



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Helikopters Alouette III SA 319B HB-XMZ

Air Zermatt AG

vom 31. Juli 1983

am Weisshorn (Schaligletscher)/VS

RESUME

Le 31 juillet 1983, le pilote X, accompagné d'un assistant de vol et d'un guide de montagne, effectue un vol de recherche nocturne à bord d'un hélicoptère.

Pour des raisons inconnues, la lampe d'alarme de la turbine s'allume, ce qui incite le pilote à tenter un atterrissage d'urgence.

Lors de l'impact sur le glacier, les trois occupants subissent des blessures graves, auxquelles l'assistant de vol succombe. L'hélicoptère est détruit.

Causes

L'accident est probablement dû au fait que le pilote, en demandant une puissance excessive à la turbine, a perdu des tours rotor à une hauteur qui n'était plus suffisante à les récupérer.

Eléments ayant éventuellement joué un rôle:

- Faible expérience du pilote dans le vol de nuit avec le grand projecteur
- Manque d'indications dans le manuel de vol sur la procédure d'urgence à adopter après la pose, sur l'appareil, d'un limiteur d'arrivée du carburant
- Système d'alarme inadéquat.

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

0. ALLGEMEINES

0.1 Kurzdarstellung

Am 31. Juli 1983 führte der Pilot X, zusammen mit Flughelfer Y und Bergführer Z mit dem Helikopter SA319B HB-XMZ, während der Nacht einen Suchflug durch.

Aus unbekanntem Gründen leuchtete die Alarmlampe der Turbine auf, worauf der Pilot versuchte, eine Notlandung durchzuführen.

Beim Aufschlag auf dem Gletscher erlitten die drei Insassen schwere Verletzungen, denen der Flughelfer erlag. Der Helikopter wurde zerstört.

Ursache

Der Unfall ist sehr wahrscheinlich darauf zurückzuführen, dass der Pilot durch übermässigen Turbinenleistungsbedarf einen Abfall der Rotordrehzahl bewirkt hat, die wegen zu geringer Flughöhe nicht mehr aufgebaut werden konnte.

Zum Eintritt des Unfalles können beigetragen haben:

- Kleine Flugerfahrung des Piloten bei Flügen bei Nacht mit dem Grossscheinwerfer
- Fehlende Hinweise im Flughandbuch über Notverfahren nach dem Einbau des Kraftstoff-Durchsatzbegrenzers
- Unzweckmässiges Alarmsystem im Helikopter.

0.2 Untersuchung

Die Voruntersuchung wurde von Jean Overney geleitet und mit Zustellung des Untersuchungsberichtes vom 28. März 1985 an den Kommissionspräsidenten am 9. April 1985 abgeschlossen.

1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

1.0 Vorgeschichte

Am 31. Juli 1983 hatte der Helikopterpilot X Flugdienst bei der Air Zermatt AG. Er flog an diesem Tag verschiedene Einsätze mit total ca vier Stunden Flugzeit. Um ca 2130 Uhr ging er zu Bett.

*) Alle Zeiten sind Lokalzeiten (GMT+2)

1.1 Flugverlauf

Gegen 2230 Uhr wurde der Pilot per Funk zu einem Suchflug angeboten. Zwei Bergsteiger galten im Gebiet des Weissshorns als vermisst.

Der Helikopter SA 319B Alouette III HB-XMZ wurde vom technischen Leiter der Air Zermatt AG, Y, bereitgestellt (ca 200 l Treibstoff) und für diesen Flug mit einem Grossscheinwerfer ausgerüstet. Bei der Montage des Scheinwerfers half der Pilot mit. Y nahm auf dem linken Sitz (Flugrichtung) Platz. Es war vorgeesehen, dass er den Scheinwerfer bediente. Gemäss den Befehlen des Einsatzleiters flogen sie zuerst nach Randa, wo sie einen Bergführer einsteigen liessen. Dieser nahm auf dem vorderen mittleren Sitz Platz.

Gemäss Pilotenaussage verlief der weitere Flug wie folgt: kurz nach dem Start in Randa schlug der Bergführer vor, die Suchaktion abubrechen, da es seiner Meinung nach keinen Sinn hätte, während der Nacht eine solche Aktion durchzuführen. Der Flughelfer entgegnete ihm darauf, dass seiner Meinung nach der vorgeschlagene Landeplatz in Randa schlecht ausgewählt worden sei, da sich durch den Rotorwind aufgewirbelter Staub auf der Cockpithaube festgesetzt und die Sicht des Piloten beeinträchtigt hätte. Der Flughelfer bat dann den Bergführer, sich nicht mehr zu äussern, was eine gewisse Spannung zwischen den Insassen des Helikopters bewirkte.

Nachdem der Helikopter durch den Bodendunst weggestiegen war, wurde die Sicht gut. Der Pilot entschied sich deshalb zum Weiterflug in Richtung Weissshornhütte. In einer Höhe von ca 3000 m/M begann dann die eigentliche Suchaktion mit eingeschaltetem Scheinwerfer an der Weissshorn-Ostwand.

Etwas später stellte der Pilot auffrischenden Süd-Südwestwind fest, worauf der Flug etwas unruhiger wurde.

Ueber einem als Frühstücksstelle für Bergsteiger bekannten Ort ging der Pilot in den Schwebeflug über. Der Flughelfer suchte den Platz mit dem Scheinwerfer ab. Der Pilot befahl nach kurzer Zeit "Scheinwerfer aus" und drehte von der Felswand weg. Der Flughelfer machte dem Piloten den Vorschlag, den Scheinwerferlichtstrahl mit dem Helikopter zu bewegen, was aber der Pilot ablehnte.

Der Pilot flog in der Folge, den Helikopter in leichter Schräglage haltend und den Hang zu seiner Rechten, den gleichen Weg zurück. Laut seinen Aussagen soll ihm der Bergführer während dieser Zeit mehrmals mit den Händen gestikulierend die Sicht beeinträchtigt haben. Der Flughelfer setzte darauf dem Bergführer das Mikrophon besser auf, worauf dieser auf einen bestimmten Punkt deutete und sagte "hier unten rechts".

Der Pilot leitete wieder einen Schwebeflug auf ca 3700 m/M ein, drehte nach rechts und flog eine Schleife talwärts absinkend. Dabei befahl er "Scheinwerfer aus". Als sie den Punkt, auf den

der Bergführer gezeigt hatte, wieder erreicht hatten, schaltete der Flughelfer den Scheinwerfer ein. Plötzlich befand sich der Lichtkegel auf Augenhöhe des Piloten. Sofort befahl dieser dem Flughelfer, den Scheinwerfer zu löschen. Der Pilot zog die Maschine von der Felswand weg, indem er Leistung (pitch) gab. In diesem Moment leuchtete die rote Warnlampe auf. Der Pilot dachte zuerst, er hätte dem Triebwerk zuviel Leistung abverlangt. Der Flughelfer hatte das Aufleuchten der Lampe ebenfalls bemerkt. Der Pilot drückte den Blattverstellhebel wieder zurück, aber die Lampe löschte nicht aus. Da der Flughelfer bemerkte "mehr nach links, die Felsen kommen näher", zog er diesen wieder hoch. In dieser Phase schaltete er den Landescheinwerfer ein. Er stellte sodann fest, dass sie bereits zuviel an Höhe verloren hatten, so dass es nicht mehr möglich war, das Tal zu erreichen. Der Pilot entschied sich für eine Notlandung und leitete deshalb ein starkes Abfangen ein. Es gab einen Schlag und die Steuer des Helikopters wurden weich. Alle Warnlichter am Amaturenbrett leuchteten auf. Der Blattverstellhebel war voll gezogen. Der Pilot vermochte noch eine starke Linkskurve, voll auf den Hang, einzuleiten, danach kam der Aufprall.

Der Flughelfer erlag seinen Verletzungen, der Pilot und der Bergführer wurden schwer verletzt. Der Bergführer kann sich nicht mehr an das Unfallgeschehen erinnern. Der Helikopter wurde zerstört.

Koordinaten der Unfallstelle: 104 750/622 250, Höhe: 3160 m/M, Landeskarte der Schweiz 1:25'000, Blatt Nr. 1328, Randa.

1.2 Personenschäden

	<u>Besatzung</u>	<u>Fluggäste</u>	<u>Drittpersonen</u>
Tödlich verletzt	-	1	-
Erheblich verletzt	1	1	-
Leicht oder nicht verletzt	-	-	-

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Der Helikopter wurde zerstört.

1.4 Sachschaden Dritter

Es entstand kein Drittschaden.

1.5 Beteiligte Personen

1.5.1 Pilot X

Schweizerbürger, Jahrgang 1955.

Führerausweis für Berufspiloten (Kat. Hubschrauber), ausgestellt durch das BAZL am 8. Februar 1977, gültig bis 19. Dezember 1983.

Erweiterungen: Radiotelefonie UIT vom 8. Februar 1977
Nachtflug vom 8. Februar 1977
Landungen im Gebirge vom 8. Februar 1977.

Bewilligte Hub-
schraubermuster: Bell 47G-Typen, AB 206B Hughes Serie 269,
Alouette II, Hiller UHRE 4T, AS 315, AS
350B, Alouette III

Flugerfahrung

Insgesamt 1655:41 Stunden, wovon 43:23 Stunden auf dem Unfall-
muster; 44:16 insgesamt auf Alouette III 316 und 319; in den
letzten 90 Tagen 82:45 Stunden, davon 19:58 Stunden auf dem
Unfallmuster. Nachtflug Erfahrung: Insgesamt 8:35 Stunden; in
den letzten 90 Tagen: 24 Minuten.

Der Unfallflug war der erste Flug, bei dem der Pilot mit dem
grossen Scheinwerfer operierte. Vorgängig hatte er nur eine
Instruktion für die Bedienung des Scheinwerfers erhalten.

Beginn der fliegerischen Ausbildung 1973.

Letzte periodische fliegerärztliche Untersuchung am 13. Dezember
1982. Befund: tauglich ohne Einschränkungen.

1.5.2 Passagiere

+ Schweizerbürger, Jahrgang 1946, (Y)

Y war Chef Unterhalt Luftfahrzeuge der Firma Air Zermatt AG.
Er besass eine Luftfahrzeugkontrolleur-Lizenz Kat. II, ausge-
stellt durch das BAZL am 4. März 1970 und eine Lizenz Kat. I
ausgestellt am 30. März 1981. Beide Lizenzen gültig für Aéro-
spatiale Helikopter SA 315B, SE 3160, SA 316B, SA318C, SA319B,
SA341 und 342.

Schweizerbürger, Jahrgang 1942, (Z)

Keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

1.6 Helikopter HB-XMZ

Muster: SA 319B
Hersteller: Aerospatiale
Baujahr/Werknummer: 1982/2385
Motor: Hersteller: TURBOMECA
Muster: ASTAZOU XIV.B.
Leistung: 440 kW (599 PS)
Verkehrsbewilligung: ausgestellt durch das BAZL am 10.
März 1982, gültig bis 31. März 1984.
Lufttüchtigkeitszeugnis: ausgestellt durch das BAZL am 10.
März 1982 gültig bis 31. März 1984.
Zulassungsbereich: im privaten Einsatz
VFR bei Tag

VFR bei Nacht
Flüge mit Landungen mit Ski
Eigentümer und Halter: Air Zermatt AG, 3920 Zermatt
Betriebsstunden im
Unfallzeitpunkt: Zelle: 676 Stunden
Motor: 676 Stunden
Die letzte BAZL-Zustandsprüfung erfolgte am 11. März 1982. Die letzte 200-Stunden-Kontrolle wurde am 27. Juni 1983 bei total 600 Betriebsstunden durchgeführt.

Gewicht und Schwerpunkt: Das maximale Abfluggewicht beträgt 2250 kg; das Gewicht im Unfallzeitpunkt betrug ca 1700 kg.
Bei 3600 m/M und ca 9°C liegt das maximale Gewicht für den Schwebeflug ausserhalb Bodeneffekt bei 1940 kg. Gewicht und Schwerpunkt befanden sich im Unfallzeitpunkt innerhalb der zulässigen Grenzen.

Flugzeitreserve

Der Helikopter wurde am 31. Juli 1983 betankt.

Totaler Tankinhalt vor dem Unfallflug:	200 l
Durchschnittlicher Verbrauch pro Stunde :	ca 160 l
Total Flugzeit Unfallflug:	ca 15 Minuten
Verbrauch in 15 Minuten:	ca 40 l
Benzinreserve im Unfallzeitpunkt:	ca 160 l
Flugzeitreserve im Unfallzeitpunkt:	ca 1 Stunde.

1.7 Wetter

1.7.1 Gemäss Bericht der Meteorologischen Anstalt Genf (Übersetzung aus dem Französischen)

I. Allgemeine Lage:

Tief, das sich gegen Osteuropa und Annäherung einer Kaltfront aus Westen an der Atlantikküste bei Bordeaux um 0000 GMT über den Alpen 24 Stunden später, sommerliches Wetter, schön und sehr heiss in der Schweiz. In der Höhe und gegen Abend Wind aus Süd bis Südwest 25 kt zwischen 2000 und 5000 m/M. Isotherme 0°C auf 4200 m/M.

II. Lokale Wetterlage:

Beobachtungen in Zermatt

	1800 GMT (31.7.83)	0600 GMT (1.8.83)
Wind:	200°/14 kt	030°/4 kt

Sicht:	mehr als 70 km	mehr als 70 km
Wolken/Wetter:	2/8	wolkenlos
Temperatur:	25 ^o C	18 ^o C
Relative Feuchtigkeit:	35%	50%

Im Unfallzeitpunkt dürfte das Wetter am Weisshorn etwa wie folgt gewesen sein:

Wind:	200 ^o /25 kt
Sicht:	ausgezeichnet, mehr als 50 km
Wolken/Wetter:	1-2 Ci auf 6000 m/M
Temperatur:	10 ^o C ungefähr auf 3200 m/M
Relative Feuchtigkeit:	weniger als 50%
Turbulenz:	mässig bis stark
QNH in Genf:	2350 h GMT 1011 mbar

1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

1.9 Funkverkehr

Nicht betroffen.

1.10 Flughafenanlagen

Nicht betroffen.

1.11 Flugdatenschreiber

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.12 Befunde am Wrack

1.12.1 Der Helikopter kollidierte in relativ flacher Fluglage mit dem Gelände. Die Rotorblätter schlugen auf den die Unfall--stelle umgebenden Schneemauern auf. Der Ski des Bugrades wurde in die Kabine eingedrückt und verformte die Kabelhülse des Leistungshebels der Turbine. Dieser kam aus seinem Raster heraus und blieb in halb offener Lage.

Die Sitze des Flughelfers und des Bergführers wurden auf halber Höhe weggerissen. Der Heckrumpf wurde vom vorderen Rumpfteil abgetrennt. Die Turbine lag auf dem Felsboden.

1.12.2 Im einzelnen konnten am Wrack folgende Feststellungen gemacht werden:

Elektrische Bedienungsschalter und -hebel

"Batt"-Schalter:	aus
Alternator:	ein
"Pos. lights/Ext. lights":	aus
Pitot heat:	aus
"Radio controls panel lights":	2/3 an
Alle elektrischen Sicherungen:	ein

"Potmeter"	
Instrumentenbeleuchtung:	voll ein
Schalter "Mission" (Lasthaken):	eingeschaltet
Schalter "Emergency float" (Notschwimmer):	ausgeschaltet
Schalter "W/Wiper pilot" (Scheibenwischer Pilot):	ausgeschaltet
Schalter "W/Wiper Co-Pilot":	ausgeschaltet
Treibstoffdurchlaufhebel (Fuel flow):	halb offen
Treibstoffabstellhebel oder Brandhahn (Fuel shut off):	voll offen
Rotorbremse:	voll gestossen (frei)
Ablassventil (turbinenseitig):	halb offen

1.13 Medizinische Feststellungen

Die Befestigungen der Sitze des Bergführers und Flughelfers hielten der Beanspruchung nicht stand, so dass beide schwere Kopfverletzungen erlitten, denen der Flughelfer erlag.

Der Pilot erlitt Wirbelsäulenverletzungen, da beim Aufschlag grosse senkrechte Verzögerungen aufgetreten sind.

1.14 Feuer

Nach dem Aufschlag brach ein kleiner Brand aus, der vom Piloten sofort mit Schnee glöscht wurde.

1.15 Ueberlebenschancen

Die Ausgangslage war so schwierig und die Beschaffenheit der Aufschlagstelle so prekär, dass es eine Glückssache war, dass der Pilot und der Bergführer diesen Unfall überlebten.

Kein Besatzungsmitglied trug einen Schutzhelm, was die Ueberlebenschancen erheblich verminderte.

1.16 Besondere Untersuchungen

Turbine

Die Turbine wurde beim Hersteller einer speziellen Untersuchung unterzogen. Es konnten keine Anhaltspunkte für technische Störungen und vorbestandene Mängel, die den Unfall hätten verursachen können, festgestellt werden.

Eine weitere Untersuchung des "Exhaust & Oil Engine-Temperaturindicator" ergab, dass im Unfallzeitpunkt eine Oel-Temperaturanzeige von ca 32°C angezeigt wurde.

Rotor & Turbinen-Drehzahlindicator

Auf dem Zifferblatt dieses Instrumentes konnte man eine Beschädigung feststellen, die vom Gegengewicht des kleinen Zeigers beim Aufschlag verursacht worden ist.

Daraus ergibt sich eine Rotor-Drehzahlanzeige von ca 162 RPM.

Kontroll-Lämpchen

Es konnte weiter eruiert werden, dass die "Gyro Instr."-Lampe beim Aufprall unter Spannung stand.

Das gleiche konnte für den Treibstoffdruck, die rote Mehrzwecklampe, die "Engine oil press" Kontrolllampen nachgewiesen werden.

Suchscheinwerfer

Eine Untersuchung der Xenon-Lampe des Suchscheinwerfers ergab, dass diese beim Aufprall heiss war. Dies zeigt, dass die Lampe im Aufprallzeitpunkt entweder unter Spannung stand oder kurz vor dem Aufprall gelöscht wurde.

Verschiedenes

Am 30. April 1982 machte die HB-XMZ eine harte Landung. Die Turbine wurde beim Hersteller einer Revision unterzogen. Nach Absprache mit dem Eigentümer wurde beschlossen, dass diese Turbine mit einem Kraftstoffdurchsatzbegrenzer ausgerüstet wird. Dieser Begrenzer dient dazu, dass, wenn ein Pilot zuviel Leistung von der Turbine verlangt, der Kompressor nicht zu pumpen anfängt oder eine Ueberhitzung auslöst. Wenn im Kraftstoffdurchsatzbegrenzer der maximale Kraftstoffdurchlass erreicht wird, leuchtet eine rote Alarmlampe auf dem Armaturenbrett auf. Aus Beilage 3 geht hervor, dass sich der Abstand zwischen erforderlichlichem und zulässigem Kraftstoffdurchsatz u.a. durch zunehmende Höhe vermindert.

Diese Aenderung an der Turbine wurde laut "Bulletin Service No 73.283 0070" (Beilage 3) im Unterhaltshandbuch ASTAZOU XIV eingetragen und im Ersatzteilkatalog der ASTAZOU XIV B-F. Es wurde kein spezieller Vermerk im Flughandbuch gemacht.

2. BEURTEILUNG

Der Pilot konnte den Aufschlag nicht vermeiden, da der Hauptrotor zuviel Touren verloren hatte.

Nachtflüge im Gebirge mit einmotorigen Helikoptern sind allgemein mit gewissen Risiken verbunden. Im vorliegenden Fall können die folgenden Faktoren eine Rolle gespielt haben:

- der Pilot besass eine für diese Art Einsatz zu geringe Nachtflugerfahrung
- der Pilot wurde nie bei einem Nachteinsatz mit Grossscheinwerfer eingewiesen.

Der Gebrauch des Grossscheinwerfers kann zu einem so starken Blenden des Piloten führen, dass die notwendige Sicherheit zur Durchführung des Fluges nicht mehr gewährleistet ist.

Die kurze Diskussion zwischen dem Piloten und dem Flughelfer.

vor dem Flug und während des Ueberfluges nach Randa betr. die anzuwendende Flugtaktik liess keine ausreichende Koordination zu. Die im Helikopter geführten Diskussionen und daraus entstandenen Meinungsverschiedenheiten können für den Piloten nervenbelastend gewesen sein.

Der Helikopter HB-XMZ wurde im Anschluss an einen früheren Unfall repariert und die Turbine dem Hersteller gesandt. Bei dieser Reparatur wurde, nach Rücksprache mit der Air-Zermatt, die Turbine mit einem Kraftstoff-Durchsatzbegrenzer ausgerüstet. Die Folge davon war, dass jedesmal, wenn der maximale Kraftstoffdurchlass erreicht war, eine Alarmlampe am Armaturenbrett aufleuchtete. Die Piloten der Firma hatten jedoch keine Kenntnis von diesem Einbau, obwohl diese Tatsache für sie beim Aufleuchten der Alarmlampe eine zusätzliche Analyse der Störungsursache verlangt hätte.

Im Flughandbuch des Helikopters wurde dies auch nicht eingetragen. Erst am 28. Februar 1984, d.h. 6 Monate nach dem Unfall schickte der Hersteller einen "Lettre de service" (Beilage 3), in dem er diese zusätzliche Funktion erläuterte.

Zuvor hatten sich die Piloten der Firma mehrmals über den Grund des Aufleuchtens dieser Alarmlampe erkundigt, ohne dass man ihnen aber dafür eine Erklärung geben konnte.

Zudem ist es unverständlich, dass eine Alarmlampe drei verschiedene Arten von Ausfällen anzeigt (siehe Flughandbuch und Beilage 3), deren Gegenmassnahmen innert kürzester Zeit unterschiedliche Reaktionen vom Piloten verlangen.

Ob die Turbine ausfiel, konnte nicht ermittelt werden. Fest steht, dass der Helikopter nach dem Abfangmanöver zuerst mit dem Heckteil am Boden aufschlug. Bei einem zweiten härteren Aufschlag auf dem Gletscher war die Turbine höchstwahrscheinlich bereits am Auslaufen, da alle Kontroll- und Alarmlampen aufleuchteten.

Es ist wahrscheinlich, dass die Alarmlampe erstmals während des Schwebefluges an der Felswand durch das Erreichen der maximalen Leistung der Turbine und durch das Ansprechen des Kraftstoffdurchsatzbegrenzers ausgelöst wurde. Anschliessend hat der Pilot die Leistung offenbar zuwenig reduziert, so dass die Drehzahl des Hauptrotors abfiel. Es ist zu erwähnen, dass es dem Piloten unter den gegebenen Umständen (Nacht, Felsnähe etc) praktisch nicht möglich war, die Lage so zu beurteilen, dass er den Grund für das Aufleuchten der Alarmlampe hätte eruieren und so die entsprechenden Massnahmen hätte treffen können.

Letztlich wäre es von Vorteil, wenn der Pilot über einen Schalter am Knüppel oder am Kollektivhebel verfügen würde, der es ihm erlaubt, das Gross-Scheinwerferlicht zu löschen oder wegzudrehen.

3. SCHLUSSFOLGERUNGEN

3.1 Befunde

- Der Pilot besass einen gültigen Führerausweis und war berechtigt, den vorgesehenen Flug durchzuführen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten während des Unfallfluges vor.
- Der Helikopter war zum Verkehr VFR zugelassen. Die Untersuchung ergab keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall hätten begünstigen oder verursachen können.
- Gewicht und Schwerpunkt lagen innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Die Insassen des Helikopters trugen keine Schutzhelme.

3.2 Ursache

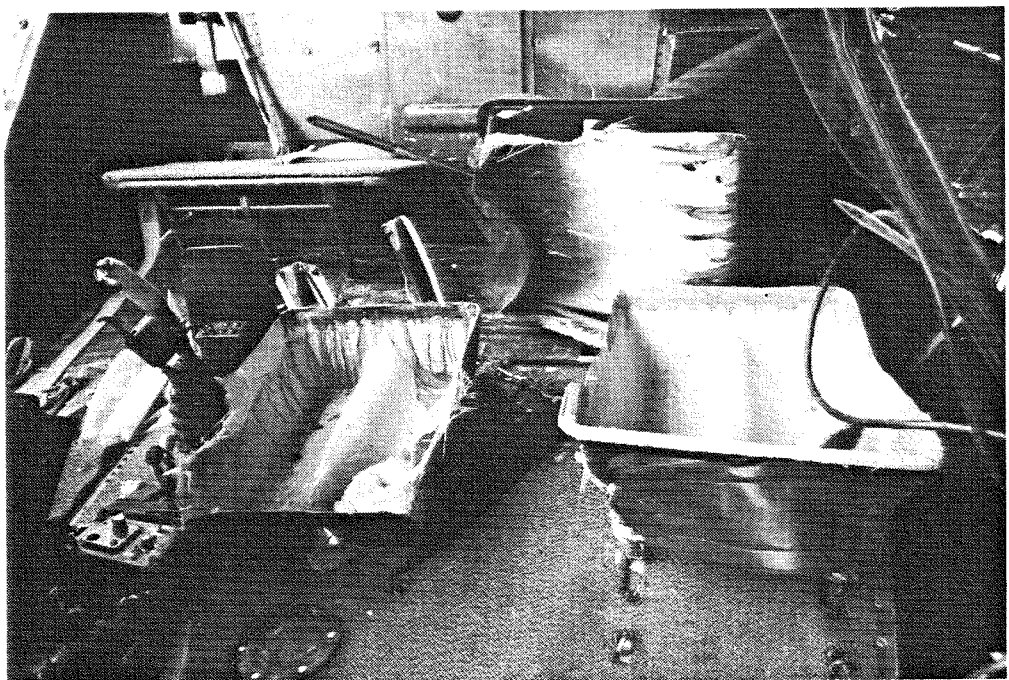
Der Unfall ist sehr wahrscheinlich darauf zurückzuführen, dass der Pilot durch übermässigen Turbinenleistungsbedarf einen Abfall der Rotordrehzahl bewirkt hat, die wegen zu geringer Flughöhe nicht mehr aufgebaut werden konnte.

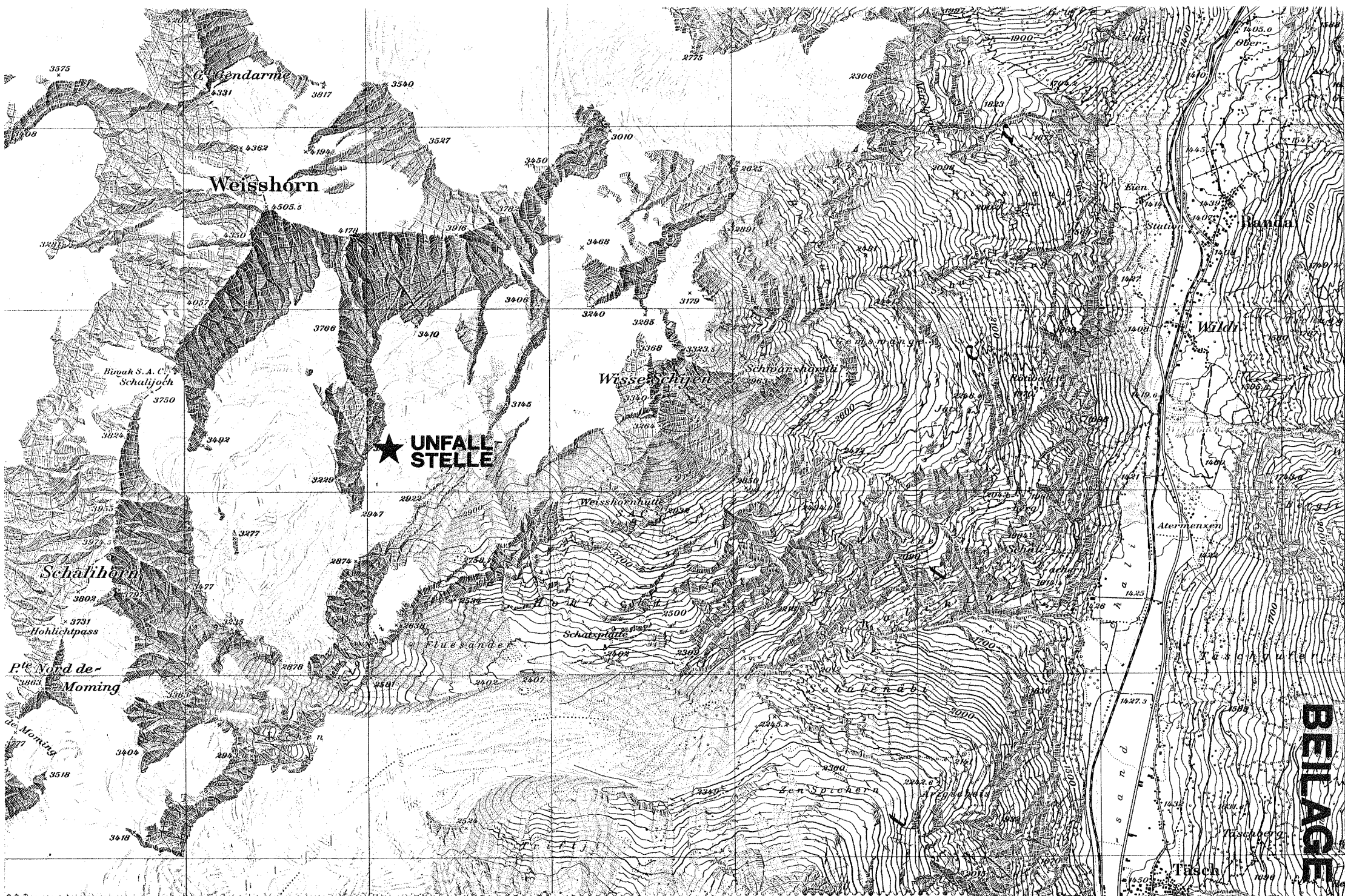
Zum Eintritt des Unfalles können beigetragen haben:

- Kleine Flugerfahrung des Piloten bei Flügen bei Nacht mit dem Grossscheinwerfer
- Fehlende Hinweise im Flughandbuch über Notverfahren nach dem Einbau des Kraftstoffdurchsatzbegrenzers
- Unzweckmässiges Alarmsystem im Helikopter.

Bern, 5. Juli 1985

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





BEILAGE 2



Societe Nationale Industrielle
aerospatiale

DIRECTION APRES VENTE

DIVISION HELICOPTERES

DIFFUSION/ISSUE
AUSGABE/PUBLICATION

Q R

ETABLISSEMENT DE MARIGNANE
B.P. 13 - 13725 MARIGNANE CEDEX - FRANCE
TELEPHONE : (42) 89.90.22

TELEGRAMME
AEROSPATIALE - MARIGNANE

TELEX : AISPA 410 975 F

R.C. SALON 57 B 64
AIX 57 B 119

SIRET 572 094 514 00351
APE 3301

29. März 1984

Lettre-Service

Nr 592 - 77 - 84

V/Réf.

N/Réf.

MARIGNANE, le 28 Février 1984

BETR. : Hubschrauber des Musters SA 319 - alle Baureihen.
TRIEBWERKSKONTROLLE : Flugführung.

Sehr geehrte Herren,

wir sind der Ansicht, dass es nützlich ist, Ihnen zur Information Ihrer Besatzungen ein von unserem Ausbildungszentrum erstelltes Dokument zu überreichen, das die Nutzung der thermischen Maximalleistung des Triebwerks ASTAZOU XIV betrifft, das auf dem Hubschrauber Alouette SA 319 eingebaut ist.

Eine gründliche Kenntnis der Funktionsprinzipien und die Beachtung der nachstehend wiederholten Betriebsregeln hätten zur Vermeidung einiger Zwischenfälle beigetragen, die uns in letzter Zeit für dieses Baumuster gemeldet wurden.

ANMERKUNG :

Es ist angebracht, hier daran zu erinnern, dass es sich bei dem "Kraftstoffdurchsatzbegrenzer", wie er in der Änderung AB71/M75 definiert ist, um eine Wahlausrüstung des Triebwerks ASTAZOU XIV, B und F, handelt, mit dem der Hubschrauber Alouette SA 319 ausgerüstet ist.

Mit freundlichen Grüßen.

J. Mestrano

G. Raschiero

Anlage : 5

29. März 1984

NUTZUNG DER THERMISCHEN MAXIMALLEISTUNG DES TRIEBWERKS ASTAZOU XIVAUF DEM HUBSCHRAUBER ALOUETTE 319*

Eine Besonderheit der Kraftstoffregelung des Triebwerks ASTAZOU XIV ist es, auf übermässige Leistungsforderungen oder zu schnelle Erhöhungen der Drehzahl zu reagieren und dadurch dem Triebwerk endgültige und schwerwiegende Auswirkungen zu vermeiden, die bei Überhitzung oder Pumpen auftreten könnten.

Diese Notiz beabsichtigt, dem wissbegierigen Piloten das "Wie" zu erklären (und das ist nicht sehr einfach), während die Korrektur elementar und einfach ist.

- Wenn die Leuchte ALARM aufleuchtet, ist es vorgeschrieben und unerlässlich, die Betätigung des kollektiven Blattverstellhebels und/oder den Druck auf das rechte Pedal progressiv zu vermindern bis diese Leuchte erlischt, was im allgemeinen in der darauffolgenden Sekunde geschieht.

Das Aufleuchten dieser Warnleuchte kann bis auf etwaige Pannen nur durch eine Leistungsforderung erreicht werden, die in INA um etwa 20 % über dem beim Start zugelassenen maximalen Drehmoment liegt. Diese Sicherheitsspanne fällt mit steigender Höhe bzw. Temperatur.

1. STABILISIRTER BETRIEB

An einem Hubschrauber mit einem Einwellentriebwerk (der Gasgenerator und die Turbinen sind kraftschlüssig auf derselben Welle angeordnet) sind die Drehzahlen des Rotors und des Triebwerks voneinander abhängig im Rahmen des Getriebe-Untersetzungsverhältnisses, z.B. 43 000 U/min für das Triebwerk und 358 U/min für den Hauptrotor.

Jede Änderung der Triebwerksdrehzahl, die auf eine Änderung der Leistungsforderung zurückzuführen ist und vom Reglersystem detektiert wird, hat eine Änderung des Kraftstoffdurchsatzes zur Folge, die darauf hinzielt, die Rotordrehzahl konstant zu halten. Die mehr oder weniger grosse Kraftstoffmenge, die in einer ungefähr konstant bleibenden Luftmasse verbrannt wird (konstante Drehzahl der Verdichter), wird die verfügbare Leistung beeinflussen. Die Temperatur t_4 wird den Kraftstoffänderungen in derselben Richtung folgen.

2. STABILISIRTER BETRIEB BEI MAXIMALLEISTUNG

Wenn das Triebwerk mit der maximal nutzbaren thermischen Leistung arbeitet, ist die Gastemperatur in der Brennkammer, auch t_3 genannt, die höchste, die dort ohne Schäden ertragen werden kann. Diese t_3 ist die maximal zugelassene Temperatur. Sie kann nur bei hohen Aussentemperaturen bzw. Druckhöhen erreicht werden.

Das Instrument, das es ermöglicht, diesen Grenzwert zu beachten, ist der t_4 -Temperaturanzeiger, obwohl die Messung nach der Gasleistungsentnahme durch die Turbinenstufen erfolgt (bei Einwellentriebwerken), also einen Wert ermittelt, der um mehrere hundert Grad unter der t_3 -Temperatur liegt ($T_4 \text{ max.} = 550^\circ \text{C}$).

Der maximale Kraftstoffdurchsatz müsste derart eingestellt werden, dass diese t_4 -Temperatur nicht überschritten wird, zum Beispiel in Meereshöhe. (In Wirklichkeit wird die mechanische Leistungsgrenze in niedriger Höhe und in Normalatmosphäre stets vor der thermischen Leistungsgrenze eintreten). Aber mit dem Steigen des Hubschraubers wird der Kraftstoffdurchsatz, der zum Erreichen der Maximaltemperatur erforderlich ist, im umgekehrten Verhältnis abnehmen :

- Da der Luftdruck geringer wird als in Meereshöhe, werden die Verdichter (die mit konstanter Drehzahl laufen) eine geringere Luftmenge in die Brennkammer fördern. Folglich muss man weniger Kraftstoff verbrennen, um eine geringere Luftmenge auf dieselbe Temperatur zu bringen.

Eine Vorrichtung, "Kraftstoffdurchsatzbegrenzer" genannt, wird den Luftdruck nach einer Verdichterstufe messen (dieser Wert stellt die vom Triebwerk angesaugte Luftmenge dar) und dementsprechend den maximalen Kraftstoffdurchsatz definieren, der in das Triebwerk eingespritzt werden kann. Auf diese Art und Weise wird die Beachtung der im Verhältnis zur Höhe zulässigen Grenztemperatur erreicht.

Jedesmal, wenn der Durchsatzbegrenzer eingreift, leuchtet an der Pannentafel ein Warnfeld ALARM auf, um die Aufmerksamkeit des Piloten zu erwecken ; dieses Feld erlischt, sobald kein Eingriff mehr nötig ist.

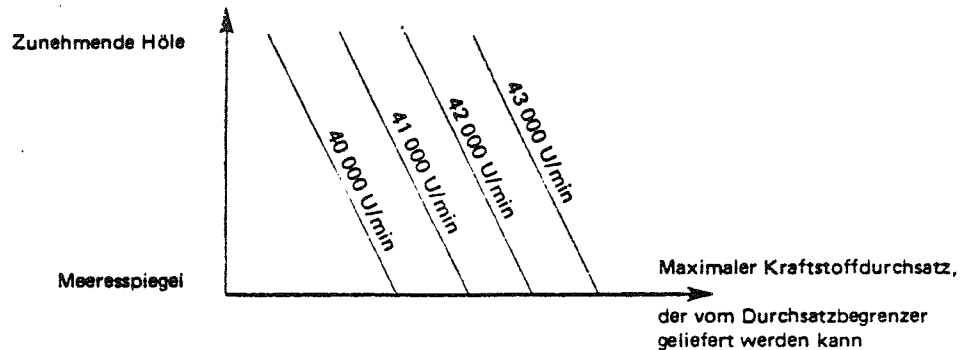
Während des Arbeitens des Durchsatzbegrenzers ist die thermische Belastung etwa konstant.

Wenn das Triebwerk langsamer als seine Nenndrehzahl (43 000 U/min) laufen sollte, (zufällige Drift oder Alterung), dann würde der Durchsatzregler wie auf eine Erhöhung der Höhe reagieren, da die Verminderung der Drehzahl eine Druckverminderung am Austritt der Verdichter verursachen würde, wodurch die Grenze für den Kraftstoffdurchsatz früher auftritt.

*ANMERKUNG : Eine sehr ähnliche Vorrichtung existiert auch auf den Hubschraubern Dauphin SA 360, Twk. Astazou XVIII und Gazelle SA 342 - Twk. Astazou XIV - H.U.M, die mit dem Durchsatzbegrenzer AB71/M75 ausgerüstet sind.

Wenn die Umgebungstemperatur steigt, wirkt der Durchsatzbegrenzer wie im vorstehenden Fall, da die Luftdichte im Fallen den Förderdruck des Verdichters absenkt.

Der Verlauf des maximalen Kraftstoffdurchsatzes gegenüber der Höhe und der Triebwerksdrehzahl könnte wie folgt dargestellt werden :



Wenn der maximale Kraftstoffdurchsatz nicht begrenzt wäre, dann könnte eine übermäßige Erhöhung der geforderten Leistung zu zwei extremen Betriebsfällen führen, die eine schnelle Verschlechterung der Leistung nach sich ziehen würden : Auftreten des Pump-Phänomens der Verdichter, oder, Zerstörung der Turbinenräder durch Überhitzung (übermäßige Verlängerung der Turbinenschaufeln durch Kriechen) und totaler Leistungsverlust.

3. BETRIEB BEI SICH ÄNDERNDER DREHZAHL IN DER NÄHE DER MAXIMALLEISTUNG

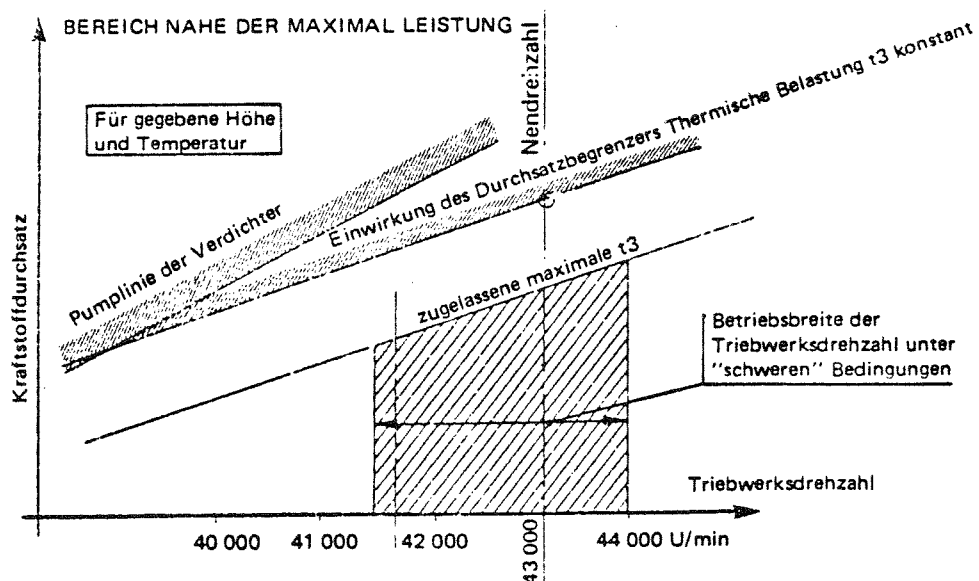
Das Pump-Phänomen bei sich ändernder Drehzahl wird desto deutlicher, je mehr die folgenden Bedingungen zusammenfallen :

- a) schnelle und bedeutende Leistungsforderung (z.B. von 10 auf 100 % in 1 Sekunde), was :
- b) eine wesantliches Fallen der Drehzahl hervorruft (z.B. 43 000 U/min. auf 41 500 U/min. ; diese Umstände werden dann :
- c) das Eindringen einer grossen Kraftstoffmenge in die Brennkammer zur Folge haben.

Die Phasen a) und b), die beispielsweise durch eine zu grosse und brutale Erhöhung des Blattwinkels hervorgerufen wurden, werden keine nachteiligen Folgen haben, wenn der während der Phase c) eingreifende Durchsatzregler genau die Kraftstoffmenge liefert, die ohne Schaden verbrennen kann, d.h. ohne die "Pump-Linie" der Verdichter zu erreichen.

Diese Pumplinie, die hier gegenüber der Triebwerksdrehzahl dargestellt ist, definiert die obere Betriebsgrenze des Triebwerks, die erreichbar ist. Oberhalb dieser Linie tritt unweigerlich ein Pumpen ein.

Aus dem folgenden Diagramm ist ersichtlich, dass der normale Betriebsbereich des Triebwerks weder die Pumplinie noch die Kraftstoffdurchsatzgrenze berührt (schraffiertes Rechteck).



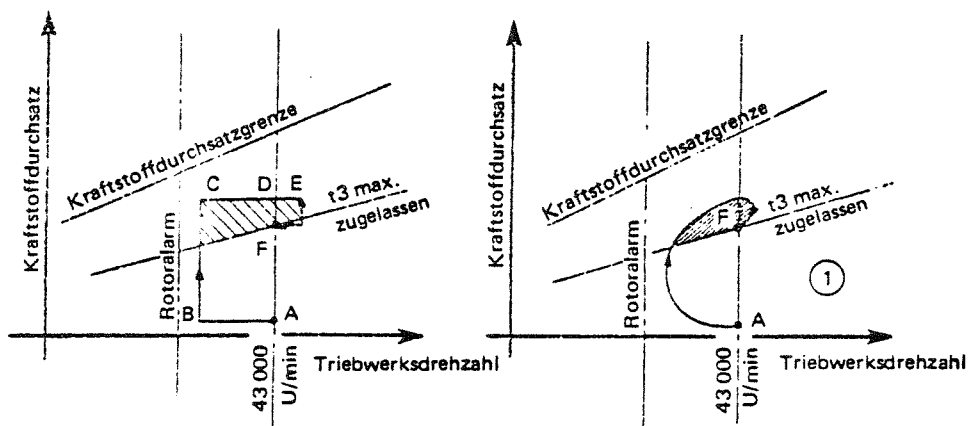
Mit Hilfe dieses Diagramms untersuchen wir nun 3 Fälle von Leistungsforderungen :

1) Schneller Anstieg der Leistung ohne Überschreitung der Durchsatzgrenze :

Das Triebwerk arbeitet unter den stabilisierten Bedingungen des Falles A.

Der Pilot erhöht den Blattwinkel und die Drehzahl fängt an abzufallen (A-B) ; der Regler erhöht den Kraftstoffdurchsatz (B-C) ; die Drehzahl steigt folglich an (C-D) und übersteigt selbst kurz die Nenndrehzahl (D-E) bevor sie wieder durch Durchsatzverminderung zurückgeht (E-F) und sich stabilisiert (F-G)

Da diese Evolution verknüpft und nicht in Einzelstufen zerlegt ist, wird die Schleife (1) des Diagramms erhalten, die nicht den Einsatzbereich des Durchsatzbegrenzers berührt.



2) Schnelle leistungserhöhung mit Eingriff des Durchsatzbegrenzers.

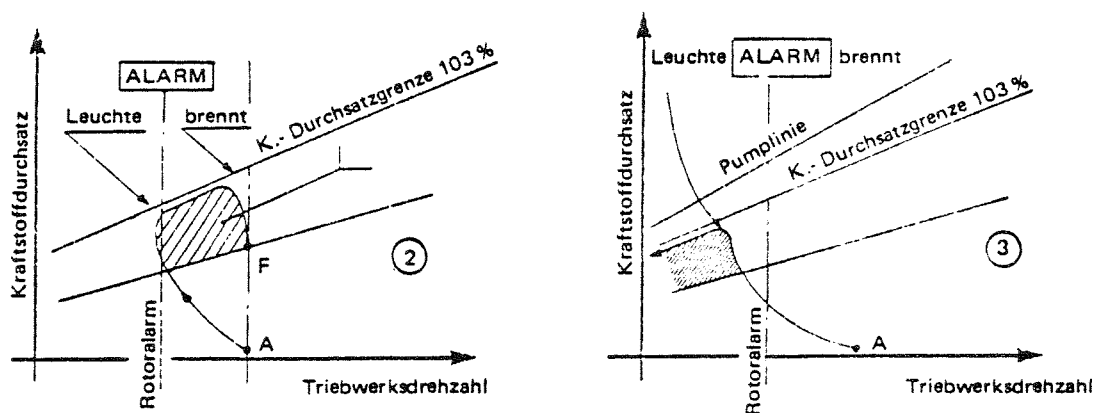
Der Abfall der Triebwerksdrehzahl war brutaler als vorher, wodurch der Kraftstoffdurchsatz anstieg ; dieser Anstieg wird vom Durchsatzbegrenzer eingeschränkt.

Die Leuchte "ALARM" geht während des Einwirkens des Durchsatzbegrenzers an und zieht die Aufmerksamkeit des Piloten darauf hin.

Dieser Anstieg des Kraftstoffdurchsatzes, wenn auch beschränkt, kann ausreichen, um den Rotor bis zur Nenndrehzahl zu beschleunigen und die Alarmleuchte auszulöschen (siehe Abb. 2).

Sobald die Leuchte "ALARM" aufleuchtet, muss sich der Pilot unverzüglich vergewissern, dass die Rotordrehzahl zügig ansteigt. Sollte das nicht der Fall sein, dann muss er ohne Zögern die verlangte Leistung herabsetzen (Blattstellhebel und Seitensteuerpedale) (siehe Abb. 2).

Wenn nämlich die verlangte Leistung über der vom Triebwerk lieferbaren Leistung liegt (z.B. bei einem Blattwinkel jenseits des elastischen Anschlags und bedeutendes Eindrücken des rechten Steuerpedals), dann könnte die Drehzahl des Triebwerks im günstigsten Falle auf demselben Wert bleiben oder auch weiter abfallen. Wenn also der Pilot den Abfall der Triebwerksdrehzahl nicht beachtet und diese noch weiter fällt, wird sie zum Pumpen führen und einen totalen Leistungsverlust des Triebwerks hervorrufen (Abb. 3). Daher muss der Pilot beim Aufleuchten der Leuchte "ALARM" des Durchsatzbegrenzers sehr aufmerksam sein und sofort eingreifen.



3) Auswirkungen von Höhe und Temperatur

Bei maximaler Triebwerksleistung vermindert sich der Abstand zwischen dem erforderlichen und dem zulässigen Kraftstoffdurchsatz :

- wenn die Höhe grösser wird
- oder
- wenn die Lufttemperatur steigt.

In einer Luft, die immer dünner wird, braucht man immer weniger Kraftstoff, um die Brennkammer-Temperatur t_3 um einen gleichen Wert zu erhöhen. Der Pilot nähert sich also der Triebwerksgrenze für eine kleinere Änderung der geforderten Leistung.

Die Triebwerks-Betriebsgrenzen müssen dann genauer beachtet werden, genau so wie Leistungsforderungen in grösserer Höhe und bei warmem Wetter. Es ist eine zu empfehlende Gewohnheit, diese Betrachtungen selbst in geringer Höhe nicht zu vergessen.

SCHLUSSFOLGERUNGEN :

Der Durchsatzbegrenzer greift nicht ein, um die verfügbare Leistung zu vermindern, sondern um sofortige schädliche Folgen wie einen teilweisen oder totalen Ausfall des überhitzten oder pumpenden Triebwerks zu vermeiden.

Wie bei Triebwerken mit Freiwellenturbine zieht ein Verlust der Drehzahl des Einwellentriebwerks ASTAZOU XIV, welche die Folge einer unzulässig grossen Leistungsforderung ist, einen Abfall der Rotordrehzahl nach sich. Im Falle des Hubschraubers SA 319 Alouette wird der Pilot durch :

- ein Überschreiten des elastischen Anschlags (wenn dieser im Verhältnis zur Umgebungstemperatur richtig eingestellt ist)
- und

- durch das Aufleuchten der Leuchte "ALARM".

voll darüber informiert, dass er dem Triebwerk eine zu hohe Leistung abverlangt.

Es ist noch nicht zu spät, den kollektiven Blattwinkel zu vermindern oder das rechte Seitensteuerpedal zurückzunehmen.

ABER JEDES WARTEN VERSCHLIMMERT DIE LAGE !

Ein Unfall wäre die Schuld des Piloten

22. Mai 1984

DIRECTION APRES VENTE



Société Nationale Industrielle
aerospatiale

DIVISION HELICOPTERES

ETABLISSEMENT DE MARIGNANE
B.P. 13 - 13725 MARIGNANE CEDEX - FRANCE
TELEPHONE : (42) 89.90.22
TELEGRAMME
AEROSPATIALE - MARIGNANE
TELEX : AISPA 410 975 F
R.C. SALON 57 B 64
AIX 57 B 119
SIRET 572 094 514 00351
APE 3301

DIFFUSION/ISSUE
AUSGABE/PUBLICATION



Lettre-Service

Nr 592 - 77 - 84

V/Réf.

N/Réf.

~~28 Février 1984~~

MARIGNANE, le 20.04.84

BETR. : Hubschrauber des Musters SA 319 - alle Baureihen.
TRIEBWERKSKONTROLLE : Flugführung.

Sehr geehrte Herren,

wir sind der Ansicht, dass es nützlich ist, Ihnen zur Information Ihrer Besatzungen ein von unserem Ausbildungszentrum erstelltes Dokument zu überreichen, das die Nutzung der thermischen Maximalleistung des Triebwerks ASTAZOU XIV betrifft, das auf dem Hubschrauber Alouette SA 319 eingebaut ist.

Eine gründliche Kenntnis der Funktionsprinzipien und die Beachtung der nachstehend wiederholten Betriebsregeln hätten zur Vermeidung einiger Zwischenfälle beigetragen, die uns in letzter Zeit für dieses Baumuster gemeldet wurden.

ANMERKUNG

Es ist anzubringen, hier daran zu erinnern, dass es sich bei dem "Kraftstoffdurchsatzbegrenzer", wie er in der Änderung AB71/M75 definiert ist, um eine Wahlausrüstung des Triebwerks ASTAZOU XIV, B und F, handelt, mit dem der Hubschrauber Alouette SA 319 ausgerüstet ist.

Mit freundlichen Grüßen.

J. Mestrano

G. Raschiero

Anlage : 5

LETTRE-SERVICE Nr 592-77-84

In einer Luft, die immer dünner wird, braucht man immer weniger Kraftstoff, um die Brennkammer-Temperatur t_3 um einen gleichen Wert zu erhöhen. Der Pilot nähert sich also der Triebwerksgrenze für eine kleinere Änderung der geforderten Leistung.

Die Triebwerks-Betriebsgrenzen müssen dann genauer beachtet werden, genau so wie Leistungsforderungen in grösserer Höhe und bei warmem Wetter. Es ist eine zu empfehlende Gewohnheit, diese Betrachtungen selbst in geringer Höhe nicht zu vergessen.

SCHLUSSFOLGERUNGEN :

Der Durchsatzbegrenzer greift nicht ein, um die verfügbare Leistung zu vermindern, sondern um sofortige schädliche Folgen wie einen teilweisen oder totalen Ausfall des überhitzten oder pumpenden Triebwerks zu vermeiden.

Wie bei Triebwerken mit Freiwellenturbine zieht ein Verlust der Drehzahl des Einwellentriebwerks ASTAZOU XIV, welche die Folge einer unzulässig grossen Leistungsforderung ist, einen Abfall der Rotordrehzahl nach sich. Im Falle des Hubschraubers SA 319 Alouette wird der Pilot durch :

- das Überschreiten des durch das Blattwinkelgesetz zugelassenen kollektiven Blattwinkels.
- durch das Aufleuchten der Leuchte "ALARM".

voll darüber informiert, dass er dem Triebwerk eine zu hohe Leistung abverlangt.

Es ist noch nicht zu spät, den kollektiven Blattwinkel zu vermindern oder das rechte Seitensteuerpedal zurückzunehmen.

ABER JEDES WARTEN VERSCHLIMMERT DIE LAGE !

Ein Unfall wäre die Schuld des Piloten