumenten, lässt der Hersteller seine Absicht zu dieser Frage erkennen. Dieser zusätzliche Mann im Cockpit sollte:

- a) Im Falle eines "hydraulic failure" das Fahrwerk mechanisch auf der Copiloten Seite ausfahren (Fax vom 16.5.1990, Beilage Nr. 6).
- b) In einer Notsituation die Aussenlast in der Mitte der Helikopterkabine mechanisch ausklinken (Fax vom 16.5.1990, Beilage Nr. 6).
- c) Den Piloten in seiner Arbeit entlasten, ihm unter anderem die leistungsbegrenzenden Instrumente überwachen helfen, wenn er diese, zum Beispiel bei Aussenlastflügen bei Montagen, an der absoluten Leistungsgrenze nach vertikalen Sichtreferenzen nicht selbständig überwachen kann (Aussage von Aerospatiale Vertreter am 12.9.89 und 11./12.10.1989).

Als Ersatz für die mechanische Notauslösung der Lastenklinke im Kabinenraum bietet der Helikopterhersteller einen Modifikationskit an (Beilage Nr.6), welcher die mechanische Klinkenauslösung von der Kabine ins Cockpit zum Piloten verlängert. Dieser Umbaukit ist von der französischen Luftfahrtbehörde nicht zertifiziert worden (Brief DGAC, Beilage Nr. 6) und ist nicht "approved". Eine Bewilligung vom BAZL lag nicht vor.

Der Puma hat gegenüber seinem neueren, stärkeren Nachfolger Super Puma ein veraltetes und unübersichtliches Instrumentenpanel. Die Ergonomie der Instrumente ist relativ schlecht. Um den Helikopter tatsächlich an der Leistungsgrenze fliegen zu können muss man sieben mehr oder weniger grosse Instrumente oder Zeiger, überall auf dem Instrumentenpanel verteilt, gleichzeitig überwachen. Falls der Pilot aber nach vertikalen Sichtreferenzen Unterlasten fliegt, wie dies beim Unfallflug der Fall war, muss er immer wieder aus dem Cockpit herauslehnen, damit er die Unterlast für die Montage

beobachten kann. Das bedeutet aber, dass er zu diesem Zeitpunkt die wichtigsten, leistungsbegrenzenden Instrumente, die zum Teil hinter dem Leistungshebel "pitch" auf der Mittelkonsole versteckt sind, nicht gleichzeitig ablesen kann.

Die praktische Umschulung auf die Puma (SA 330 J) für die beiden Piloten der Air Zermatt AG fand in der Schweiz statt. Als Fluglehrer amtete ein ehemaliger Werkpilot des Helikopterherstellers. Das BAZL schreibt in einem solchen Fall vor, dass sich das praktische Ausbildungsprogramm nach den Richtlinien des Helikopterherstellers zu richten habe. Zum Ausbildungsprogramm einer praktischen Umschulung gehört die Durchführung von Notverfahren. Unter anderem ist der Ausfall eines Triebwerkes in einer kritischen Flugphase zu simulieren. Der Fluglehrer muss dem Schüler das Erfliegen des "Toppings" - selbständiges Abregeln des noch laufenden Triebwerkes am simulierten NG-Notleistungsgrenzwert (PMU) - zeigen bzw. Erfliegen (gemäss telefonischer Angabe von Experten von Aerospatiale vom 13.6.1991). Damit beim Schulungsflug das noch laufende Triebwerk nicht überbeansprucht wird - man fliegt mit den Zweimotorengrenzwerten im Einmotorenflug - und das noch laufende Triebwerk tatsächlich selbständig abregeln kann, muss der FCU dazu eingestellt werden. Dies geschieht entweder mit einem Spezialwerkzeug (Büchse) oder die FCU müssen extra für die Schulflüge "runter-" und anschliessend wieder "hochgeschraubt" werden.

Der Pilot konnte den Flug nach dem Ausfall der linken Turbine deshalb nicht fortsetzen, weil das rechte Triebwerk sofort bis auf den zu hohen NG-Notleistungsgrenzwert (PMU) "drehte" und dabei verbrannte. Dies geschah obwohl der Pilot die Unterlast bereits zwei bis drei Sekunden nach dem Brandausbruch an TW 1 ausgeklinkt hatte.

Laut AFM wäre die Puma in der Lage, auf dieser Höhe bei der vorherrschenden Temperatur mit "anti icing OFF" mit einem Triebwerk "inoperativ", mit einer Masse von 4700 kg/10'361 lbs ausserhalb Bodeneffekt, schweben zu können (HOGE). Die Differenz von "anti icing ON zu anti icing OFF" beträgt ca. 100 kg/220 lbs. Das heisst, nach dem Klinken der Aussenlast an der oberen Lastenklinke hätte der Helikopter mit einem "gesunden" TW, bei richtiger FCU-Einstellung, mit einer Masse

von max. 4'600 kg/10'141 lbs ausserhalb Bodeneffekt, kurzzeitig schweben können.

Nachdem der Pilot die Aussenlast ausgeklinkt hatte, betrug die Helikoptermasse noch ca. 4'339 kg/9'567 lbs, d.h. es wäre dem Piloten noch eine theoretische Reserve zum Schweben (HOGE) von ca. 261 kg/575 lbs zur Verfügung gestanden.

1.17. Verschiedenes

- Die in 1.6 (Helikopter/ Masse und Schwerpunkt) umschriebenen Aus- und Einbauten veränderten das eigentliche Leergewicht des Helikopter deutlich (sowohl nach oben wie auch nach unten). Es wäre von grossem Vorteil gewesen, vor allem weil der Helikopter auf seinem Bergungsflug noch einmal abstürzte (in 1.3 beschrieben), wenn anlässlich der schweizerischen Luftfahrzeugabnahme durch das BAZL eine Wägung erfolgt wäre. Eine Nachwägung war nach dem erneuten Zwischenfall nicht mehr möglich.
- Die Air Zermatt AG erstellte für drei ihrer Unterlasthelikopter eine Nutzlast-Tabelle in Form eines Werbeprospektes. Im Nachhinein zeigt sich, dass die Annahmen für den Puma - wahrscheinlich mangels der zu diesem Zeitpunkt fehlenden Erfahrung - in Bezug auf Nutzlasten teilweise zu hoch gegriffen waren. Die HB-XUB wäre - so wie sie am Unfalltag eingesetzt wurde - nicht in der Lage gewesen, alle angegebenen Prospektnutzlasten transportieren zu können (z. B. ca. 2'628 kg auf 2'580 m/M bei einer OAT von 5°C bei "Maximalgewicht für Einzellasten").

Der Unfallflug zeigt, dass der Helikopter bereits bei einer Aussenlast von 2'372 kg/5'229 lbs trotz wenig Kerosin im Tank nicht in der Lage war, die Unterlast weiter anzuheben, auch wenn dies laut AFM hätte möglich sein sollen.

- Die Air Zermatt AG mietete bei PHI einen lizenzierten Puma-Mechaniker für die ersten ca. 2 Monate, bis ihre eigenen Mechaniker ausgebildet waren, ein. Dieser Mechaniker erhielt vom BAZL eine befristete Schweizerlizenz.

Der Helikopter wurde durch den Unterhaltsbetrieb der Air Zermatt AG gewartet. Unmittelbar vor dem Absturz verliess

dieser PHI-Mechaniker die Schweiz, noch ehe die beiden neu ausgebildeten Mechaniker der Air Zermatt AG am HB-XUB tätig waren.

- Die entscheidende Montageszene wurde durch eine Drittperson mit einer Videokamera aufgenommen und kann heute teilweise als Beweismaterial dienen; unter anderem dazu, dass der Helikopter die Last während längerer Zeit nicht weiter anheben konnte, wann und in welcher Reihenfolge die Triebwerke zu brennen begannen, wie der Pilot die Notlandung vornahm, etc.

2. BEURTEILUNG

1. Der Helikopter wurde möglicherweise bereits früher durch den ehemaligen Halter stark beansprucht, vor allem was die thermische Belastung der Triebwerke anbelangt.
2. An beiden FCU fehlte die Sicherungsplombe. Wer diese entfernt hat, ist nicht bekannt. Anhand der Akten ist dies nicht ersichtlich.
3. Beide FCU waren so eingestellt, dass die Triebwerke in der Operation deutlich haben überbeansprucht werden können. Die Air Zermatt AG behauptet, niemals Korrekturen an den FCU vorgenommen zu haben.

Laut dem letzten gültigen Arbeitsbericht erfolgten die letzten Einstellungen der FCU in den USA durch den ehemaligen Halter. Sie wurden nach dessen Angaben technisch einwandfrei und korrekt durchgeführt. Aus seiner Sicht erfolgten die Fehleinstellungen ausserhalb seines Betriebes.

In Anbetracht dessen, dass die Air Zermatt AG zu diesem Zeitpunkt über keine Erfahrung auf Puma verfügte, wäre es denkbar, dass diese Fehleinstellungen ausserhalb der Schweiz erfolgten. Andererseits hatte der ehemalige Halter keinen Grund einen Helikopter mit fehleingestellten und ungesicherten FCU zu verkaufen.

Die wichtige Frage, "Wer hat die FCU verstellt und nicht mehr gesichert" bleibt unbeantwortet.

4. Der FCU von TW 2 war in Bezug auf die Einstellung des

Notleistungsgrenzwertes (PMU) beschädigt. Beim Ausfall von TW 1 (OEI) wurde TW 2 nicht mit der richtigen Kerosinmenge versorgt. Nachdem der FCU repariert wurde gab das Triebwerk auf der Prüfbank einen um 1,65% zu hohen NG-Notleistungsgrenzwert (PMU) ab.

5. Dass diese deutlichen Fehleinstellungen der FCU und der Defekt bei der PMU-Ansteuerung von TW 2 (Punkt 3. bis 5.) unbemerkt blieben, kann nur damit erklärt werden, dass sie wahrscheinlich von niemandem richtig kontrolliert worden sind.
6. Der Unterhalt am Helikopter war klar geregelt. Verantwortlich war die Air Zermatt AG, mit ihrem befristet eingemieteten Mechaniker von PHI, bis zum Zeitpunkt da ihre eigenen Leute ausgebildet waren.
7. Das TU 162 Modul hätte vom Piloten "inaktiv" gemacht werden müssen, da Temperaturen von ISA + 6,7°C herrschten. Dadurch stieg die Temperatur T3, nach dem Ausfall von TW Nr. 1 an TW Nr. 2, auf zusätzlich höhere Temperaturwerte an.
8. Die praktische Umschulung der Piloten in der Schweiz beinhaltete nicht das vom Hersteller angegebene Verfahren (in Bezug auf "OEI-Topping-Flüge"). Während der Ausbildung wurde nie ein "OEI-Topping" mit automatischem Abregeln des Triebwerkes am simulierten Notleistungsgrenzwert (PMU) geflogen.

Hätte die Air Zermatt AG das FCU für die Schulungsflüge durch eine dazu berechtigte Person, wie in 1.16 beschrieben, "rauf- und nach Abschluss der Umschulung wieder "runtergeschraubt", dann wäre die Fehleinstellung der FCU zwar nicht unbedingt festgestellt, im Nachhinein aber richtig eingestellt (unabsichtlich korrigiert) worden.

9. Die Masse des Helikopters betrug unmittelbar vor dem Unfallzeitpunkt 6'750 kg/ 14'882 lbs und befand sich damit innerhalb der zulässigen Grenzen. Der Pilot verfügte über eine theoretische Reserve zum Schweben (HOGE) von 32 kg/70 lbs. Der Helikopter HB-XUB war trotzdem nicht in der Lage (Beurteilung des Piloten) mit dieser Masse ausserhalb des Bodeneffektes sicher schweben zu können, was laut AFM noch knapp hätte möglich sein sollen. Dies unter der

Voraussetzung, dass das "helicopter empty weight" stimmt, welches nicht mehr überprüft werden konnte (1.17 Absatz 1).

Allein die Tatsache, dass der Pilot mit der Unterlast bereits wenige Flugminuten vor dem entscheidenden Flug nicht ausserhalb von Bodeneffekt hat schweben können, zeigt, an welchem Leistungslimit an diesem Tag geflogen wurde. Als der Pilot die Aussenlast direkt neben dem Masten liegend anhob und mit dieser senkrecht aufstieg, benötigte er mit Sicherheit noch mehr Leistung als im reinen Schwebeflug. Die zufällig mit einer Videokamera aufgenommene Montageszene zeigte, dass der Helikopter überfordert war und dass der Pilot die Aussenlast erst in Bodennähe ausgeklinkt haben muss.

10. Es ist unzweckmässig und gefährlich, selbst wenn man den kommerziellen Konkurrenzdruck mitberücksichtigt, dass für solch anspruchsvolle Montagearbeiten Nutzlasten vorbereitet werden, die keinerlei Sicherheitstoleranzen bieten.

Um über eine minimale Leistungsreserve verfügen zu können, sollten für anspruchsvolle Montagearbeiten die maximalen Nutzlastwerte um 5 - 10% reduziert werden. Eine derartige Regel hat jedoch noch keinen Eingang in alle FOM's der schweizerischen Helikopterbranche gefunden. Der Grund für eine solche Leistungsreserve liegt darin, dass der Pilot die Last während dem Schwebeflug für einige Zeit stillhalten muss, bis die Monteure die Unterlast in die richtige Position gedreht haben, (eventuell Ausrichten müssen), ehe der Pilot das Transportelement entlasten kann.

Beim Unfallflug war praktisch keine Leistungsreserve mehr vorhanden. Der Pilot wollte das zum Montieren zu schwere Mastkopfelement, gemäss seinen eigenen Angaben wieder abzusetzen. In dieser Flugphase muss er den Triebwerken so viel Leistung entnommen haben - der Kerosindurchfluss erlaubte es, dass die linke Triebwerksturbine überhitzte und verbrannte.

Der Pilot konnte den Flug nach dem Ausfall des linken Triebwerkes wahrscheinlich aus mehreren Gründen nicht erfolgreich weiterführen:

- Das verbliebene TW 2 war wie TW 1 ebenfalls thermisch

"geschwächt" gewesen (überlastet).

- Das TW 2 regelte sofort automatisch nach dem Verlust von TW 1 auf den zu hohen und falsch eingestellten NG-Notleistungsgrenzwert (PMU) und führte zwangsläufig zu überhöhten Temperaturen von T3 und T4. Das TU 162 war immer noch aktiviert gewesen, und sorgte dadurch für zusätzlichen Kerosindurchfluss in die Triebwerksbrennkammer.
- Das zurecht eingeschaltete "anti icing System", erhöhte die Verbrennungstemperaturen um ca. 35°C, und förderte dadurch die thermischen Schwierigkeiten.

All diese Faktoren trugen dazu bei, dass die Triebwerksturbinen auch von TW 2 thermisch überbeansprucht wurden und verbrannten, noch ehe der Pilot den sicheren Notlandeplatz erreichte. Der eigentliche Aufprall am Boden erfolgte somit ohne Antriebsquelle des Hauptrotors und geschah mit reduzierter Drehzahl.

11. Nach dem Ausklinken der Aussenlast, ca. drei Sekunden nach dem Ausfall von TW 1, betrug die Masse des Helikopters noch 4'339 kg/9'567 lbs. Laut AFM hätte der Helikopter unter den vorhersehenden Bedingungen, selbst mit "anti icing ON" noch mit ca. 4'600 kg/10'141 lbs, mit einem "gesunden" Triebwerk, ausserhalb Bodeneffekt schweben können, d.h. es wäre dem Piloten noch eine theoretische Reserve zum Schweben (HOGE) von 261 kg/575 lbs zur Verfügung gestanden.
12. Dadurch, dass der/die Pilot/en nach vertikalen Sichtreferenzen flog/en (in 1.16 "Operationeller Einsatz umschrieben) und die Ergonomie des Instrumentenpanels veraltet ist, hat/haben er/diese möglicherweise ohne zu bemerken die Triebwerke öfters thermisch überbeansprucht. So zum Beispiel als er/sie aus der Türöffnung (die Türe war demontiert) herausschaute/n. Wenige Minuten vor dem letzten Transport montierte der Pilot ein genau gleich schweres Element auf eine andere Sesselbahnstütze.

Dieser Umstand führte wohl dazu, dass der Helikopter gelegentlich beim Unterlastenbetrieb - nicht nur der letzte Flug - über seine Leistungsgrenzen hinaus beansprucht wurde (siehe "conclusion" vom Rapport des Triebwerkherstellers,

Turboméca, Beilagen Nr. 1 und 2).

13. Auch wenn in den Bordakten keine Eintragungen betreffend Überbelastungen der Triebwerke angegeben sind - ein limitierter Grenzwert während einer begrenzten Zeit ist laut Hersteller des Triebwerkes erlaubt -, ist diese Tatsache fraglich (Bemerkungen laut Turboméca).
14. Der Pilot befand sich alleine an Bord, was laut AFM und damit auch FOM der Air Zermatt AG bei Aussenlast-Transporten nicht erlaubt ist. Die in Punkt 1.16 "Operationeller Einsatz" angegebenen Punkte a) und b) könnten so gelöst werden, dass der Pilot die Aufgabenstellung alleine an Bord lösen kann. Für Punkt c) - überwachen der leistungsbegrenzenden Instrumente auf dem Instrumentenpanel, bei einer durch die Türöffnung vertikal nach unten beobachteten Mastkopfmontage, am Triebwerksleistungslimit fliegend, als der Pilot gar keine Übersicht und Information über die leistungsbegrenzenden Instrumente haben konnte, gibt es zur Zeit keinen erklärbaren Verzicht für das zweite Besatzungsmitglied ("second crewmember").

Das zweite Besatzungsmitglied hätte während der Zeit, als der Pilot keinen Überblick und Information über die Triebwerke haben konnte, die Instrumente ablesen und überwachen können, oder anders ausgedrückt, der Pilot kann, bedingt durch die ungünstige Ergonomie der Instrumente, diesen Helikopter, so wie er operiert wurde, gar nicht alleine und ohne Leistungsreserve operieren (bestätigt durch den Experten der deutschen Flugunfalluntersuchungsstelle (FUS) anlässlich der EFUK-Sitzung am 16.10.1991). Aus diesem Grund wird der Puma, der mehrheitlich im militärischen Einsatz steht, von den Betreibern durch zwei Piloten geflogen, obwohl das AFM nur einen "second crewmember" und nicht zweiten Piloten für solche Aufgaben vorschreibt.

Weiter könnte das zweite Besatzungsmitglied, kurz nachdem ein Triebwerk Feuer fängt, das "anti icing System" ausschalten wie dies das AFM empfiehlt, um damit das verbleibende Triebwerk thermisch weniger stark belasten zu müssen (Reduktion von T4 um ca. 35°C). Eine Manipulation,

die der Pilot in einer solchen Situation kaum alleine ausführen kann.

15. Das AFM schreibt vor, wer sich an Bord befinden muss. Hingegen lässt es hinsichtlich der Aufgabenaufteilung im Helikopter und der Ausbildung des zusätzlichen Besatzungsmitgliedes viele Fragen - welche Aufgabe hat der "second crewmember", wo befindet sich seine Position, etc. offen.
16. Für Flächenflugzeuge gleicher Abflugmasse ist der FDR ("flight data recorder") gesetzlich vorgeschrieben. Helikopter werden von dieser Vorschrift nicht erfasst. Diese Diskrepanz ist nicht mehr zeitgemäss. Die Aufzeichnungen eines FDR hätten auf wesentlich einfachere Art ermöglicht, die Unfallursache im Detail zu analysieren.

3. SCHLUSSFOLGERUNGEN

3.1. Befunde

- Der Pilot besass einen gültigen Führerausweis, war aber nicht berechtigt, den Aussenlastentransport allein an Bord durchzuführen.
- Die Flug-, Flugdienst- und Ruhezeiten wurden eingehalten.
- Das fehlende zweite Besatzungsmitglied, welches laut AFM ohne Ausnahme vorgeschrieben ist, befand sich nicht an Bord. Eine Ausnahmegewilligung vom BAZL gab es nicht.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten vor.
- Die praktische Umschulung des Piloten in der Schweiz durch einen ehemaligen Werkpiloten entsprach in Bezug auf "OEI-Topping-Flüge" nicht den von Aerospatiale angegebenen und vom BAZL übernommenen Richtlinien. Toppingflüge mit Abregeln des Triebwerkes am simulierten NG-Notleistungsgrenzwert (PMU) wurden nicht durchgeführt.
- Der Helikopter war zum Verkehr VFR zugelassen.
- Die letzten technischen Einstellungen der FCU erfolgten in den USA und wurden durch den ehemaligen Halter (PHI) nach

dessen eigenen Angaben korrekt vorgenommen. Sie wurden mangelhaft dokumentiert.

- Beide FCU waren beim Unfallflug nicht gesichert. Wer die Sicherungen nach der letzten Einstellung entfernt hat ist unklar.
- Beide FCU waren fehleingestellt. Diese Fehleinstellung erlaubte es, die Triebwerke weit über das erlaubte Maximum hinaus beanspruchen zu können. Wer die Fehleinstellungen vorgenommen hat ist unklar (Plomben fehlten).
- Die Ansteuerung des NG-Notleistungsgrenzwertes (PMU) von TW 2 war defekt. Demzufolge funktionierte die Regulierung der Kerosindurchflussmenge am TW 2, nach dem Ausfall von TW 1, nicht richtig.
- Das TU 162 Modul war aktiviert gewesen, obwohl am Unfallort zur Unfallzeit Temperaturen (gemäss Pilot und Zeugen) von leicht mehr als ISA +5°C herrschten.
- Das "anti icing System" war korrekt eingeschaltet.
- Bei der praktischen Umschulung der beiden Piloten in der Schweiz wurden die gravierenden Fehleinstellungen und der Defekt an den FCU nicht festgestellt.
- Das Schadenbild beider Triebwerke weist auf mehrmalige Überbelastungen der Triebwerksturbinen - nicht nur beim letzten Flug - in thermischer Hinsicht hin. Laut dem Detailbericht des Triebwerkherstellers (Beilagen 1 + 2) wurde der erhöhte Kerosindurchfluss der FCU in der Vergangenheit öfters ausgeschöpft, was zu erhöhten Temperaturen in den Brennkammern führte, bis die Schaufeln im Triebwerkinnern in Folge erhöhter T3 schmolzen, bzw. schmelzen mussten ("due to an important time at high T3", resulting in overheating).
- Der Helikopter muss vorgängig ausserhalb der zulässigen Triebwerks-Maximalgrenzen betrieben worden sein, auch wenn es dafür keine Eintragungen in den Bordakten gibt.
- Die Masse und der Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen, soweit dies die Nachrechnungen erlaubten.
- Die Air Zermatt AG setzte den Helikopter bei vereinzelt

Mastmontagearbeiten, ohne über eine Leistungsreserve zu verfügen, ein. Beim Unfallflug betrug die theoretische Reserve zum Schweben (HOGE) 32 kg/70 lbs.

- Obwohl ein Schweben, ausserhalb Bodeneffekt, bei geklinkter Unterlast, mit einem "gesunden" Triebwerk laut AFM möglich ist, hatte der Pilot nach dem Ausfall des ersten Triebwerkes kaum eine Chance, den Unfall zu verhindern, da das zweite auch überbeanspruchte Triebwerk, ebenfalls sofort verbrannte, weil es schlagartig auf den zu hohen NG-Notleistungsgrenzwert (PMU) "hinaufdrehte".
- Nach dem Ausklinken der Aussenlast verfügte der Pilot über eine theoretische Reserve zum Schweben (HOGE), bei OEI, von 261 kg/575 lbs.
- Ob das Leergewicht des Helikopters den Belegdokumenten entsprochen hat, konnte nicht mehr überprüft werden.
- Beim Unterlastentransport nach vertikalen Sichtreferenzen können die Piloten die leistungsbegrenzenden Parameter auf dem unübersichtlichen und ergonomisch veralteten Instrumentenbrett, zu dem Zeitpunkt, wenn sie aus der Türöffnung vertikal nach unten schauen und die maximal erlaubte Triebwerksleistung (MTOPI) den Triebwerken entnehmen sollten, nicht gleichzeitig im Cockpit ablesen.

3.2. Ursache

Der Unfall ist auf Verbrennen beider Triebwerke kurz nacheinander, in geringer Höhe über Grund, zurückzuführen.

Zum Unfall, haben beigetragen:

- Verbrennen ("overheating") beider Triebwerkturbinen in kurzem Abstand, infolge mehrmaliger thermischer Überbeanspruchung. Einsatz des Helikopters ausserhalb der zulässigen Triebwerk-Maximalgrenzen.
- Massive Fehleinstellungen der FCU - erhöhter Kerosindurchfluss war möglich -, verursacht durch Unbekannt.
- Defekt am FCU von TW Nr. 2 in Bezug auf die Kerosindurchflussmenge im Einmotorenbetrieb.
- Mängel bei der technischen Triebwerk-Kontrolle.

- Einsatz des Helikopters beim Aussenlasten-Transport in "single pilot Version", an Stelle einer vorgeschriebenen "two man crew".
- Lücken anlässlich der Pilotenumschulung (Auslassen von "Topping-Flug" am simulierten NG-Notleistungsgrenzwert (PMU)).

Zum Unfall können beigetragen haben:

- Unklare Formulierung des AFM in Bezug auf die Besatzung und ihre Aufgabe bei Aussenlastentransporten.
- Unerlaubte Aktivierung des Moduls TU 162 am FCU.

EMPFEHLUNG

Die Eidg. Flugunfall-Untersuchungskommission (EFUK) empfiehlt zu prüfen, ob:

1. Für Helikopter dieser Abflugmasse, gleich wie bei Flächenflugzeugen FDR (flight data recorder) gesetzlich vorgeschrieben werden könnte
2. Helikopter nicht so ausgerüstet werden sollten, dass Piloten die nach vertikalen Sichtreferenzen fliegen, die leistungsbegrenzenden Instrumente jederzeit überwachen können.

Die Kommission verabschiedet den Schlussbericht einstimmig.

Bern, den 26. August 1992

Eidgenössische Flugunfall-
Untersuchungskommission
Der Präsident



COMPTE RENDU D'EXAMEN
EXAMINATION REPORT

8/11/89

Moteur ou accessoire :
Engine or accessory :

TURMO IV C S/N 1576

Client : Customer :	AIR ZERMATT	Date de dépose : Date of Removal :	18/9/89
Heures de fonctionnement totales : Total operating time :	2146 H	Depuis R.G. : Since overhaul :	1080 H
Cause du retour : Reason for return :	FIRE AT HOT SECTION (PUMA S/N 1618)		
Nature de la réparation : Type of repair :	To be defined	R.G. General overhaul	V.N.I.P. I.R.A.N.
Constatations au banc d'essais avant démontage : Findings on test bench before removal :	NO ENGINE BENCH TEST - FCU TEST RIG (See below)		

FINDINGS AT ARRIVAL

- Gas generator seized.
- Shock on the oil tank.
- Burning marks on the hot section.
- Traces of fire extinguishing product on the hot section.
- Battering on the exhaust pipe
- De-icing valve in open position.
- Oil filter : nothing to report.

FINDINGS AT DISASSEMBLY (see photos)

After removing of the free turbine and of the axial compressor, the gas generator is hard to rotate.

Axial compressor

No rubbing - Traces of fire extinguishing product in the air path.

Centrifugal compressor

No rubbing - Traces of fire extinguishing product in the air path.

Front accessory box

No rupture of the gear train.

Free turbine auxiliary gear box

No rupture of the gear train.

1st and 2nd stage gas generator turbines

Overheat with burning of the blades at mid-height.

Valable pour information
Information only

2nd stage nozzle guide vane

Impacts on the leading edge of the vanes.
Overheat on the trailing edge of the vanes at mid-height.
Impacts in the 1st and 2nd stage turbine shrouds.

Free turbine nozzle guide vane

Impacts on the leading edge of the vanes.
Presence of fire extinguishing product.

Free turbine nozzle guide vane labyrinth

An amalgam of materials melted during the overheat has solidified between the labyrinth and the rotating assembly stub shaft. This is the reason for the above mentioned rotating assembly seizure.

Gas generator rear bearing

No deterioration of the bearing assembly.

Free turbine

Blades irregularly broken at mid-height by impacts.

Flector coupling assembly

Nothing to report.

Fuel control unit S/N D 90 B ref 0064638530

FINDINGS AT TEST RIG

The adjustments of max Ng and NTL are unleaded.

Max flow at 595 L for 595 L \pm 2.

The max Ng of 4370 rpm instead of 4250 rpm is recorded 2.84 % above the limit.

Overpower : 4385 rpm for 4295 rpm, recorded 2.13 % above the limit.

CONCLUSION

The burning of turbine blades is due to an important operating time at a high T3.

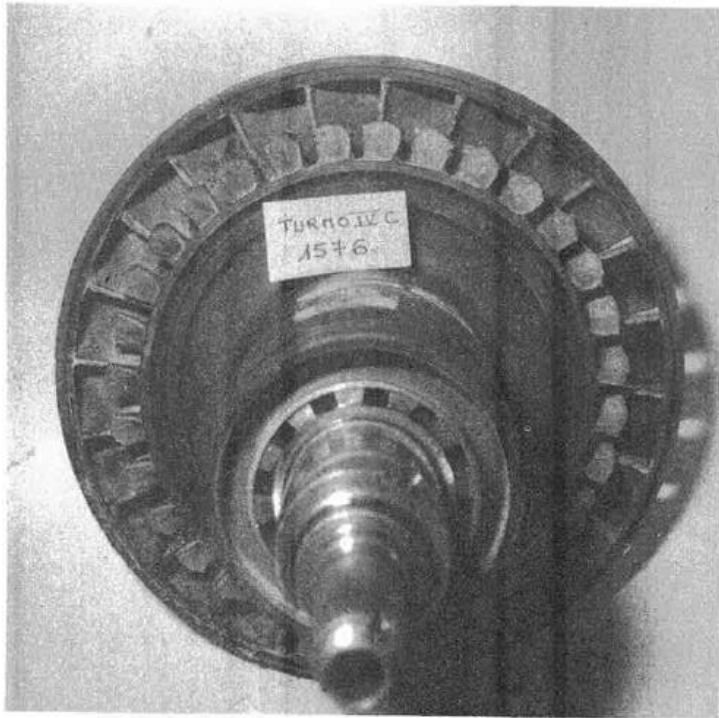
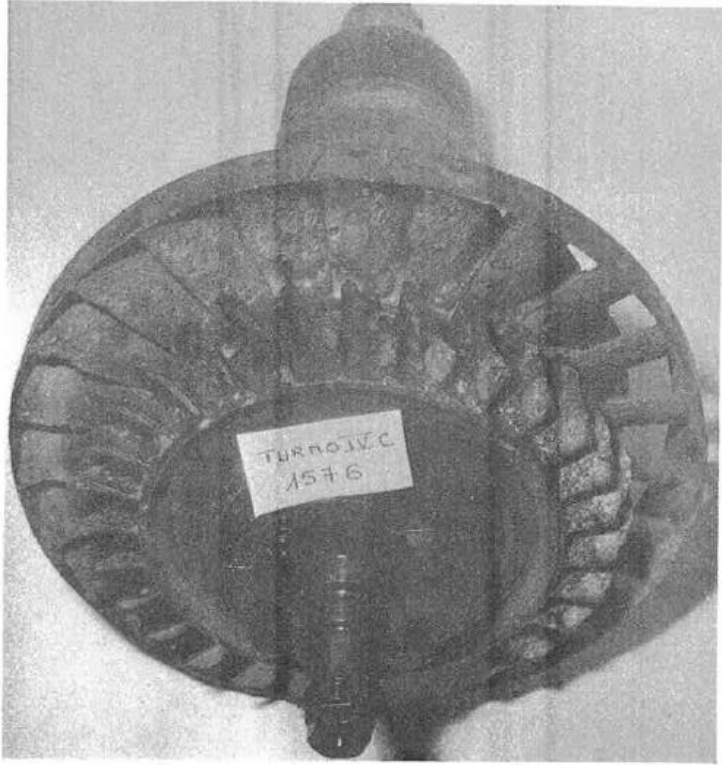
In this case, the abnormal adjustment of the fuel control unit gave the possibility to reach Ng/T3 values which were very detrimental for the turbines.

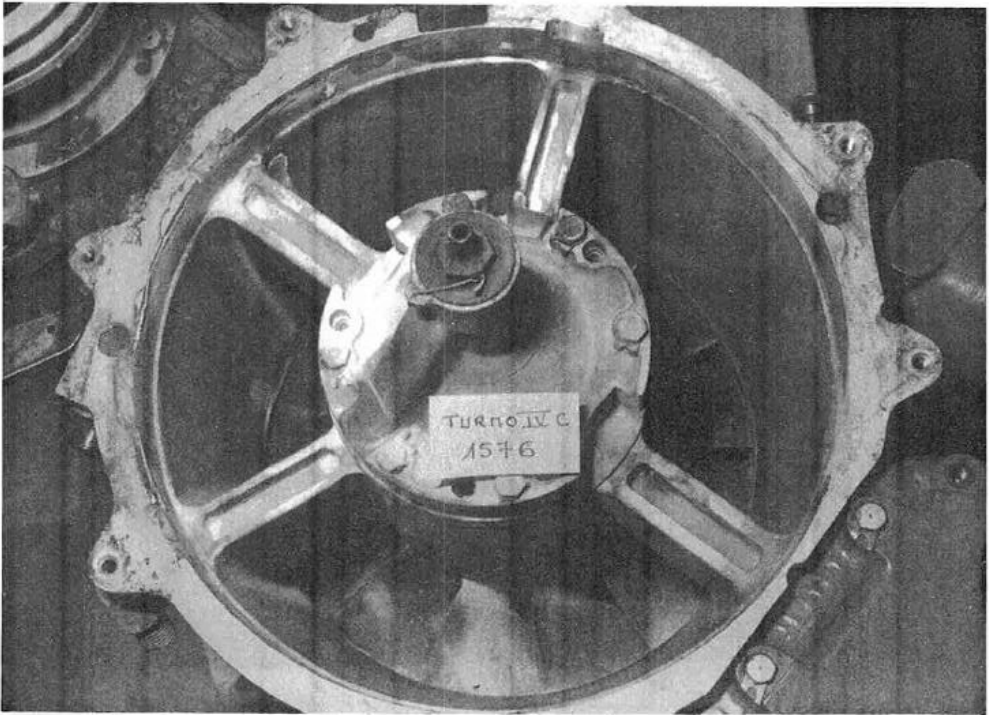
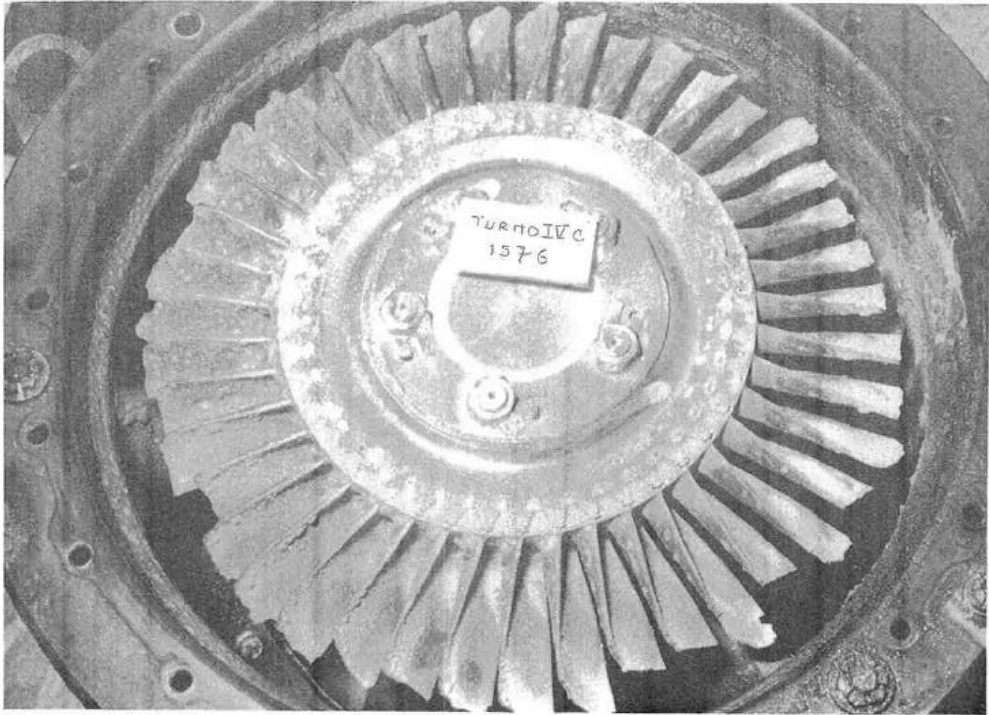
We remind you that the overridings of max take-off

- 99.8 % air tapping closed

- 97.9 % air tapping open

are only authorized in case of emergency (failure of an engine).





**COMPTE RENDU D'EXAMEN
EXAMINATION REPORT**

8/11/89

 Moteur ou accessoire : **TURMO IV C S/N 1647**
 Engine or accessory :

Cliant: <i>Customer :</i>	AIR ZERMATT	Date de dépose : <i>Date of Removal :</i>	18/9/89
Heures de fonctionnement totales : <i>Total operating time :</i>	2061 H	Depuis R.G. : <i>Since overhaul :</i>	1013 H
Cause du retour : <i>Reason for return :</i>	FIRE AT HOT SECTION (PUMA S/N 1618)		
Nature de la réparation : <i>Type of repair :</i>	To be defined	R.G. <i>General overhaul</i>	V.N.I.P. <i>I.R.A.N.</i>
Constatations au banc d'essais avant démontage : <i>Findings on test bench before removal :</i>	NO ENGINE BENCH TEST - FCU TEST RIG (See below)		

FINDINGS AT ARRIVAL

- The gas generator can be manually rotated.
- Shock on the exhaust pipe and on the oil tank.
- De-icing valve in open position.
- Free turbine : blades burnt on the leading edge tips, abnormal noise on manual rotation.
- Marks of fire extinguishing product on the hot section.
- Battering on the exhaust pipe.
- Oil filter : no metallic particles ; slight carbon deposits

FINDINGS AT DISASSEMBLY (see photos)
Axial compressor

No rubbing - Traces of fire extinguishing product in the air path.

Centrifugal compressor

No rubbing - Traces of fire extinguishing product in the air path.

Front accessory box

No rupture of the gear train.

Free turbine auxiliary gear box

No rupture of the gear train.

Gas generator rear bearing

No deterioration of the bearing assembly components.

1st and 2nd stage gas generator turbines
Overheat with burning of the blades at mid-height.

2nd stage nozzle guide vane
Impacts on the leading edge of the vanes.
Overheat on the trailing edge of the vanes at mid-height.
Impacts in the 1st and 2nd stage turbine shrouds

Free turbine nozzle guide vane
Impacts on the leading edge of the vanes.
Presence of fire extinguishing product.

Free turbine
Blades burned on the leading edge tip.

Flector coupling assembly
Nothing to report.

Fuel control unit S/N D 525 B ref 0064638530

FINDINGS AT TEST RIG
(see examination report of the TURMO IV S/N 1576)

The adjustments of max Ng and NTL are unleaded.

Max Ng is recorded at 4320 rpm for 4250 rpm in other words 1.66 % over the limit.
On max contingency test speed selector electro-magnet does not operate correctly.

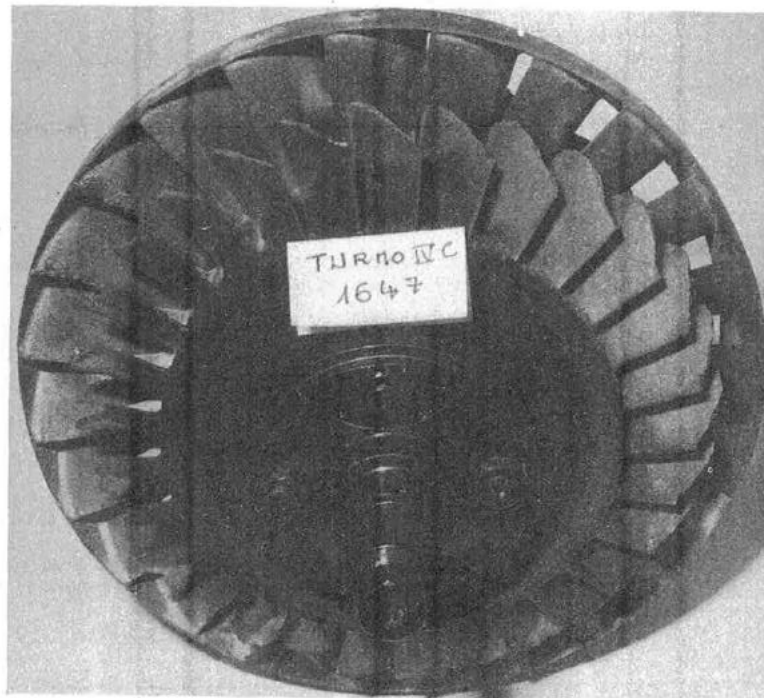
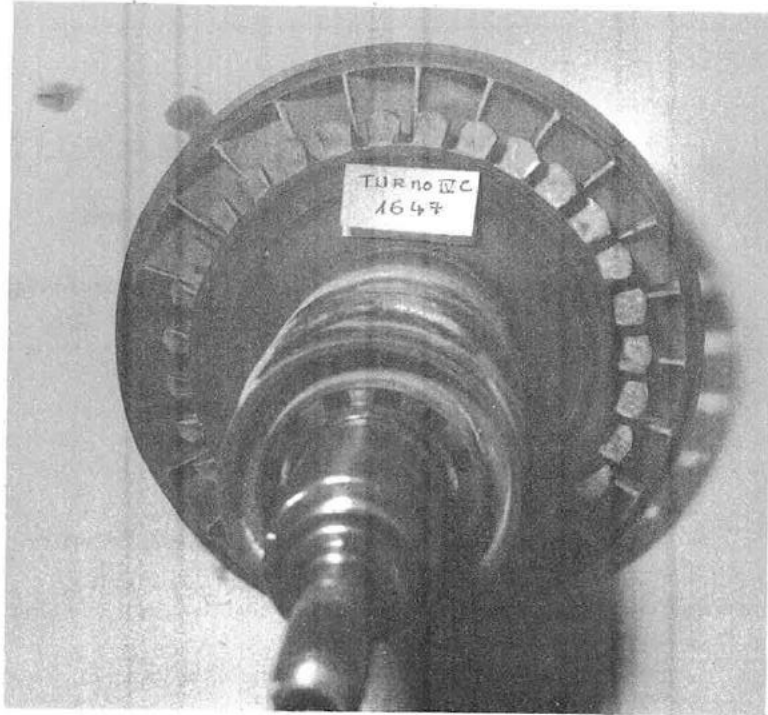
Plunger travel check : valve actuated, its length is of 20.3 mm for 23 mm ; valve not actuated, its length is of 22 mm for 24.6 ; correct travel of 1.7 mm.

After readjustment of the control plunger at 23 and 24.6 mm, a second Ng test is carried out : it is recorded at 4320 rpm ; the max contingency operates and the value recorded is 4365 rpm for 4295 rpm ; in other words 1.65 % above the limit.

CONCLUSION

After power loss on engine T1 (S/N 1576) the rotor under speed has led to the complete opening of the free turbine fuel metering valve and to an Ng increase up to max contingency abnormally set at 103,5 % (Ng 34670 rpm).

The overheat is perfectly explained by the high Ng obtained, aggravated by operating with the de-icing valve opened.



BUREAU VERITAS

CONSIGNE DE NAVIGABILITE

définie par la Direction Générale de l'Aviation Civile

Les examens ou modifications décrits ci-dessous sont impératifs. La non application des exigences contenues dans cette consigne entraîne l'incapacité au vol de l'aéronef concerné.

TURBO-MOTEURS TURMO IV C

Concerne les turbo-moteurs TURBOMECA type TURMO IV C.

Pour prévenir un risque d'endommagement du moteur dû à une utilisation abusive des régimes d'urgence, les mesures suivantes sont rendues impératives :

- 1 - Il est rappelé que l'utilisation de la puissance aux régimes d'urgence est interdite sauf dans les cas suivants :
 - . panne réelle d'un moteur ou pour contrôle de la vitesse générateur.
 - . contrôle de la vitesse générateur maximale (durée transitoire 12 secondes) référence manuel d'entretien 279 02 931 chapitre 73.20.01 pages 501 à 507.
- 2 - L'utilisation accidentelle des prélevements d'air à la puissance du régime maximal d'urgence entraîne la dépose du moteur.

- 3 - Contrôle des moteurs en utilisation :

Un contrôle des turbines générateur par une ventilation après arrêt devra être effectué selon manuel d'entretien 279 02 931 chapitre 72.50.01 page 201 :

- A. - avant le prochain vol si un régime d'urgence a été utilisé,
- B. - dans les 10 heures de fonctionnement suivant la date d'entrée en vigueur de la présente Consigne de Navigabilité ;
- C. - puis à des intervalles :
 - . 250 heures de fonctionnement lorsque le moteur aura accumulé entre 1000 et 2000 heures depuis neuf ou dernière révision générale,
 - . 100 heures de fonctionnement lorsque le moteur aura accumulé plus de 2000 heures depuis neuf ou dernière révision générale.

.../...

Date : 29/02/1934

TURBO-MOTEURS TURBO IV C

Réf. : 84-31-IMP(B)

- 4 - Moteurs neufs ou sortant de révision générale à compter de la date d'entrée en vigueur de la présente Consigne de Navigabilité :
- contrôler les turbines du générateur selon prescriptions du paragraphe 3 A et 3 C sauf si les temps de fonctionnement en régime d'urgence sont comptabilisés et enregistrés conformément au TURBOMECA-SERVICE TURMO IV n° 076.

DATE D'ENTREE EN VIGUEUR : 7 MARS 1984

SHEET 3	HELICOPTER	TEST																																																																														
TYPE: 330C 330F 330H 330G 330J 330L		S. No.																																																																														
ENGINE MAXIMUM RATING CHECK																																																																																
<p>TEST REQUIREMENTS:</p> <ul style="list-style-type: none"> . Aircraft on ground, ballasted to obtain a minimum weight of 6400 kg = 14,109 LBS . Engines 1 and 2 running . <u>NOTE</u> : Aircraft weight must exceed single-engine IGE hover performance weight 		<table border="1" style="width:100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td style="text-align: center;">O.A.T.</td> <td style="text-align: center;">BAR. PRESS. OF PRESS. ALT:</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">?</td> <td style="text-align: center;">?</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">FUEL</td> <td style="text-align: center;">?</td> </tr> </table>	O.A.T.	BAR. PRESS. OF PRESS. ALT:	?	?	FUEL	?																																																																								
O.A.T.	BAR. PRESS. OF PRESS. ALT:																																																																															
?	?																																																																															
FUEL	?																																																																															
TEST OR DATA TO BE MEASURED	RESULTS TO BE OBTAINED	RESULTS OBTAINED																																																																														
<p><u>ENG 1</u></p> <ul style="list-style-type: none"> - Set fuel flow levers : <ul style="list-style-type: none"> . ENG.1 - against fwd stop . ENG.2 - against aft stop - Increase collective pitch until maximum Ng is obtained - Set collective pitch to full low pitch - Engage overpower - Increase collective pitch until overpower Ng is obtained - Set collective pitch to full low pitch - Disengage overpower - Set ENG.1 fuel flow lever against aft stop <p><u>ENG.2</u></p> <p>Same checks as for ENG.1</p>	<p style="text-align: center;"><i>WITH TUI 2</i> <i>100.5</i></p> <table border="1" style="width:100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td style="width:10%;"></td> <td style="width:30%; text-align: center;">III C4 / IV B IV C</td> <td style="width:30%; text-align: center;">IV A</td> <td style="width:10%;"></td> <td style="width:10%; text-align: center;">ENG. 1</td> <td style="width:10%; text-align: center;">ENG. 2</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">Ng</td> <td style="text-align: center;">99.8 %</td> <td style="text-align: center;">99.4 %</td> <td></td> <td style="text-align: center;">100.6</td> <td style="text-align: center;">100.5</td> </tr> <tr> <td></td> <td colspan="2" style="text-align: center;">Tolerance + 0.7 % - 0.5 %</td> <td></td> <td style="text-align: center;">NR</td> <td style="text-align: center;">?</td> </tr> <tr> <td></td> <td colspan="5" style="text-align: center;">NR = 250 - 255 rpm</td> </tr> <tr> <td></td> <td colspan="5" style="text-align: center;">Indicator light comes on</td> </tr> <tr> <td></td> <td style="text-align: center;">III C4, IV A</td> <td style="text-align: center;">IV B, IV C</td> <td></td> <td style="text-align: center;">ENG. 1</td> <td style="text-align: center;">ENG. 2</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">Ng</td> <td style="text-align: center;">101.3 %</td> <td style="text-align: center;">100.8 %</td> <td></td> <td style="text-align: center;">101.4</td> <td style="text-align: center;">100.5</td> </tr> <tr> <td></td> <td colspan="2" style="text-align: center;">Tolerance + 0.7 % - 0.5 %</td> <td></td> <td style="text-align: center;">NR</td> <td style="text-align: center;">?</td> </tr> <tr> <td></td> <td colspan="5" style="text-align: center;">NR = 250 - 255 rpm</td> </tr> <tr> <td></td> <td colspan="5" style="text-align: center;">Indicator light goes out</td> </tr> </table> <p style="text-align: right;"><i>WITH TUI 2</i> <i>101.2</i></p> <p>If check can be carried out with ROCHAR precision tachometer instead of percentage values with tolerances, record the ng values below for :</p> <ul style="list-style-type: none"> . 99.4 % read Ng between 33300 and 33367 rpm . 99.8 % read Ng between 33430 and 33500 rpm . 101.3 % read Ng between 33935 and 34002 rpm . 100.8 % read Ng between 33768 and 33835 rpm 		III C4 / IV B IV C	IV A		ENG. 1	ENG. 2	Ng	99.8 %	99.4 %		100.6	100.5		Tolerance + 0.7 % - 0.5 %			NR	?		NR = 250 - 255 rpm						Indicator light comes on						III C4, IV A	IV B, IV C		ENG. 1	ENG. 2	Ng	101.3 %	100.8 %		101.4	100.5		Tolerance + 0.7 % - 0.5 %			NR	?		NR = 250 - 255 rpm						Indicator light goes out					<table border="1" style="width:100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td style="width:10%;"></td> <td style="width:30%; text-align: center;">ENG. 1</td> <td style="width:30%; text-align: center;">ENG. 2</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">Ng</td> <td style="text-align: center;">100.6</td> <td style="text-align: center;">100.5</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">NR</td> <td style="text-align: center;">NR</td> <td style="text-align: center;">?</td> </tr> </table> <table border="1" style="width:100%; border-collapse: collapse;"> <tr> <td style="width:10%;"></td> <td style="width:30%; text-align: center;">ENG. 1</td> <td style="width:30%; text-align: center;">ENG. 2</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">Ng</td> <td style="text-align: center;">101.4</td> <td style="text-align: center;">100.5</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">NR</td> <td style="text-align: center;">NR</td> <td style="text-align: center;">?</td> </tr> </table>		ENG. 1	ENG. 2	Ng	100.6	100.5	NR	NR	?		ENG. 1	ENG. 2	Ng	101.4	100.5	NR	NR	?
	III C4 / IV B IV C	IV A		ENG. 1	ENG. 2																																																																											
Ng	99.8 %	99.4 %		100.6	100.5																																																																											
	Tolerance + 0.7 % - 0.5 %			NR	?																																																																											
	NR = 250 - 255 rpm																																																																															
	Indicator light comes on																																																																															
	III C4, IV A	IV B, IV C		ENG. 1	ENG. 2																																																																											
Ng	101.3 %	100.8 %		101.4	100.5																																																																											
	Tolerance + 0.7 % - 0.5 %			NR	?																																																																											
	NR = 250 - 255 rpm																																																																															
	Indicator light goes out																																																																															
	ENG. 1	ENG. 2																																																																														
Ng	100.6	100.5																																																																														
NR	NR	?																																																																														
	ENG. 1	ENG. 2																																																																														
Ng	101.4	100.5																																																																														
NR	NR	?																																																																														
<p><u>REMARKS:</u> TUI 2</p> <p style="text-align: right;"><i>100.5</i> <i>101.2</i></p>																																																																																

⊕ ≙ notwendige, wichtige, Parameter fehlen

4. MINIMUM SLING LENGTH

- 2 m (6 ft) for loads equal to or lighter than 2250 kg
- 6 m (20 ft) for loads heavier than 2250 kg.

5. CREW

An additional crew member, qualified for this type of helicopter, is required when external loads are transported.

6. PLACARD

Within pilot's field of vision.

CARRYING OF EXTERNAL LOADS

CLASSES OF APPROVED AIRCRAFT/LOAD COMBINATION : A AND B.
WHEN EXTERNAL LOADS ARE CARRIED, NO PERSON MAY BE CARRIED
UNLESS :

- HE IS A FLIGHT CREW MEMBER
- HE IS A FLIGHT CREW MEMBER TRAINEE
- HE PERFORMS AN ESSENTIAL FUNCTION IN CONNECTION WITH
THE EXTERNAL LOAD OPERATION.

A B C D

DGAC-approved

330J

05-79

SUPP. 2

Page 4

aérospatiale

DIVISION HELICOPTERES - DIRECTION SUPPORT CLIENTS
B.P. 176 - 13729 MARIGNANE FRANCE

6

Tél:42.85.85.85 Téléc:420 506HCS Télécopie:42.85.85.10

TELEX <input type="radio"/>		TELECOPIE <input checked="" type="checkbox"/>	
NORMAL <input type="checkbox"/>		URGENT <input checked="" type="checkbox"/>	
PRIORITAIRE <input type="checkbox"/>			
EXPEDITEUR(FROM) J.L.F. TRANGE.H/CS.TS Tél:(33) 42.85.84.04	DESTINATAIRE(TO): O.F.A.C.	PAGE 1/1	
DATE: 16 mai 1990	N° d'appel: 031 21 09 57.	PAYS: SUISSE	

Copies à Marignane:

Copies chez le Destinataire:

TS
CS T D C S C

REFERENCE: **6931 SP/30/51** A L'ATTENTION DE: **Mr G. HIRNI.**
O/REFERENCE: FOR THE ATTENTION OF:

V/REF: LETTRE DU 12/05/90.

V/REF.

OBJET: SA 330 TRANSPORT DE CHARGES EXTERNES.

SUBJECT:

UN DE NOS CLIENTS, AIR ZERMATT, EXPRIMERAIT LE DESIR DE VOLER SUR PUMA 330, LE PILOTE SEUL A BORD LORS DE MISSION "TRANSPORT DE CHARGES EXTERNES".

COMME MENTIONNE DANS LE MANUEL DE VOL SA 330, AU SUPPLEMENT N° 2 " EN TRANSPORT DE CHARGES EXTERNES, LA PRESENCE D'UNE PERSONNE QUALIFIEE SUR CET APPAREIL EST EXIGEE." CETTE PERSONNE DOIT ETRE UN MEMBRE D'EQUIPAGE CAR LA COMMANDE DE LARGAGE MECANIQUE EST SITUEE SUR LA PERCHE ELINGUE EN CARGO.

TOUTEFOIS, SI LA COMMANDE DE LARGAGE MECANIQUE EST RAMENEE AU MANCHE COLLECTIF, COMME SUR LE SUPER PUMA, IL EST POSSIBLE D'EMPLOYER LE PUMA COMME LE SUPER PUMA EN EQUIPAGE LIMITE A UN PILOTE.

AUSSI, DANS CES CONDITIONS:

- SOIT LA COMMANDE MECANIQUE EST MONTEE EN PLACE GAUCHE POUR DU TRAVAIL AERIEN PILOTE EN PLACE GAUCHE.*
- SOIT LE VOL DOIT ETRE REALISE TRAIN SORTI EN PERMANENCE. (CECI LIE A L'EMPLACEMENT DE LA POMPE A MAIN DE SORTIE DE TRAIN EN SECOURS).*

NOUS PROPOSONS DONC A NOTRE CLIENT DE SE PROCURER UN KIT DE MODIFICATION AUPRES DE L'AEROSPATIALE; DE L'INSTALLER SUR SON APPAREIL ET DE LE FAIRE CERTIFIER AUPRES DE VOS SERVICES.

VEUILLEZ AGREER, MONSIEUR, NOS SALUTATIONS DISTINGUEES.



Bureau Veritas

XuB

DIRECTION DE BRANCHE
AÉRONAUTIQUE - ESPACE

N/Réf. : 771/DT
P.J. :

Division Technique.

DEPARTEMENT FEDERAL
DES TRANSPORTS, DES COMMUNICATIONS
ET DE L'ENERGIE
Bureau d'Enquête sur les Accidents d'Aviation

Bundeshaus Nord

3003 BERN (SUISSE)

A l'attention de Monsieur G. HIRNI

Paris La Défense, le 19 Juin 1990.

O B J E T : Accident hélicoptère SA 330 J du 19/09/89 à ZERMATT

R E F. : Votre lettre 55 13 Hi/ty du 10 Mai 1990.

Messieurs,

Suite aux télécopies que vous a adressées l'AEROSPATIALE les 16 et 18 Mai 1990 (réf. 6931 et 6995), nous vous confirmons que conformément aux instructions du supplément 2 du Manuel de Vol approuvé par la D.G.A.C. "la présence d'une personne qualifiée", en plus du pilote, est exigée à bord de l'appareil en transport de charges externes.

Afin de pouvoir autoriser le vol avec le seul pilote à bord pour de telles missions, l'AEROSPATIALE propose de déplacer la commande manuelle de largage en secours (actuellement montée sur la perche de transports externes) sur le manche collectif, afin de la rendre accessible au pilote.

Cette modification, qui fait l'objet d'un kit AEROSPATIALE, n'est pas approuvée en FRANCE.

Nous espérons que ces informations vous seront utiles.

Restant à votre disposition pour tout renseignement complémentaire nous vous prions d'agréer, Messieurs, l'assurance de notre haute considération.

Directeur Technique.

Directeur
de la Branche Aéronautique - Espace.