



Schlussbericht des Büros für Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Helikopters SA-319B "Alouette III", HB-XOL

vom 3. Mai 1994

am Schwarztor (Gde. Zermatt)/VS

SCHLUSSBERICHT

DIESER BERICHT WURDE AUSSCHLISSLICH ZUM ZWECKE DER UNFALLVERHÜTUNG ERSTELLT.
DIE RECHTLICHE WÜRDIGUNG DER UMSTÄNDE UND URSACHEN VON FLUGUNFÄLLEN IST NICHT SACHE DER
FLUGUNFALLUNTERSUCHUNG
(ART. 24 DES LUFTFAHRTGESETZES)

LUFTFAHRZEUG Helikopter SA-319B "Alouette III" HB-XOL

HALTER Air Zermatt AG, Postfach, 3920 Zermatt

EIGENTÜMER Air Zermatt AG, Postfach, 3920 Zermatt

PILOT Schweizerbürger, Jahrgang 1970

AUSWEIS Führerausweis für Berufspiloten (Kat. Hubschrauber)

FLUGSTUNDEN Insgesamt 1'369 während der letzten 90 Tage 141
mit dem Unfallmuster 247 während der letzten 90 Tage 19

ORT Schwarztor (Gde. Zermatt)/VS

KOORDINATEN 626 450 / 086 400 **HOEHE** ca. 3'850 m/M

DATUM UND ZEIT 3. Mai 1994, ca. 1445 Uhr Lokalzeit (UTC + 2)

BETRIEBSART Rettungseinsatz

FLUGPHASE Windeneinsatz (Schwebeflug ausserhalb von Bodeneffekt)

UNFALLART Leistungsverlust auf ca. 12 m/G

PERSONENSCHADEN

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	---	---	---
Leicht oder nicht verletzt	3	1*	

* = Es handelt sich um eine bereits vor dem Helikopterunfall erheblich verletzte Person an der Rettungswinde

SCHADEN AM LUFTFAHRZEUG Stark beschädigt

SACHSCHADEN DRITTER ---

FLUGVERLAUF

Eine bei einem Bergunfall verunfallte Frau wurde beim Absturz im Hochgebirge lebensgefährlich verletzt und benötigte dringend medizinische Hilfe.

Die Besatzung bestehend aus einem Pilot, Arzt und Flughelfer startete wenige Minuten nach der Alarmierung, mit einem Rettungshelikopter auf der Basis in Zermatt. Sie holten beim Zollhaus den Rettungsobmann ab und flogen direkt zur Unfallstelle (Pollux, Monte Rosa Gebiet). Der Arzt und der Rettungsobmann wurden bei der Unfallstelle aus dem schwebenden Helikopter abgesetzt. Der Pilot setzte den Helikopter wenige Meter von der Unfallstelle entfernt im Schwarztorsattel ab und begab sich zu Fuss mit dem Flughelfer ebenfalls zur Unfallstelle.

Nach der medizinischen Erstversorgung wurde die Verunfallte in einen Bergungssack mit Vacuummatratze verpackt. Die Verunfallte konnte an der Unfallstelle weder mit einem Schwebeverlad noch mit einem Windeneinsatz direkt in die Kabine des Helikopters gebracht werden. Die Frau musste mittels Windeneinsatz zu einem Zwischenlandeplatz geflogen werden. Als sie transportfähig gemacht worden war, begaben sich der Pilot und der Flughelfer zurück zum Helikopter. Die Besatzung fasste vor dem Start den Entschluss, dass im Anflug das Windenseil am Helikopter auf ca. 10 m ausgefahren werden sollte. Der Rettungsobmann sollte anschliessend die Struppen der horizontal hängenden Vacuummatratze und den Brustgurt des Arztes am Windenhaken einhängen, damit sich der Arzt während der Windenaktion ganz der Beatmung der Verunfallten widmen könne. Die Verunfallte und der Arzt sollten als Aussenlast zu der ca. 150 m entfernten vorbereiteten Trage im Schwarztorsattel geflogen werden. Der Anflug mit nördlichem Kurs, das Ausfahren des Windenseiles auf ca. 10 m/G und das Positionieren des Helikopters über den zu Bergenden wie auch das Einhängen der Struppen und des Brustgurtes in den Windenhaken verliefen problemlos. Als der Pilot den kollektiven Blattverstellhebel (pitch) langsam hochzog, spannte sich das Windenseil und die Verunfallte wurde vom Boden abgehoben. Als der Bergungssack ca. 50 - 70 cm über Grund war und der Arzt mit den Füßen nur noch zum Teil Bodenberührung hatte, stellte der Rettungsobmann überraschend fest, dass sich die Verunfallte und der Arzt talwärts versetzten und wieder in Bodenkontakt gerieten. Gleichzeitig hörten der Rettungsobmann und ein anwesender Bergführer ein pistolenschussartiges Knattern aus dem Triebwerk. Der Pilot seinerseits stellte während dem Anziehen der Verunfallten und des Arztes fest, dass er die Höhe mit dem Helikopter nicht halten konnte. Innert kürzester Zeit ging er in den Sinkflug über. Im Lastenspiegel bemerkte der Pilot, wie der Bergungssack und der Arzt seitlich über den Abhang abrutschten. Zu diesem Zeitpunkt will der Pilot am Computer einen Pitchwert von 3'500 bis 4'000 m abgelesen haben. Zudem stellte der Pilot fest, dass die rote W-Alarmlampe aufleuchtete. Obwohl sich der Helikopter seitlich nach links versetzte, näherte er sich immer mehr dem Boden. Der Helikopter zog dabei die Verunfallte und den Arzt, die beide noch am Windenhaken eingehängt waren, ca. 20 m über das abfallende Schneefeld. Als der Helikopter in Bodennähe kam, zog der Pilot den "pitch" voll durch. Der Helikopter schlug auf das Fahrwerk auf. Danach rutschte er weiter nach links ab, kippte auf die linke Seite um und wurde stark beschädigt. Die Verunfallte und der Arzt kamen leicht oberhalb des Helikopters zum Stillstand.

Beim Unfall wurde kein Besatzungsmitglied verletzt. Die Frau im Bergungssack erlitt gemäss Aussagen des Arztes keine zusätzlichen Verletzungen.

Der Helikopter wurde stark beschädigt.

BEFUNDE

- **Der Pilot** war im Besitz der notwendigen Ausweise und Berechtigungen.

Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten vor.

Der Pilot hat vor dem Start am Schwarztor zum Windeneinsatz den Ablauf der Bergungsaktion mit der Besatzung besprochen, eine Leistungsberechnung mit dem Bordcomputer vorgenommen und will die Leistungserhöhung am Triebwerk während der Bergungsaktion mit dem "pitch" stets sehr sachte vorgenommen haben. Während der Bergungsaktion hat der Pilot kein abnormales Geräusch vom Triebwerk wahrgenommen.

Der Pilot hat ausreichende Erfahrung mit der SA-319B.

- **Der Flughelfer** war beim Unfallflug auch Windenoperator und ist seit mehreren Jahren beim Helikopterunternehmen tätig und führte während dieser Zeit einige hundert Windeneinsätze durch. Vor den Windenaktionen vergewisserte er sich über den ausgeschalteten Betriebszustand der Heizungsanlage. Auf Verlangen des Piloten fuhr der Flughelfer beim Unfallflug das Windenseil beim Anflug des Helikopters ca. 10 m aus und bediente dieses später nicht mehr. Das Abheben der Verunfallten und des Arztes vom Boden erfolgte mit dem Helikopter, d.h. wurde durch den Piloten eingeleitet.
- **Der Arzt** führte bei diesem Einsatz den ersten Windeneinsatz in der Praxis durch. Laut seinen Angaben wurde er beim Windeneinsatz nur für wenige Sekundenbruchteile vom Boden abgehoben, ehe er mit den Füßen wieder Bodenberührung bekam. Der Arzt und die Verunfallte im Bergungssack sollen vom Helikopter sanft vom und zum Boden abgehoben bzw. abgesetzt worden sein.
- **Die Patientin (Verunfallte Frau) an der Rettungswinde;** Gemäss Aussagen des Arztes hatte die Frau beim Absturz (Bergunfall) von ca. 200 m über einen Fels und einen Schneehang ein schweres Schädelhirntrauma erlitten. Ihr Gesundheitszustand war beim Eintreffen des Rettungshelikopters an der Unfallstelle sehr kritisch (bewusstlos, medizinisch ausgedrückt "Glasgow Koma Skala 5"), so dass sie noch an der Unfallstelle intubiert und künstlich beatmet werden musste. Bei der missglückten Windenaktion soll die Frau keine zusätzlichen Schädigungen erlitten haben. Die künstliche Beatmung konnte laut den Äusserungen des Arztes auch während der Windenaktion und während dem Helikopterunfall aufrechterhalten werden.
- **Zeugen:** Der Rettungsobmann und ein an der Unfallstelle anwesender Bergführer leisteten Erste Hilfe. Beide haben beim Windeneinsatz, als der Helikopter die Verunfallte und den Arzt abgehoben hatte, pistolenschussartige Geräusche wahrgenommen.
- **Der Helikopter** war zum Verkehr VFR ausgerüstet und war ordentlich gewartet worden.

Der Helikopter war mit einer Rettungswinde, Skier und einem auf der rechten Seite montierten Lastenkorb, mit Originalhauptrotorblättern der Serie 3160511-30-00-03 und einem sogenannten Lärm- und Schmutzschutz (air intake muffler) ausgerüstet.

Zum Unfallzeitpunkt betrug die "time since new" (TSN) 7'970 und die "time since overhaul" (TSO) 1'889 Betriebsstunden.

- **Die Flugzeitreserve** betrug ca. 1,1 Std.; im Tank befanden sich ca. 190 Liter Flugpetrol.
- **Masse und Schwerpunkt:** Die Masse des Helikopters sowie das sich an Bord befindende Material und Flugpetrol wurden nach dem Unfall gewogen. Die Wägung ergab einen Wert von 1'560 kg.

Helikopter ausgerüstet:	ca. 1'560 kg
Pilot und Flughelfer je 75 kg:	ca. 150 kg
Patientin im Bergesack verpackt:	ca. 80 kg
Arzt inkl. Ausrüstung:	ca. <u>75 kg</u>

Einsatzgewicht zum Unfallzeitpunkt: ca. 1'790 kg ohne Berücksichtigung des Arztes
ca. 1'865 kg unter Berücksichtigung des Arztes

Gemäss Flughandbuch (AFM) Supplement 6 beträgt das "recommended take off weight" für Schwebeflüge ausserhalb von Bodeneffekt bei einer Aussentemperatur von +5° C (ISA+15°C) in einer Höhe von ca. 3'850 m/M ohne Bedienung der Winde und ohne Abnahme von P2-Luft (z.B. für die Rettungswinde oder Heizung), ca. 1'980 kg.

- **Das Triebwerk:** Im Helikopter war ein Triebwerk vom Typ Astazou XIVB eingebaut. Es wies zum Unfallzeitpunkt eine TSN von 4'982 und eine TSO von 883 Betriebsstunden auf. Die "cycles since new" (CSN) betrug 5'923 und die "cycles since overhaul" (CSO) 2'394 cycles.

Am 10.9.1991 wurde das Triebwerk nach einer Grossrevision bei einer Alouette III (nicht die HB-XOL) eingebaut. Der damals erfolgene und errechnete Temperaturkorrekturwert des Triebwerkes betrug +27° C. Am 27.7.1993 wurde das Triebwerk aus- und in die HB-XOL eingebaut. Die TSN betrug zu diesem Zeitpunkt 4'709 Std. resp. die TSO 610 Std.

Am 18.12.1993 wurde beim Zurücknehmen des Gashebels ein lautes Geräusch des Triebwerkes wahrgenommen. Innerhalb von 2-3 Sekunden konnte es abgestellt werden. Beim "bleed valve" musste anschliessend ein Mikro-Schalter ersetzt werden.

Das Triebwerk wies die Modifikation AB 71/M75 auf, welche darin besteht, dem Brennstoffregler (fuel control unit, FCU, genannt) einen Kraftstoffdurchsatzbegrenzer (fuel flow limiter) anzufügen. Der Beschrieb der Aenderung AB 71/M75 und die Auswirkungen sind im "Lettre de Service Nr. 592-77-84" beschrieben (Beilage Nr. 1). Der Kraftstoffdurchsatzbegrenzer wird durch die P2-Po-Leitung gesteuert. Er ist mit der roten W-Alarmlampe gekoppelt. Der Sinn dieser zusätzlichen Vorrichtung ist, die Zufuhr von Kraftstoff ins Triebwerkinnere den herrschenden äusseren Bedingungen von Luftdruck und Aussentemperatur anzupassen. Bei erhöhter Aussentemperatur oder bei zunehmender Höhe d.h. bei abnehmender Luftdichte wird durch diese Modifikation die Kraftstoffdurchsatzmenge am Brennstoffregler vermindert. Dadurch kann einer thermischem Beschädigung der Triebwerksturbinenräder durch Ueberhitzung und einem Strömungsabriss (pompae) vorgebeugt resp. verhindert werden.

Untersuchung des Triebwerkes

Bei einer ersten Inspektion im Hangar wurde mittels Endoskopie festgestellt, dass die Schaufeln der ersten Triebwerkstufenstufe an der Vorderkante verbrannt waren. Aus diesem Grunde wurde das Triebwerk beim Triebwerkhersteller untersucht. Wegen der Beschädigungen war ein Testlauf auf der Prüfbank nicht mehr möglich. Bei der Zerlegung und Inspektion wurde folgendes festgestellt (Beilage Nr. 2):

- Die Drehzahl des Triebwerks betrug 42'500 U/min an Stelle von 43'000 U/min plus einer Toleranz von +/- 200 U/min;
- Die Ansteuerungsleitung P2 - Po funktionierte einwandfrei;
- Der Brennstoffregler und der Kraftstoffdurchsatzbegrenzer funktionierten einwandfrei;
- Das "bleed valve" funktionierte einwandfrei;
- Bis auf die Höhe der Heisseile (hot section) war das Triebwerk in sehr guten Zustand. Technische Mängel konnten nicht festgestellt werden;
- Beim Brennkammermantel war eine P2-Luftabnahmeschraube (buchon) mit einem Durchflussloch von 3,5 mm Durchmesser montiert. Beim verwendeten Triebwerk sollen laut Hersteller keine Schrauben mit einer Durchflussbohrung verwendet werden. Diese Bohrung soll einen geschätzten Leistungsverlust des Triebwerks von 10 kW bewirkt haben.
- Beim Triebwerkstufenrad der ersten Stufe waren alle Schaufelspitzen (Schaufelkränze) stark beschädigt. Der primäre Schaden an den Triebwerkschaufeln trat gemäss Untersuchungsbericht infolge Ueberhitzung auf. Anschliessend wurden die Schaufelspitzen durch "pompae" d.h. Strömungsabriss mit unkontrolliertem Luftdurchfluss im Triebwerkinnern, mechanisch beschädigt. Das Triebwerkstufenrad der zweiten Stufe war weniger stark und dasjenige der dritten Stufe nur noch geringfügig thermisch beschädigt.
- Es konnten keine weiteren technischen Mängel festgestellt werden.
- **Rote W-Alarmlampe:** Das Aufleuchten der roten W-Alarmlampe kann aufgrund mehrerer Faktoren eintreten. Im Flug kann bei eingebautem Kraftstoffdurchsatzbegrenzer die rote W-Alarmlampe aus folgenden Gründen aufleuchten:
 - Der Gashebel befindet sich nicht am eingerasteten vorderen Anschlag;
 - Das "bleed valve" ist blockiert;
 - Störung/en am Brennstoffregler (FCU);
 - Der Brennstoffregler erreicht bald seinen maximal möglichen Kraftstoffdurchsatz oder hat ihn erreicht resp. überschritten.

Im AFM, Normal Procedure, Abschnitt 10 (Beilage Nr. 3) werden unter ALARM LIGHT ON (rote W-Alarmlampe) einige der vier oben erwähnten Gründe beschrieben. Das Kapitel beschreibt, wie der Pilot im Falle eines Aufleuchtens der roten W-Alarmlampe die Ursache analysieren muss, um anschliessend unterschiedliche, teils gegenteilige Massnahmen, sofort einleiten zu können.

Laut Aussagen des Piloten war der Gashebel zum Zeitpunkt des Windeneinsatzes am vorderen Anschlag eingerastet. Das Aufleuchten der roten W-Alarmlampe hat der Pilot erst wahrgenommen, als der Helikopter absank. Einen Abfall der Hauptrotordrehzahl hat der Pilot vorerst nicht wahrgenommen. Für eine Ursachenanalyse und einzuleitende Massnahmen hatte er keine Zeit mehr.

Laut Aussagen mehrerer Piloten soll die rote W-Alarmlampe bereits früher gelegentlich bei Einsätzen in grosser Höhe und bei ISA+ Temperaturen aufgeleuchtet haben. Nachfolgende Kontrollen ergaben jedoch keinen Hinweis für einen technischen Mangel.

- **Leistungsüberprüfung.** Der Helikopterhersteller beschreibt im AFM, Normal Procedure, Abschnitt 14 (Operational Checks, Beilage Nr. 4) wann und wie oft Leistungsüberprüfungen vorgenommen werden müssen. Das "wann" überlässt er den Operators. Zitat: "when it is desired". Den technischen Akten kann entnommen werden, dass Checks durchgeführt und die Sollwerte erzielt wurden. Ob nach dem Zwischenfall vom 18.12.93 ein "Operational Check" durchgeführt worden ist, kann aus den technischen Akten nicht entnommen werden.
- **Diverses.** Der Triebwerkhersteller hat anlässlich der Untersuchung des Triebwerkes auf folgendes hingewiesen: Wenn beim Einsatz des Helikopters die rote W-Alarmlampe aufleuchtet, sollte eine oben erwähnte Leistungsüberprüfung (Operational Check) durchgeführt werden. Sofern beim Triebwerk sogar ein Drehzahlabfall registriert wurde, müsste mit einer thermischen Beschädigung des Triebwerkes gerechnet und zusätzlich zur Leistungsüberprüfung eine Endoskopie an den Triebwerksturbinenrädern vorgenommen werden. Der Triebwerkhersteller wies in diesem Zusammenhang auch darauf hin, dass Piloten sehr oft bei einer zusätzlichen Leistungsentnahme am Heckrotor, eingegeben über das rechte Steuerpedal, das Triebwerk unbewusst thermisch überlasten, weil sie die Ueberwachung der Triebwerktemperatur T4 auf dem Instrumentbrett in einem solchen Moment vernachlässigten.

Weil diese Hinweise vom Triebwerkhersteller nicht im AFM vermerkt oder in einer Empfehlung den Operators bekannt gemacht werden, veröffentlichte das Büro für Flugunfalluntersuchungen diese Empfehlungen in Form von "Ratschlägen an die Operator von SA-319B-Helikopter" (Beilage Nr. 5).

Es sind mehrere Beispiele bekannt, wonach bei gleich ausgerüsteten Alouette III der Kraftstoffdurchsatzbegrenzer abregelte und teilweise ein Drehzahlabfall am Hauptrotor entstand, bevor der mit dem Bordcomputer errechnete "Pitchmaximalwert" erreicht wurde; dies obwohl im Nachhinein die FCU und der Kraftstoffdurchsatzbegrenzer auf der Prüfbank korrekte Einstellwerte gezeigt hatten.

- **Flugdatenschreiber.** Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

- **Wetter** gemäss Bericht der Schweiz. Meteorologischen Anstalt (SMA) in Zürich

Allgemeine Lage

Hochdrucklage

Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit

Wetter/Wolken: wolkenlos
Sicht: unbegrenzt
Wind: NW, 10 - 15 kt
Temperatur/Taupunkt: ms 02° C / ms 18° C
Luftdruck: 1'016 hPa QNH
Gefahren: Keine
Sonnenstand: Azimut: 216° Höhe: 54°
Bemerkungen/Beilagen: ---

Wetter an der Unfallstelle zur Unfallzeit gemäss Angaben des Piloten

Wind: Wind aus N-NW-Richtung, ca. 10 km/h
Temperatur: +5°

Wetter an der Unfallstelle um 1230 Uhr gemäss Untersuchungsleiter

Wind: NW, ca. 10 kt
Temperatur: ca. 4 - 6° C

BEURTEILUNG

Das im Helikopter eingebaute Triebwerk war mit der vom Hersteller empfohlenen Modifikation AB 71/M75 ausgerüstet. Diese Modifikation erfordert vom Piloten, insbesondere bei Einsätzen über >3'000 m/M bei einer zusätzlichen Leistungsentnahme am Triebwerk, eine sehr langsame Leistungserhöhung mit dem "pitch", ein sensibilisiertes Vorgehen bei Steuereingaben ins rechte Pedal und eine sehr aufmerksame Ueberwachung aller leistungsbegrenzender Instrumente. Bei Einsätzen in solchen Höhen und erhöhten Aussentemperaturen und ab mittleren Zuladungen arbeitet der Kraftstoffdurchsatzbegrenzer nahe im Bereich seines Abregelpunktes. Eine kleine Leistungs- oder Steuerkorrektur oder eine Entnahme von P2-Luft am Triebwerk können genügen, um an den höchstzulässigen Kraftstoffdurchsatzwert heranzukommen. Kurz vor dem Erreichen dieses Maximalwertes leuchtet dann die rote W-Alarmlampe automatisch auf.

Die Erfahrung hat gezeigt, dass bei mehr als 95% W-Alarmlampe-Warnungen das Aufleuchten durch den Kraftstoffdurchsatzbegrenzer ausgelöst wurde. Sofern der Pilot in einer solchen Situation das Aufleuchten der roten W-Alarmlampe nicht sieht - dies wäre beim Unfallflug infolge der ungünstigen Sonneneinstrahlung auch möglich gewesen - und dem Triebwerk zusätzliche Leistung abverlangt, fällt beim Triebwerk die Drehzahl sehr rasch zusammen, was einen sofortigen Verlust der Drehzahl am Hauptrotor zur Folge hat. Ein Drehzahlabfall am Hauptrotor bedeutet Auftriebsverlust an den Hauptrotorblättern.

Ein solcher Zustand -Drehzahlabfall unter Belastung- unter gleich grosser Leistungsentnahme, führt zu einem Temperaturanstieg im Triebwerkinnern (hot section) resp. eventuell zu einer Ueberhitzung und in einigen Fällen auch zu "pompage" an den Triebwerksturbinenrädern, d.h. zu pistolenschussartigen Geräuschen. Thermische und mechanische Schäden an den Schaufelspitzen der Triebwerksturbinenräder in der Reihenfolge eins, zwei und drei sind die Folge davon.

Auf Grund der Erkenntnisse und der Resultate bei der Triebwerkuntersuchung bezeichnet der Triebwerkhersteller die Schäden bei den Triebwerksturbinenrädern zweifelsfrei als Folge von "pompage" und Ueberhitzung der Schaufelspitzen. Anhand der Befunde beurteilt auch der Helikopterhersteller den Ablauf des Unfalles wie in den Schlussfolgerungen des "Lettre de Service Nr. 592-77-84 (Beilage 1)" beschrieben.

Dieser Ablauf ist nachvollziehbar, bedarf aber der Klärung folgender Frage:

Da der Pilot eine gute Flugvorbereitung durchgeführt hat, -er errechnete die zur Verfügung stehende Leistung mit dem Bordcomputer und sprach den Ablauf der Windenaktion mit der Crew ab, er soll die Leistungserhöhung am Triebwerk mit dem "pitch" sehr sachte und innerhalb der Grenzwerte vorgenommen haben, er entleerte die Kabine mehrheitlich von unnötigem Material, er hatte den Helikopter windmässig richtig positioniert, etc.- stellt sich die Frage:

Weshalb war der Pilot nicht in der Lage, unter den herrschenden Bedingungen eine sichere Windenaktion durchzuführen, obwohl dies gemäss AFM, sogar mit einem Leistungsüberschuss hätte möglich sein sollen?

Die Triebwerk- und Helikopterhersteller nehmen zu dieser Frage wie folgt Stellung:

- die Ursache für einen ungenügenden Auftrieb an den Hauptrotorblättern liegt entweder bei den Hauptrotorblättern oder beim Triebwerk (Antriebsquelle);
- die Leistungsdaten in den Handbüchern basieren auf korrekt eingestellte Werte;
- es dürfen keine technischen Mängel vorliegen;
- es dürfen keine negativen auf die Leistungsdaten einwirkende Faktoren, wie z.B. ungünstiger Wind, etc. eintreten.

Zum Unfallhelikopter kann folgendes gesagt werden:

- Ob die Hauptrotorblätter die notwendige Auftriebsleistung abgegeben haben, kann im Nachhinein nicht mehr kontrolliert werden; die Hauptrotorblätter wurden beim Unfall zerstört;
- Die Drehzahl des Triebwerks war 300 U/min unter dem Grenzwert eingestellt, was laut Triebwerkhersteller einen sehr kleinen Leistungsverlust gebracht haben soll;
- Ueber den im Brennkammermantel montierten "bouchon mit Loch" entwich unnötig P2-Luft. Der Leistungsverlust wird vom Triebwerkhersteller mit etwa 10 kW angegeben;
- Beim Vorfall am 18.12.1993 kam es beim Triebwerk wahrscheinlich zu einem Strömungsabriss am Radialkompressor. Ob dadurch damals das Triebwerk thermisch überbeansprucht wurde, kann Monate später nicht mehr überprüft werden. Dokumente von "Operational Checks" liegen nicht vor.

- Die Piloten hatten bei vorangegangenen Einsätzen mehrmals festgestellt, dass die rote W-Alarmlampe deutlich vor dem Erreichen des mit dem Bordcomputer errechneten "Pitchmaximalwertes" aufleuchtete. Der Helikopter wurde deshalb von einigen Piloten als "leistungsschwach" beurteilt.
- Vorbestandene technische Störungen konnten nicht festgestellt werden.

Zusammenfassung

Der Einsatz einer SA-319B in grosser Höhe nahe an der Leistungsgrenze, bei ISA+ Temperaturen, ausgerüstet mit der Modifikation AB 71/M75, ist nicht unproblematisch und kann unter Umständen sehr rasch zu einer kritischen und gefährlichen Situation führen.

1. Die Mehrfachbelegung der roten W-Alarmlampe ohne Hinweis auf die Ursache des Aufleuchtens, ist eine ungenügende Warnung. Aus Beilage 3 "ALARM LIGHT ON" geht hervor, dass eine korrekte Fehleranalyse Zeit braucht, ehe der Pilot die richtigen Massnahmen einleiten kann. Diese Zeit steht dem Piloten meistens nicht zur Verfügung.
2. Ungünstige Sonneneinstrahlung kann bewirken, dass das "ALARM LIGHT" nicht bemerkt wird.
3. Das AFM informiert betreffend "ALARM LIGHT" nicht vollständig.
4. Das AFM überlässt es dem Operator, wann und wie oft er die "Operational Checks" durchführen soll, obwohl der Triebwerkhersteller dazu klare Vorstellungen und notwendigen Empfehlungen abgegeben hat.
5. Am Helikopter konnten zwei Befunde festgestellt werden, die einen geringen Leistungsverlust des Triebwerkes ergeben. Diese Verluste kompensieren jedoch nicht die Differenz vom Soll- zum Istwert beim Unfallflug.
6. Es konnte nicht beurteilt werden, ob das Triebwerk beim Unfallflug erstmals überhitzt wurde, oder ob es vielleicht schon früher leichte thermische Schäden erlitten hatte und der Helikopter von den Piloten deshalb als "leistungsschwach" empfunden wurde. Ein Datenerfassungsgerät hätte hier Klarheit geschaffen und den Unfall wahrscheinlich verhindert.
7. Langjährige Erfahrungen mit solchen Helikoptern haben gezeigt, dass rote W-Alarmlampen schon öfters aufgeleuchtet resp. Kraftstoffdurchsatzbegrenzer aberegelt haben, bevor der mit dem Bordcomputer errechnete "Pitchmaximalwert" erreicht wurde. Dies, obwohl die verwendeten und auf der Prüfbank im Nachhinein getesteten FCU, Kraftstoffdurchsatzbegrenzer, etc. korrekte Einstellwerte zeigten. Mancher Pilot ist deswegen in eine heikle Flugsituation geraten.

URSACHEN

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

- Leistungsverlust des Triebwerkes, im Schwebeflug in geringer Höhe über Grund als Folge von thermischer Ueberbeanspruchung an den Triebwerkturbinenrädern und "pompage" (Strömungsabriss);
- Mögliche Ueberbeanspruchung des Triebwerkes bei vorangegangenen Flügen;
- Mögliche Ueberbeanspruchung des Triebwerkes beim Unfallflug infolge möglichem Nichtbeachten der roten W-Alarmlampe.

EMPFEHLUNGEN

1. Die Warnung für die Funktion des Kraftstoffdurchsatzbegrenzers sollte auch akustisch erfolgen.
2. Das Kapitel "ALARM LIGHT ON" im Flughandbuch muss vervollständigt werden.
3. Die Empfehlungen des Triebwerkherstellers sollten im Flughandbuch (AFM) und/oder im Unterhaltshandbuch des Helikopters aufgenommen werden.
4. Für Helikopter dieser Gewichtskategorie ist ein geeignetes Datenerfassungsgerät vorzusehen.

Die Untersuchung wurde von Guido Hirni geführt.

Bern, 30. Juli 1995

Büro für Flugunfalluntersuchungen



Societe Nationale Industrielle
aerospatiale

DIRECTION APRES VENTE

DIVISION HELICOPTERES

ETABLISSEMENT DE MARIGNANE

B.P. 13 - 13725 MARIGNANE CEDEX - FRANCE

TELEPHONE (142) 39 30 00

TELEGRAMME

AEROSPATIALE - MARIGNANE

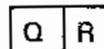
TELEX : AISPA 410 375 F

R.C. SALON 57 3 84

AIX 57 3 119

SIRET 572 094 314 00051

APE 3201

DIFFUSION/ISSUE
AUSGABE/PUBLICATION

Lettre-Service

Nr 592 - 77 - 84

V/Ref.

N/Ref.

MARIGNANE, le 20.04.84

BETR. : Hubschrauber des Moders SA 319 - alle Baureihen.

TRIEBWERKSKONTROLLE : Flugföhrung.

Sehr geehrte Herren,

wir sind der Ansicht, dass es nützlich ist, Ihnen zur Information Ihrer Besitzungen 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

NUTZUNG DER THERMISCHEN MAXIMALLEISTUNG DES TRIEBWERKS ASTAZOU XIV

AUF 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. STABILISierter 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. STABILISierter 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.

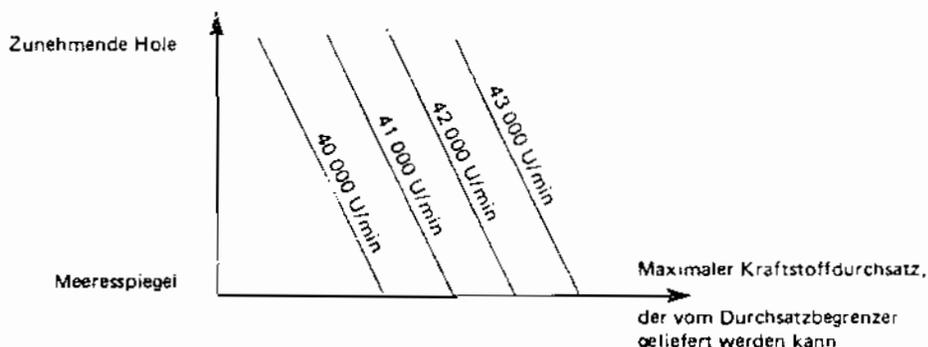
Während des Arbeitens des Durchsatzbegrenzers ist die thermische Belastung etwa konstant.

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 konnte 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

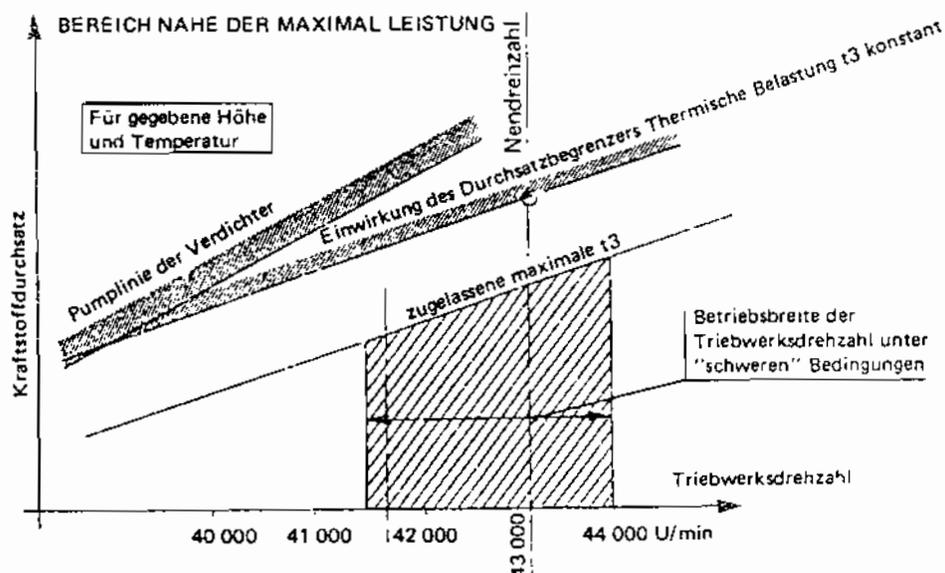
Das Pump-Phänomen bei sich ändernder Drehzahl wird desto deutlicher, je mehr die folgenden Bedingungen zusammenfallen :

- a) schnelle und bedeutende Leistungsforderung (z.B. von 10 auf 100 % in 1 Sekunde), was
- b) eine wesentliche 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).



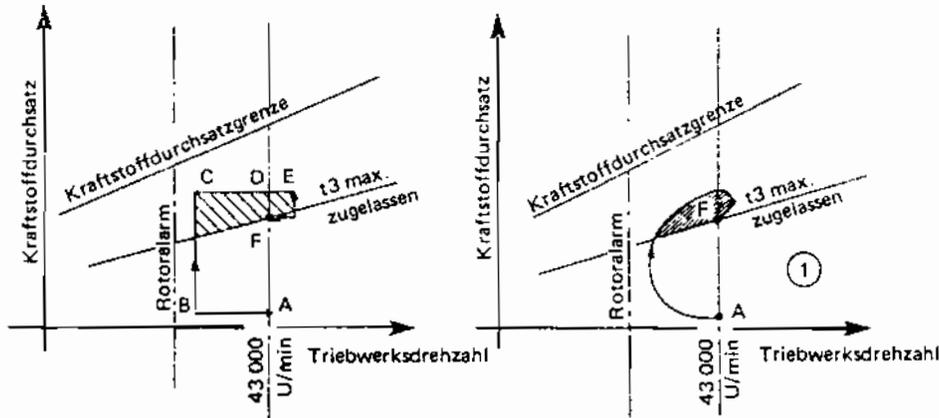
Mit Hilfe dieses Diagramms untersuchen wir nun 3 Fälle von Leistungsforderungen :

- 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 Nenn Drehzahl (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.

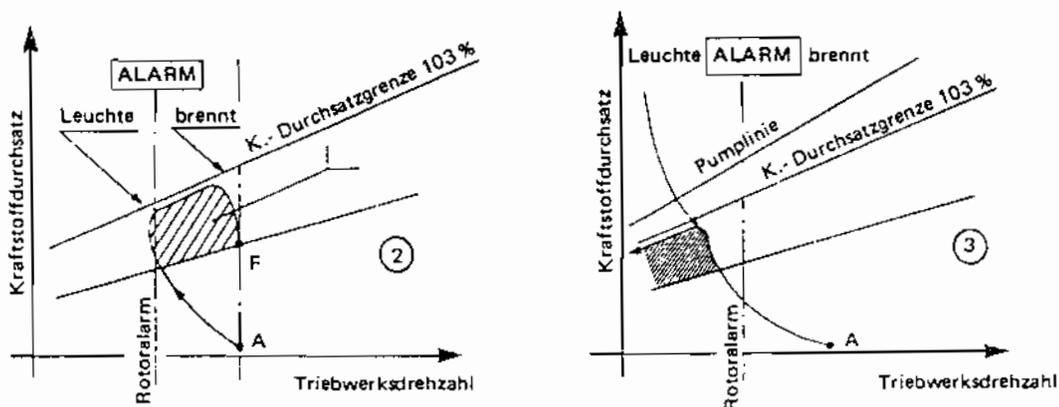
Der Abfall der Triebwerksdrehzahl war brutaler als vorher, wodurch der Kraftstoffdurchsatz anstieg ; dieser Anstieg wird vom Durchsatzbegrenzer eingeschränkt.

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 Nenn Drehzahl 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 (Blattverstellhebel 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.

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 grosserer 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".

völl 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.

RAPPORT TECHNIQUE
ASTAZOU XIV B 4006



PHOTO 1 : Turbine 1° et 2° étage : Toutes les pales brûlées

PHOTO 2 : Carter turbine : Bouchon percé ø 3,5 mm sur circuit air P2



 **TURBOMECA**
40220 TARNOS

DEPT SUPPORT CLIENTS

RAPPORT TECHNIQUE

N° 0239F/94

Recours en Garantie (sans objet)

MATERIEL: ASTAZOU XIV B **N/S:** 4006

CLIENT: AIR ZERMATT

Date
arrivée matériel 30 / 05 / 1994

MOTEUR / MODULE / ACCESSOIRE	N/S	TRAVAUX EFFECTUES	HEURES TOTALES	CYCLES TOTAUX	HEURES DEPUIS RG	CYCLES DEPUIS RG
ASTAZOU XIV B.	4006	EXPERTISE	3714		1491	3714

1° CAUSE DE RETOUR MOTEUR / MODULE / ACCESSOIRE :

Accident aéronef

2° CONCLUSION :

La brulûre constatée sur les pales des trois turbines est la conséquence d'un pompage.

Les compresseurs et la veine d'air ne présentent aucune détérioration pouvant expliquer une dégradation significative des caractéristiques compresseur, si ce n'est le perçage Ø 3,5 mm d'un des bouchons de prélèvement d'air P2 sur le carter turbine qui aurait pu affecter légèrement celles-ci.

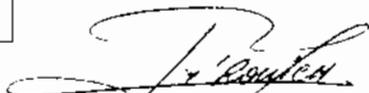
L'expertise du régulateur carburant sur le banc des accessoires n'a révélé aucune anomalie de fonctionnement, tous les paramètres relevés sont dans les tolérances du cahier des charges.

L'allumage du voyant "WARNING" avertissant le pilote qu'il est en limite de débit ou de puissance a été provoqué par une surcharge dont l'origine est liée à la manoeuvre exécutée au cours de l'opération d'élingage (masse H.E.S., conditions atmosphériques, action du pilote sur les commandes de vol lors du décollage de la masse, etc...) et non d'une perte de puissance du moteur.

Nota : le perçage d'un des bouchons de prélèvement P2 n'est pas prévu dans la définition du moteur : celui-ci crée une perte de puissance permanente.

Le moteur et ses accessoires seront modifiés en conformité avec les exigences de notre Département Assurance Qualité (voir modifications à incorporer).

Signatures


Y. ROUICH

A. CIRENDINI 

Date : 30 / 06 / 1994

RAPPORT TECHNIQUE N° 0239F/94
ASTAZOU XIV B N/S 4006
Recours en Garantie (sans objet)

3° CONSTATATIONS A L'ARRIVEE :

Pales turbine 3° étage brûlées
Traces de touche sur le diffuseur de sortie (dépôt)
Manque cache bornes dynastart, collier Marman et bouchon magnétique

4° CONSTATATIONS AU BANC D'ESSAI AVANT DEMONTAGE :

Pas de passage au banc

5° CONSTATATIONS APRES DEMONTAGE :

Carter réservoir : légères empreintes sur les faces d'appui des pattes
Réducteur : pignonnerie pas d'anomalie
Table d'accessoires : pignonnerie pas d'anomalie
Roue axial 1° étage : érosion des pales côté bord d'attaque de 1 mm, léger encrassement de la jante côté bord de fuite
Roue axial 2° étage : érosion des pales côté bord d'attaque de 1 mm
Redresseurs : léger encrassement des aubes côté extradados
Carter centrifuge : léger encrassement dans le logement compresseur
Couvercle centrifuge : pas d'anomalie
Diffuseur 1° étage : pas d'anomalie
Distributeur 1° étage : métallisation dans les logements turbines
Distributeur 2° étage : pales légèrement brûlées côté bord d'attaque en milieu de pale
Distributeur 3° étage : métallisation des aubes côté intrados
Turbine 1° étage : toutes les pales brûlées (voir photo 1)
Turbine 2° étage : toutes les pales brûlées (voir photo 1)
Turbine 3° étage : pales brûlées en sommet côté bord d'attaque
Labyrinthe unique : pas d'anomalie
Partie intérieure de chambre : dépôts sur les rivets
Partie extérieure de chambre : léger dépôt de calamine sur la tôle de turbulence
Carter turbine : un bouchon percé au ø 3.5 mm monté sur le bossage de la prise de pression P2 à l'arrière du carter (voir photo 2) non conforme
Palier arrière : pas d'anomalie
Diffuseur de sortie : légère métallisation dans la veine d'air

RAPPORT TECHNIQUE N° 0239F/94
ASTAZOU XIV B N/S 4006
Recours en Garantie (Sans objet)

Régulateur de vitesse : passage au banc accessoires pour contrôle de fonctionnement

Constatations avant passage au banc :

N maxi déplombé

Robinet électrique position fermée

Constatations au banc :

Les essais sont effectués suivant le CCT 0064879560 édition 3

Pression atmosphérique du jour : 770 mmHg

Les courbes de démarrage , du limiteur de débit, du delta N fonction du temps, du delta Q fonction du N, de stabilité sont conformes au CCT

N maxi = 3885 t / mn (3990 +/- 10 t / mn)

N mini = 2328 t / mn (2330 +/- 10 t / mn)

Bon fonctionnement du mano contact limite de débit

6° PIECES REMPLACEES ET MODIFICATIONS INCORPOREES

10. ALARM LIGHT ON

- 10.1 If the ALARM light comes on in flight following a rapid power increase (Post mod. AB 71 : Fuel flow limiter fitted) this means that the power increase has been too high and the governor is operating under the action of the fuel flow limiter. Power must be reduced to cause the ALARM light to go out.
- 10.2 If the ALARM light comes on in flight independently of a rapid power increase, check rotor and engine r.p.m.

A. HIGH ENGINE R.P.M.

If engine r.p.m. is over governed engine r.p.m. the governor is fully open and fuel flow rate is too high (engine oil leakage or rupture of governor drive).

Reduce fuel flow control lever to obtain 43000 r.p.m., and continue flight in straight, level flight, at constant pitch as much as possible (any pitch change requires a change of fuel flow control lever setting to maintain constant engine r.p.m.). Carry out autorotative landing. (Land as soon as possible if the engine oil pressure warning light comes on).

B. LOW ENGINE R.P.M.

If engine r.p.m. is lower than governed r.p.m., the governor is fully open and fuel flow rate is too low (Clogging of fuel system after the filter : fuel pump output insufficient).

Land as soon as possible, keeping a close watch on engine r.p.m. (if necessary, carry out an autorotative landing).

C. NORMAL ENGINE R.P.M.

If engine r.p.m. is normal, increase collective-pitch slightly.

- If engine speed stabilizes at a value below the governed r.p.m., failure is identical with that described above. Carry out operations indicated in step (B).
- If engine speed remains stabilized at the governed r.p.m., it can be presumed that the dump valve is open.

Continue flight normally, keeping a close eye on t4 temperature (opening of the dump valve causes t4 temperature to increase by 50° to 60° C).

- ④ Optimum cruising altitude for a given gross weight :
- a) By means of the rotating circle, line up the gross weight to be transferred to scale H with the recommended cruising collective pitch.
 - b) Read opposite arrow C the optimum altitude for cruising.
- ⑤ Approximate effective gross weight during hover I.G.E. :
- a) Carry out step (1).
 - b) Read on scale E the collective pitch indicated by the pointer.
 - c) Transfer the above pitch to scale G and read on scale H the weight corresponding to this pitch.

14 - OPERATIONAL CHECKSA. HOVERING FLIGHT POWER CHECK

When it is desired to check available power, establish hovering flight and note the collective pitch value, tail pipe temperature and outside air temperature (in the shade) then land and perform the following check :

- 1) Apply to tail pipe temperature reading the correction specified for the installed engine (as shown on chart provided above the instrument panel).

NOTE : The correction value to be entered in the "correction" block of the chart is the difference between the tail pipe temperature, recorded during the hovering flight carried out after installation of the engine (new or overhauled), and the tail pipe temperature determined from the chart for the collective pitch and outside temperature values recorded during hover. The correction value is preceded by a plus sign (+) if the actual indicated tail pipe temperature is lower than the tail pipe temperature shown on the chart ; in the opposite case, the correction value is preceded by a minus sign (-).

- 2) Read theoretical tail pipe temperature on chart in cockpit.
- 3) Check that the difference between indicated and corrected tail pipe temperature and tail pipe temperature read on chart is less than 40° C.

If the difference exceeds 40°C, discontinue flying and conduct the following checks :

- O.A.T. indicator check
- tail pipe temperature indicator calibration check
- collective-pitch indicator calibration check by checking the hovering collective pitch value (See fig. 1 of the test programme).

If calibrations are correct, tail pipe temperature is abnormal and the engine should be returned for overhaul.

Büro für Flugunfalluntersuchungen
G.Hirni
Bahnhofplatz 10B
3003 Bern

Bern, 23. Juni 1994

An die
Air Zermatt AG
Schweizerische Rettungsflugwacht
HELISWISS AG

Ratschläge beim Einsatz der SA-319B

Sehr geehrter Herren

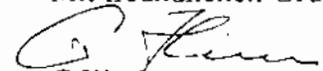
Nach einem Helikopterunfall mit einer Alouette III, SA-319 B, erfolgte die Triebwerkuntersuchung im Werk des Herstellers. Anlässlich dieser Ermittlungen hat es sich gezeigt, dass ähnliche Vorkommnisse (ohne Flugunfall), beim Einsatz dieses Helikoptertyps in grosser Höhe, gelegentlich vorkommen. Wir meinen, dass die nachfolgenden, vom Triebwerkhersteller mündlich mitgeteilten, Ratschläge Sie interessieren wird:

1. Piloten sollten mehr dahingehend sensibilisiert werden, dass sie der T4, beim Einsatz des Helikopters in grosser Höhe bei ISA+ Temperaturen, mehr Beachtung schenken. Beispiel: Bei einem Windeneinsatz (HOGE) kann der Pilot, obwohl der Pitchwinkel am Computer und der T4-Wert sich innerhalb des zulässigen Bereiches befinden, das Triebwerk durch Eingabe von "right pedal" thermisch kurzzeitig überbeanspruchen, ohne, dass der Pilot eine Erhöhung des Blattverstellhebels vorgenommen und dies festgestellt hat.
2. Wenn ein Helikopter nicht die volle und erwartete Tragkraft abgibt, sollte unbedingt ein "operational check" gemäss AFM Section 2 Pkt 14 durchgeführt werden. Der Triebwerkhersteller empfiehlt, solche Checks unbedingt regelmässig vorzunehmen. Zum Beispiel einmal wöchentlich oder alle 25 Flugstunden je nach Verwendung des Helikopters. Anhand dieser Checks können ungünstige Triebwerksveränderungen, wie z. B. thermische Schäden an den Triebwerkschaufeln, grösstenteils festgestellt werden. Eine andere, zweckmässige Erfassung gibt es nicht.

3. Wenn Piloten das Aufleuchten der roten W-Warmlampe, ohne Triebwerk-Drehzahlabfall, feststellen, sollten sie gleichentags einen "operational check" durchführen.
4. Nehmen Piloten das Aufleuchten der roten W-Warmlampe bei gleichzeitigem Drehzahlabfall von N2 und NR war, sollten die drei Stufen der "power wheels" endoskopiert werden. Das gleiche Vorgehen gilt auch, wenn ein "pompape" des Triebwerkes festgestellt wird.
5. Beim Einsatz des Helikopters bei ISA+ Temperaturen (z.B. ISA +15° und mehr) wird empfohlen, den "air intake muffler" zu demontieren, selbst wenn der Helikopter dadurch mehr Lärm erzeugt. Mit dieser Massnahme kann eine Reduktion der Temperatur von bis zu ca. 30° C im Innern des Triebwerks erreicht werden.

Wir ersuchen Sie, diese Ratschläge zu befolgen

Mit freundlichen Grüssen



G.Himi

z K an BAZL

- Ch. Lanfranchi, B. Senn, C. Vuichard, U. Wüthrich