



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Helikopters SA 319B, HB-XRC
vom 8. September 1993
in Bargis/GR

Résumé HB-XRC

A bord de l'hélicoptère SA 319B "Alouette III" (HB-XRC), le pilote décolle de la base de la REGA à Untervaz pour aller chercher une génisse blessée au nord-ouest de Trin, d'un poids annoncé de 550 kg (en réalité: 600 kg). Il atterrit d'abord à Bargis (1550 m/mer) pour débarquer 46,4 kg. de matériel sanitaire - sur un total de 119,9 kg - et enlever la porte avant droite de l'appareil; le propriétaire de l'animal et un assistant de vol prennent place à bord pour se rendre sur l'alpe de La Rusna, 500 m plus haut.

A destination, les passagers et deux autres personnes attachent la génisse dans le filet prévu pour la transporter. Ensuite, l'assistant de vol fixe une élingue de 13 m. au crochet de l'hélicoptère, dont le rotor tourne toujours, puis retourne vers l'animal. Le pilote prend de la hauteur pour permettre à l'assistant d'arrimer le filet à l'élingue, puis il soulève la charge à un mètre du sol. Dans une rotation à droite, il se déplace de 3 à 4 m vers l'aval mais l'appareil s'enfonce légèrement (surcharge d'environ 60 kg). Pendant toute la manoeuvre, il observe l'animal en se penchant par l'ouverture de la porte manquante. Au moment où celui-ci touche le sol, l'assistant de vol demande par radio au pilote de remonter quelque peu, ce qu'il fait. Peu après, l'appareil perd cependant des tours-rotor et de la hauteur. Il bascule de 90° vers la droite, lentement d'abord, puis de plus en plus vite. Contrôlant alors les instruments, le pilote constate que le voyant rouge de l'alarme W, couplée avec le régulateur de débit de carburant, est allumé. Il tente de réduire l'angle d'incidence des pales et de larguer la charge, mais trop tard. L'hélicoptère heurte le sol brutalement, mais à l'horizontale. Le pilote, grièvement blessé au dos, tourne le robinet coupe-feu pour étouffer la turbine. L'appareil est détruit.

Causes

L'accident est dû à:

- un dépassement des performances maximales de l'hélicoptère;
- une tactique de vol erronée;
- une préparation insuffisante du vol;
- un système d'alarme inadéquat.

Recommandation

L'alarme relative au fonctionnement du régulateur de débit devrait être aussi être acoustique.

Schlussbericht

Die Voruntersuchung wurde von Olivier de Sybourg geleitet und mit Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 1. September 1994 an den Kommissionspräsidenten am 28. November 1994 abgeschlossen.

DIE RECHTLICHE WÜRDIGUNG DES UNFALLGESCHEHENS IST NICHT GEGENSTAND DER UNTERSUCHUNG UND DER UNTERSUCHUNGSBERICHTE
(ART. 2 ABS. 2 DER VERORDNUNG ÜBER DIE FLUGUNFALLUNTERSUCHUNGEN VOM 20. AUGUST 1980)

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

HALTER Swiss Air Ambulance Ltd., 8008 Zürich

EIGENTÜMER Swiss Air Ambulance Ltd., 8008 Zürich

PILOT Schweizerbürger, Jahrgang 1960

AUSWEIS Berufspilot (Kat. Hubschrauber)

FLUGSTUNDEN	Insgesamt	2496:52	während der letzten 90 Tage	62:16
	mit dem Unfallmuster	86:45	während der letzten 90 Tage	5:53

ORT Bargis La Rusna (Gde. Flims)/GR

KOORDINATEN 741100 / 194650 **HOEHE** 2000 m/M

DATUM UND ZEIT 8. September 1993, 1030 h Lokalzeit (UTC +2)

BETRIEBSART VFR gewerbsmässig mit Aussenlast (Rind)

FLUGPHASE Start

UNFALLART Leistungsverlust auf 15 m/G

PERSONENSCHADEN

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	1	---	---
Leicht oder nicht verletzt	2*	---	---

*ausserhalb des Luftfahrzeuges

SCHADEN AM LUFTFAHRZEUG Zerstört

SACHSCHADEN DRITTER Rind verletzt

FLUGVERLAUF

Am 8. September 1993 erhielt die REGA Basis Untervaz von der Einsatzzentrale der Schweizerischen Rettungsflugwacht (REGA) den Auftrag, ein verletztes Rind von ungefähr 550 kg von der Alp La Rusna in Bargis abzutransportieren. Der Helikopter SA 319B "Alouette III", HB-XRC, landete um ca. 1020 Uhr in Bargis und traf dort den Besitzer des Tieres. Medizinisches Material mit einem Gewicht von 46,4 kg wurde ausgeladen und die vordere rechte Türe des Helikopters entfernt. Der Besitzer und der Flughelfer nahmen im Helikopter Platz, um das auf der Weide verletzte Rind zu erreichen.

Auf der Alp La Rusna angelangt, gurteten die Passagiere mit zwei weiteren Personen das Rind in das dafür vorgesehene Netz an. Anschliessend begab sich der Flughelfer zum Helikopter, dessen Rotor immer noch drehte, um ein 13 m langes Transportseil in der Lastenklinke anzuhängen. Danach begab er sich wieder zum Tier. Der Helikopter hob ab und schwebte über dem Rind. Der Flughelfer befestigte das Netz am Haken des Seils.

Der Helikopter hob die Last ca. 1 m über den Boden, verschob sich mit einer Drehung nach rechts um 3-4 m in Richtung Tal und sank leicht ab. Während dieses Manövers beobachtete der Pilot das Rind, indem er sich ausserhalb des Türrahmens nach rechts vorbeugte (Flug nach vertikalen Sichtreferenzen). Als das Tier wieder den Boden berührte teilte der Flughelfer dem Piloten über Funk mit, er solle die Aussenlast nochmals etwas anheben, was der Pilot auch tat. Unmittelbar danach begann der Helikopter an Höhe zu verlieren und sank zuerst langsam dann immer schneller mit einer Drehung von 90° nach rechts. Während des Absinkens stellte der Pilot als er im Cockpitinnern die Instrumente überwachte fest, dass die rote W-Alarmlampe aufleuchtete; er versuchte den Hauptrotorblattverstellwinkel zu reduzieren und die Last abzuwerfen. Es gelang ihm aber nicht mehr den heftigen Aufschlag des Helikopters auf den Boden in horizontaler Lage zu verhindern.

Das verwirrte Tier erhob sich trotz seiner Verletzungen, entfernte sich rechts vom Wrack, wurde jedoch vom Transportseil zurückgehalten. Der Pilot stellte das Triebwerk mit dem Brandhahn ab; die Hauptrotorblätter berührten das Gelände. Der Flughelfer alarmierte um 1030 Uhr die Einsatzzentrale der REGA, um den am Rücken verletzten Piloten zu bergen.

BEFUNDE

- Der Pilot war im Besitz eines gültigen Ausweises für Berufspiloten (Kat. Hubschrauber).
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten vor.
- Der Helikopter war zum gewerbsmässigen Einsatz VFR bei Tag zugelassen.
- Der Helikopter war mit einem ELT ausgerüstet, dieser wurde beim Aufschlag aktiviert.
- Der Helikopter war mit einer ERC-Lastenklinke mit Wägesystem ausgerüstet, welche dem Piloten das Gewicht der angehängten Aussenlast im Schwebeflug anzeigte.
- Der Helikopter war mit einem Lastenklinkenspiegel (fix) und einem verstellbaren Aussenlastenspiegel ausgerüstet.
- Das Triebwerk war mit einem Lärmschutzring (muffler) ausgerüstet.

- Das Triebwerk Astazou XIV der HB-XRC wies die Aenderung AB 71 auf, welche darin besteht, dem Brennstoffregler einen Durchflussbegrenzer anzufügen. Der Durchflussbegrenzer ist mit der W-Alarmlampe verbunden.
- Der Regler S/N 72B wurde auf dem Prüfstand des Herstellers in Anwesenheit des Untersuchungsleiters einer Kontrolle unterzogen. Aus dem Prüfbericht gehen keine Mängel am Regler hervor.
- Der Pilot hatte für diesen Transport den Wert des höchstzulässigen kollektiven Blattverstellwinkels (Pitch) mittels Flugrechner nicht ermittelt.
- Von Beginn des Hebemanövers an schaute der Pilot nach aussen. Als er den Drehzahlabfall des Hauptrotors feststellte, richtete er seinen Blick auf die Instrumente in der Kabine und sah, dass die rote W-Alarmlampe aufleuchtete.
- Der Pilot hatte bis zum Unfalltag noch nie eine Flugphase mit aufgeleuchteter roter W-Alarmlampe erlebt.
- Das Aufleuchten der W-Alarmlampe kann aufgrund mehrerer Faktoren eintreten und verlangt vom Piloten unterschiedliche, teils gegenteilige, sofort einzuleitende Massnahmen (Beilage 3). Da der Kraftstoffdurchflussbegrenzer eingebaut war und der Helikopter in Betrieb stand, kann das Aufleuchten der roten W-Alarmlampe u.a. auf folgende Ursachen zurückgeführt werden:
 - Der Gashebel befindet sich nicht am eingerasteten vorderen Anschlag;
 - Das "bleed valve" war offen;
 - Störung am Brennstoffregler (FCU);
 - Der Brennstoffregler hat seinen maximal möglichen Kraftstoffdurchfluss erreicht.
- Infolge dieses Unfalles hat der Chefpilot der REGA allen im FOM aufgeführten Piloten des Unternehmens mittels Rundschreiben mitgeteilt, dass das Entfernen der vorderen rechten Helikoptertür bei Aussenlasttransporten ab sofort verboten sei .
- Auf der Fluganmeldung der REGA Einsatzzentrale an ihre Basis Untervaz wurde ein geschätztes Gewicht des Rindes von 550 kg angegeben. Nach dem Unfall wurde das Gewicht des Rindes gemäss Polizeibericht, laut den üblichen für diese Tiere verwendeten Tabellen, auf ca. 650 kg geschätzt.
- Das verletzte Rind wurde schliesslich mit dem REGA-Helikopter HB-XNS, welcher in allen Punkten dem verunfallten Helikopter ähnlich ist, abtransportiert. Die in diesem Helikopter für die Messung von Aussenlasten eingebaute Digitalwaage zeigte genau 600 kg an.

- Im Zeitpunkt des Unfalles war die Masse wie folgt:

Helikopter leer,	
ohne vordere rechte Türe:	1305,0 kg
Korb rechts:	12,0 kg
Seilwerk im Korb rechts:	6,1 kg
Medizinisches Material:	73,5 kg
Pilot:	100,0 kg
Treibstoff (200 l)	160,0 kg
Transportseil, Band, Haken	14,4 kg
Rind	<u>600,0 kg</u>
Gesamte Masse	2271,0 kg
	=====

- Die höchstzulässige Masse für Aussenlastentransporte (strukturell) beträgt 2250 kg. Damit wurde die zulässige Grenze der HB-XRC um 21 kg überschritten; der Schwerpunkt lag innerhalb der Grenzen.
- Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit:

Wetter/Wolken:	8/8 Basis um 2300 m/M
Sicht:	mehr als 20 km
Wind:	variabel, um 5 kt, leicht böig
Temperatur/ Taupunkt:	09°C / 07°C
Luftdruck:	1009 hPa QNH
- Gemäss Tabelle des Herstellers über die Leistungen des Helikopters, war dieser in der Lage bei einer Höhe von 2'000 m/M, bei einer Aussentemperatur von 9° C (ISA+7°), mit der maximalen Abflugmasse von ca. 2210 kg ausserhalb von Bodeneffekt (OGE) einen Schwebeflug durchzuführen. Demgegenüber betrug die effektive Masse ca 2270 kg, was einer Ueberlast von ca. 60 kg entspricht.

BEURTEILUNG

Technische Aspekte

Das im Helikopter Alouette III, HB-XRC eingebaute Triebwerk Astazou XIV war mit der vom Hersteller empfohlenen Aenderung AB 71 versehen, welche aus einem Anfügen eines Durchflussbegrenzers zum Brennstoffregler bestand. Der Sinn dieser zusätzlichen Vorrichtung ist es, den maximalen Brennstoffdurchfluss den gegenwärtigen Bedingungen (Luftdruck und Temperatur) anzupassen, um eine thermische Ueberlastung des Triebwerkes in der Höhe zu verhindern (Beilage 2).

Aufgrund der Tatsache, dass die rote W-Alarmlampe während dem Absinken des Helikopters aufleuchtete, bevor der Pilot überhaupt die Leistung hatte reduzieren können, muss der Drehzahlabfall des Hauptrotors dem auf dem Brennstoffregler S/N 72B angefügten Durchflussbegrenzer des Triebwerkes zugeschrieben werden.

Um den Zustand des Reglers überprüfen zu können, wurde das Gerät auf dem Prüfstand des Herstellers einer technischen Kontrolle unterzogen. Die Auswertungen verschiedener

Messungskurven führt zum Schluss, dass der Regler S/N 72B den Werten des Herstellers entspricht. Demzufolge kann ein technischer Defekt als Unfallursache ausgeschlossen werden.

Operationelle Aspekte

Die Vorbereitung am Tier für den Transport sowie die Kommunikation zwischen Pilot und Flughelfer waren korrekt.

Die vom Piloten angewandte Flugvorbereitung war mangelhaft und die Flugtaktik unzuweckmässig, da die Leistungen des Helikopters weder berechnet noch überwacht wurden.

Nachdem der Pilot in einer Höhe von 2000 m/M gelandet war und die Flughelfer das Tier vorbereiteten, hat er es unterlassen, die maximal zulässige kollektive Blatteinstellung mit Hilfe des Flugrechners zu ermitteln. Beim Anheben des Tieres konnte der Pilot die rote W-Alarmlampe und das Wägesystem nicht überwachen, da er sich ausserhalb des Türrahmens nach rechts vorbeugte um so die Last im Auge zu behalten. Demzufolge konnte er nicht sehen, ob die Alarmlampe bereits vor dem Erhöhen der kollektiven Blatteinstellung auf Anordnung des Flughelfers aufleuchtete oder nicht.

Beim Arbeiten mit Spiegeln hätte der Pilot das Instrumentenbrett, vor allem die W-Alarmlampe und den Pitchanzeiger, im Blickfeld gehabt.

Der eingetretene Leistungsabfall war die direkte Folge des Einflusses des Durchflussbegrenzers, da die vom Pilot verlangte Leistung zu hoch war. Es steht fest, dass der Helikopter überladen war und sich ausserhalb der vom Hersteller vorgeschriebenen Leistungsgrenzen befand. Zudem hätte das Gewicht des Helikopters reduziert werden können, da sich an Bord noch 73,5 kg medizinisches Material befand.

Während dem Absinken des Helikopters versuchte der Pilot den Hauptrotorblattverstellwinkel zu reduzieren und die Aussenlast auszuklinken. Die Höhe über Grund war jedoch zu gering, um eine normale Flugphase herstellen zu können. Ein harter Aufschlag konnte nicht mehr verhindert werden.

Der Transport von Aussenlasten mit einem SA-319B-Helikopter, welcher mit einem AB 71 modifizierten Astazou-Triebwerk ausgerüstet ist, erfordert erhöhte Aufmerksamkeit bezogen auf die angezeigte Leistung, da in grossen Höhen und bei ISA+Temperaturen rasch die Möglichkeit einer Beschränkung des Treibstoffdurchflusses besteht. Mit abnehmender Luftdichte vermindert sich die notwendige Kerosen-Durchflussmenge, um die Betriebstemperatur einzuhalten. Es genügt eine Leistungsänderung am "pitch" oder eine Leistungserhöhung mit dem rechten Pedal, um an den höchstzulässigen Wert heranzukommen, damit der Durchflussbegrenzer einsetzt. Diese vom Hersteller vorgeschlagene technische Aenderung bezweckt, dass das Triebwerk bei einem zu grossen Leistungsbedarf, vor einem Pumpen des Kompressors oder einer Beschädigung der Schaufelkränze durch Ueberhitzung, geschützt wird.

An dieser Stelle muss darauf hingewiesen werden, dass das Alarmsystem nicht zweckmässig ist, da das Aufleuchten der roten W-Alarmlampe aus mehreren verschiedenen Gründen ausgelöst werden kann und vom Piloten unterschiedliche zum Teil sogar gegenteilige, sofort einzuleitende Massnahmen verlangt (siehe Beilage 3). Bei einem Aufleuchten der W-Alarmlampe muss der Pilot zuerst ein "trouble shooting" vornehmen, um die Ursache beurteilen zu können, ehe er die richtige Massnahme einleiten kann. Es wäre sinnvoll, wenn z.B. ein Triebwerk-leistungsabfall erzeugt, durch den Durchflussbegrenzer, mit einem Horn gekoppelt wäre. Damit

würde sich auch der Nachteil kompensieren lassen, dass das Aufleuchten der W-Alarmlampe bei ungünstiger Lichteinstrahlung nicht mehr übersehen werden kann.

Als die Last vom Boden abgehoben worden war, leitete der Pilot eine Drehung nach rechts ein. In diesem Fall kann die Leistungsgrenze auch erreicht oder überschritten werden, ohne den kollektiven Hauptrotorblattverstellwinkel zu erhöhen, hervorgerufen durch eine Leistungserhöhung am Heckrotor resp. durch Eingabe eines Steuerbefehls in das rechte Pedal.

URSACHEN

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

- Ueberschreiten der zulässigen Leistungsgrenzen.
- Unzweckmässige Flugtaktik.
- Mangelhafte Flugvorbereitung.
- Unzweckmässiges Alarmsystem.

EMPFEHLUNG

Die Warnung für die Funktion des Kraftstoffdurchflussbegrenzers sollte auch akkustisch erfolgen.

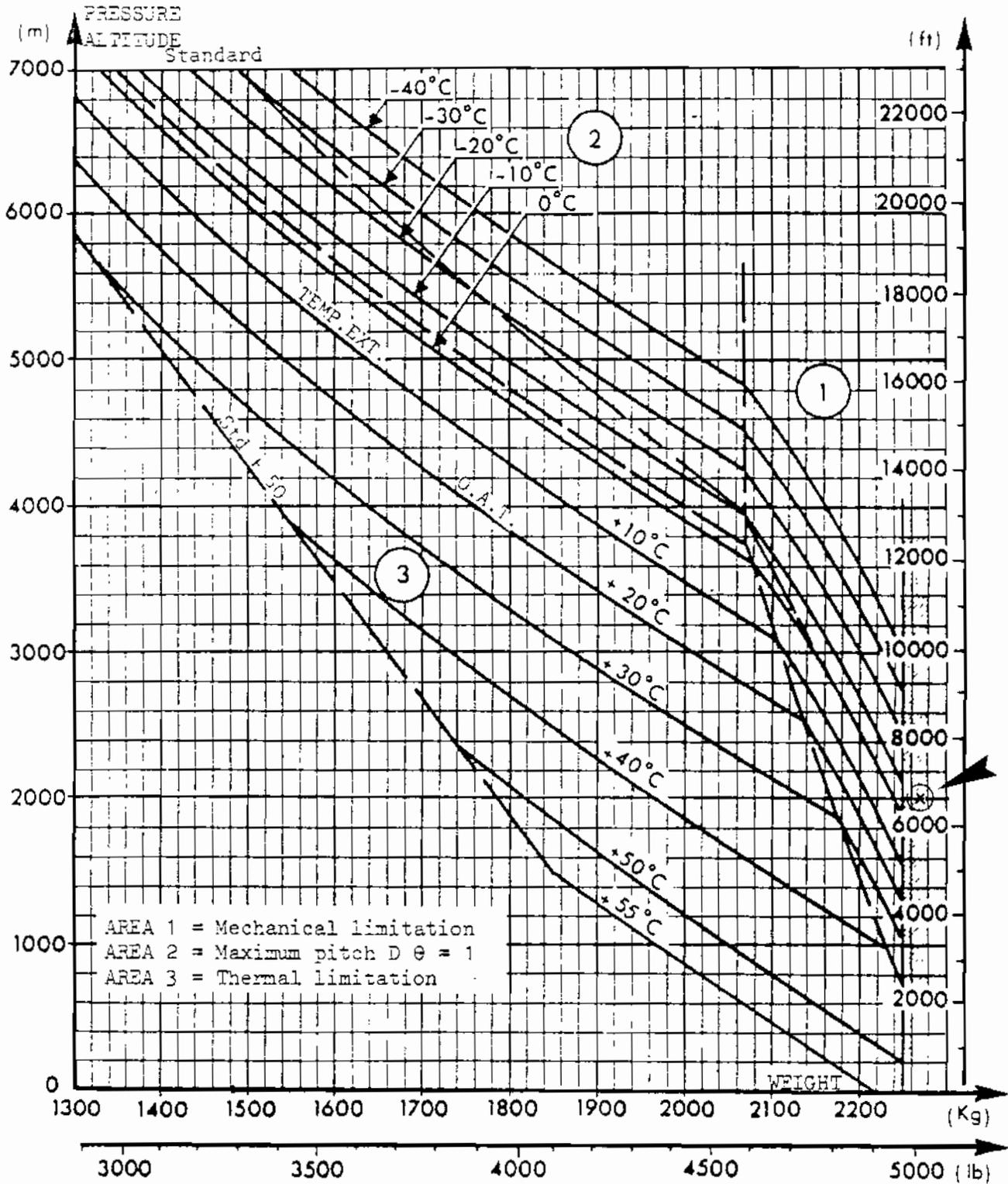
Die Kommission verabschiedete den Schlussbericht einstimmig.

Bern, 31. Januar 1995

EIDG. FLUGUNFALL-
UNTERSUCHUNGSKOMMISSION
Der Präsident:

sig. H. Angst

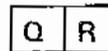
Printed in France



Ceiling in hover O.G.E. with air intake muffler installed

(Recommended take-off weight)

DIRECTION APRES VENTE

DIFFUSION/ISSUE
AUSGABE/PUBLICATION

Lettre-Service

Nr 592 - 77 - 84

28 Février 1984
20.04.84

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

Sehr geehrte Herren,

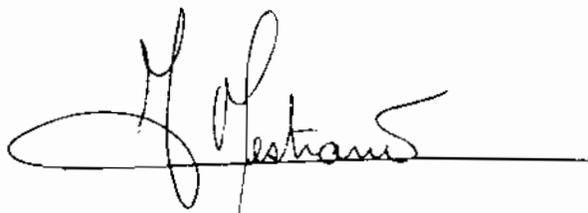
wir sind der Ansicht, dass es nützlich ist, Ihnen zur Information Ihrer Besitzungen ein von unserem Ausbildungszentrum erstelltes Dokument zu überreichen, das die Nutzung der thermischen Maximalleistung des Triebwerks ASTAZOU XIV betrifft, das auf dem Hubschrauber Alouette SA 319 eingebaut ist.

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.

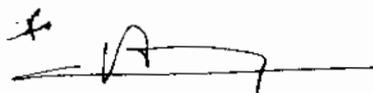
ANMERKUNG :

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

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 erloscht, 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.

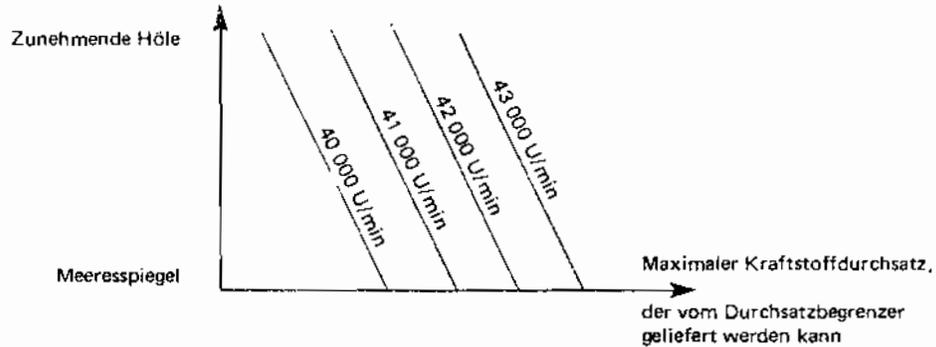
Während des Arbeitens des Durchsatzbegrenzers ist die thermische Belastung etwa konstant.

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

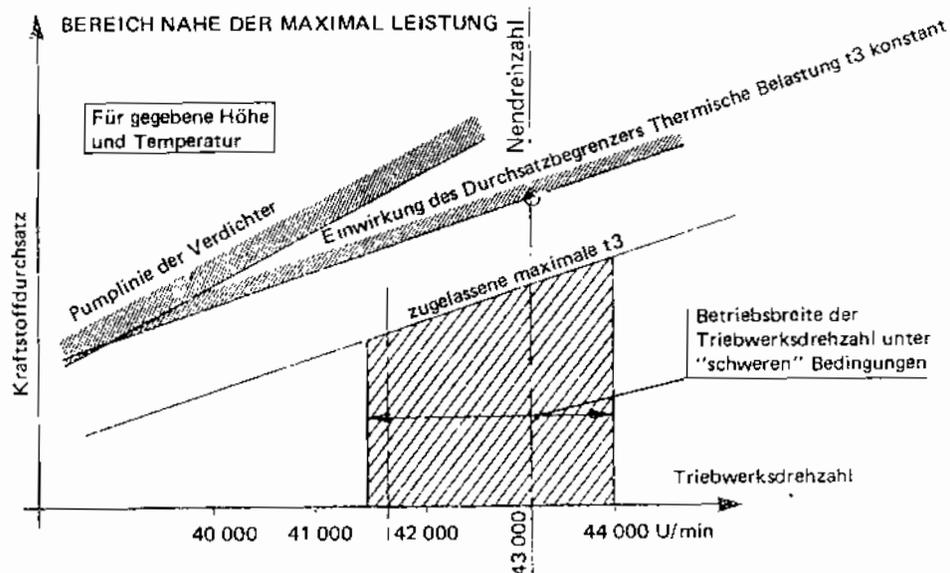
Das Pump-Phänomen bei sich ändernder Drehzahl wird desto deutlicher, je mehr die folgenden Bedingungen zusammenfallen .

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



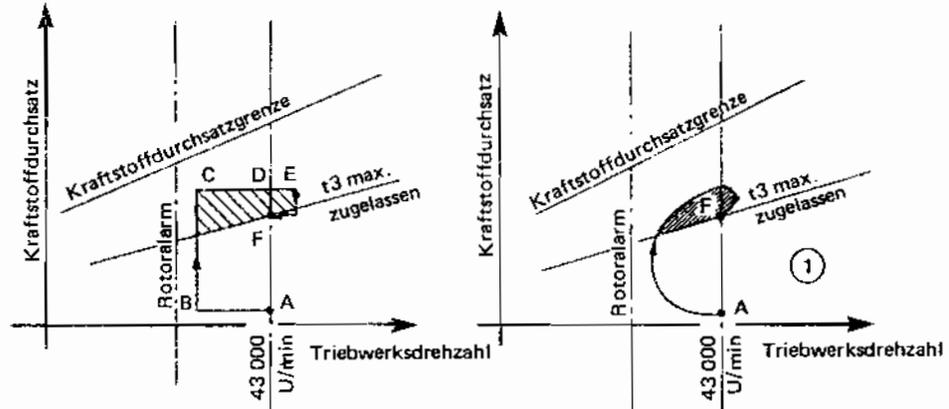
Mit Hilfe dieses Diagramms untersuchen wir nun 3 Fälle von Leistungsforderungen :

- 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.

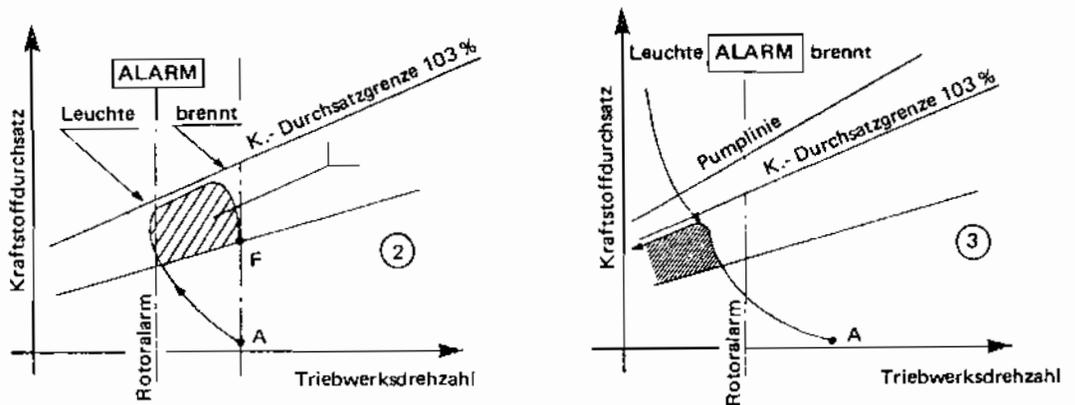
Der Abfall der Triebwerksdrehzahl war brutaler als vorher, wodurch der Kraftstoffdurchsatz anstieg ; dieser Anstieg wird vom Durchsatzbegrenzer eingeschränkt.

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 (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 :

- 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

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.

3

DGAC Approved

3198

03.90

Page 8

o aerospatiale-Hélicoptères

Alouette III

FLIGHT MANUAL

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).