



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Helikopters Bell 205A-1, HB-XRZ¹

vom 23. September 1993

beim "Stübleren" (Gde Flums) / SG

Résumé HB-XRZ

Après 9 rotations pour divers travaux à l'élingue et 134 rotations de débardage dans le Wägital, l'hélicoptère Bell 205A-1 (dit Super 205) doit encore effectuer deux transports dans le Schilstal avant de regagner Balzers. Pour hisser la seconde charge hors d'une clairière, près de l'orée d'une forêt, il se trouve face à la pente. Sur ordre d'un assistant de vol, le pilote (6226 h. de vol) monte lentement en disposant d'une réserve théorique de puissance de 762 lbs. Alors que la charge se trouve à 25 cm du sol, une détonation mate retentit. Il la largue aussitôt, mais il ne peut effectuer une autorotation et l'appareil tombe à la verticale d'une quarantaine de mètres sur un petit replat, puis se renverse sur le côté droit, retenu par deux petits arbres. La turbine présente un trou de 8 x 30 cm et divers éléments du compresseur centrifuge radial sont découverts autour de la charge. Le pilote est décédé immédiatement de ses multiples lésions internes.

Causes

L'accident est dû à

- une panne de turbine résultant d'une rupture à la fatigue du compresseur centrifuge radial lors d'un vol stationnaire à une hauteur critique hors de l'effet de sol;
- des imprécisions dans l'application du "service bulletin 53-0034 Rev 1", éventuellement à des lacunes dans le mode de comptage et dans la détermination du "total operating cycles";
- l'omission d'effectuer les contrôles selon l'AD 86-09-05, ce qui a probablement empêché de découvrir la fissure.

Recommandations

1. Deux hélicoptères de modèle différent ne devraient pas porter la même désignation de type.
2. Les compresseurs centrifuges radiaux avec événements équipant les hélicoptères Bell 205 devraient être remplacés par des éléments non ajourés, notamment sur les appareils dotés d'une pince à charge (multiples répétitions des variations N1).
3. Conformément au "service bulletin 53-0034", le compteur automatique de cycles devrait être déclaré obligatoire, notamment sur les appareils dotés d'une pince à charge (multiples répétitions des variations N1).
4. Les hélicoptères de cette catégorie de poids devraient être munis d'un enregistreur des paramètres de vol (FDR), comme le prévoit les normes JAR OPS Part 3.

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

0. **ALLGEMEINES**

0.1 **Kurzdarstellung**

Am 23. September 1993 war der Helikopter Bell 205A-1 (sog. "Super" 205), HB-XRZ, hauptsächlich für Holztransporte im Wägital im Einsatz. Auf dem Rückflug zur Helikopterbasis in Balzers sollten im Schilstal noch zwei Aussenlastentransporte durchgeführt werden. Nach dem Anheben der zweiten Aussenlast ertönte ein Knall, worauf der Helikopter aus einer Höhe von ca. 40 m Höhe über Grund abstürzte.

Der Pilot erlitt beim Aufschlag tödliche Verletzungen; der Helikopter wurde zerstört.

0.2 **Untersuchung**

Der Unfall ereignete sich am 23. September 1993 um 1720 Uhr¹⁾. Die Voruntersuchung wurde von Guido Hirni geleitet und mit Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 18. Juli 1994 an den Kommissionspräsidenten am 30. August 1994 abgeschlossen. An der erweiterten Untersuchung nahmen auch die Eidg. Materialprüfungsanstalt (EMPA) und der Triebwerkhersteller Textron Lycoming, USA, teil.

Ursachen

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

- Triebwerksausfall als Folge eines Ermüdungsbruches am Radialverdichter, beim Schwebeflug ausserhalb von Bodeneffekt im kritischen Höhenbereich über Grund;
- Unklarheiten in der Anwendung und/oder Mängel betreffend Zählmethode und Maximalwerte der "total operating cycles" des "service bulletin 53-0034 Rev.1";
- Unterlassen der Kontrollen gemäss AD 86-09-05, was wahrscheinlich die Entdeckung des Risses verunmöglicht hat.

EMPFEHLUNGEN

1. Zwei deutlich unterschiedliche Helikopter sollten nicht die gleiche Musterbezeichnung tragen.
2. Bei Bell 205-Helikopter sollten die Radialverdichter mit Entlüftungsbohrungen durch Radialverdichter ohne Entlüftungsbohrungen ersetzt werden, insbesondere für Helikopter, welche mit einer Lastenzange ausgerüstet sind (häufige wiederholte N1-Variationen).

1) alle Zeiten sind Lokalzeiten (UTC+2)

3. Im SB 53-0034 muss das automatische "cycles-Zählgerät" als obligatorisch erklärt werden, insbesondere für Helikopter, welche mit einer Lastenzange ausgerüstet sind (häufige wiederholte N1 Variationen).
4. Helikopter dieser Gewichtskategorie sollten mit einem "Flight Data Recorder" (FDR), wie dies die JAR OPS Part 3 Normen vorsehen, ausgerüstet werden.

1. FESTGESTELLTE TATSACHEN

1.1 Flugverlauf

Am 23. September 1993 flog der Pilot den Helikopter Bell 205A-1 (sog. "Super" 205), HB-XRZ. Nachdem am Morgen ein Aussenlastentransport in Walzenhausen durchgeführt worden war, wurde der Helikopter im Wägital eingesetzt. Dort flog er 134 Rotationen Holz aus dem Wald (Loggingflüge). Auf dem Rückflug zur Basis in Balzers hatte die Besatzung noch den Auftrag im Schilstal zwei Aussenlastentransporte für ein Forstunternehmen durchzuführen. Deshalb begab sich ein Flughelfer des Helikopterunternehmens vorzeitig zum Lastaufnahmeort "beim Stübleren", um die Aussenlasten für den Transport vorzubereiten. Als diese bereit waren, rief der Flughelfer den sich in Wartestellung aufhaltenden Helikopter ab. Beim Anflug zum Lastaufnahmeort setzte der Pilot zuerst zwei Flughelfer beim Lastabladeort, im "Chobler-Rank", ab. Einer dieser Flughelfer hängte ein Anhängeseil aus Stahl mit Haken in der Länge von ca. 40 m in der Aussenlastenklinke des Helikopters ein. Danach flog der Helikopter zum Lastaufnahmeort. Bei der ersten Rotation sollte ein Motor von der "Stübleren" zum "Chobler Rank" und beim zweiten Flug ein Seilwindenschlitten mit Stahlseil transportiert werden. Der Anflug zum Lastaufnahmeplatz war hindernisfrei. Die zu transportierenden Aussenlasten befanden sich im Wald, in der Nähe des Waldrandes. Als der Flughelfer die Befestigungsstruppen des Seilwindenschlittens im Haken am Ende der Stahlseilverlängerung eingehängt hatte, befand sich der Helikopter bergwärts gerichtet, d.h. mit "der Nase" gegen den Hang. Der Pilot hob die Aussenlast auf Anweisung des Flughelfers leicht an. Als sich diese ca. 25 cm über dem Boden befand, ertönte ein dumpfer, gewaltiger Knall. Die Aussenlast fiel unmittelbar neben dem Flughelfer und den vier Forstarbeitern zu Boden.

Der Helikopter sank vertikal in die Waldlichtung ab und schlug im Uhrzeigersinn in leicht gedrehter Richtung ohne Querlage auf einer kleinen Ebene im relativ steilen Gelände hart auf. Nach dem Aufschlag kippte der Helikopter 90° um die Längsachse auf die rechte Seite um und verklemmte sich an zwei kleinen Bäumen.

Koordinaten der Unfallstelle: 741 500 / 213 900 Höhe: 1'550 m/M.

Landeskarte der Schweiz 1:50'000, Blatt Nr. 237, Walenstadt

1.2 Personenschäden

	<u>Besatzung</u>	<u>Passagiere</u>	<u>Drittpersonen</u>
Tödlich verletzt	1	-	-
Nicht verletzt	1*	-	4*

* = Flughelfer und Waldarbeiter ausserhalb des Helikopters

1.3 **Schaden am Luftfahrzeug**

Der Helikopter wurde beim Aufschlag zerstört.

1.4 **Sachschaden Dritter**

Es entstand unbedeutender Waldschaden.

1.5 **Beteiligte Personen**

1.5.1 **Pilot**

+Schweizerbürger, Jahrgang 1957.

Führerausweis für Berufspiloten (Kat. Hubschrauber), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 20. Januar 1981, gültig bis am 5. Dezember 1993

Erweiterungen:

- Radiotelefonie UIT vom	27.12.1978
- Landungen im Gebirge	20.01.1981
- Nachtflug	10.06.1985

Eingetragene
Luftfahrzeugmuster:

- Bell 47/205/206/206L
- SA-315/316/318
- Hughes HU 300/500
- A 109
- R 22

Flugerfahrung

Insgesamt 6'226 Std., wovon ca. 540 Std. auf dem Unfallmuster; in den letzten 90 Tagen 268 Std., wovon 237 Std. auf dem Unfallmuster.

Am Unfalltag flog der Pilot 143 Rotationen in ca. 6 1/2 Flugstunden. Die Flugdienst- und Ruhezeiten wurden eingehalten.

Beginn der fliegerischen Ausbildung: 11. Mai 1978

Letzte fliegerärztliche Untersuchung: 23. November 1992

Befund: tauglich ohne Einschränkungen.

1.5.2 **Passagiere**

Keine

1.6. **Helikopter HB-XRZ**

Muster: Bell 205A-1

Hersteller: Bell Helicopter Textron (USA) mit einem "Supplement Type Certificate" (STC) von Heli-Conversion, Inc. (USA)

Charakteristik: Einmotoriger 15-plätziger Turbinenhelikopter mit festem Kufenlandegestell

Baujahr/Werknummer: 1980/30'308

Triebwerk: Hersteller: Textron Lycoming
Muster: T 5317A
Serie Nr.: LE-7610C
Leistung: 1'800 shp (theoretisch)

Verkehrsbewilligung: ausgestellt durch das BAZL am 11. April 1988, gültig bis auf Widerruf

Lufttüchtigkeitszeugnis: ausgestellt durch das BAZL am 25. Mai 1987

Eigentümer und Halter: KIWAG AG, 8882 Unterterzen

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

Betriebsstunden
im Unfallzeitpunkt: Zelle: "Time Since New" (TSN) 6'376 Std.
"Time Since Overhall" (TSO) 4'189 Std.

Die letzte BAZL-Zustandsprüfung erfolgte am 14. Mai 1992 bei 5'364 Std.. Die letzte 100 Std. Kontrolle wurde am 8. September 1993 bei total 6'314 Betriebsstunden und die letzte 50 Std. Kontrolle am 21. September 1993 bei total 6'363 Betriebsstunden durchgeführt.

Masse und Schwerpunkt: Die maximale Abflugmasse beträgt 9'500 lbs bei Innen- und 10'500 lbs bei Aussenlasttransporten

Masse im Unfallzeitpunkt:

- Leermasse Helikopter (gemäss Flughandbuch)	5'600 lbs
- Pilot (mit Kleider/Helm/pers Eff.)	189 lbs
- Treibstoff ca. 260 l Kerosen	458 lbs
- Stahlseilverlängerung 38 m mit Haken plus 2 Befestigungsschluppen	92 lbs
- Aussenlast (W 30-Winde mit Stahlseil, amtlich gewogen am 24.9.1993)	2'900 lbs

Totale Abflugmasse 9'238 lbs

Gemäss Flughandbuch, Abschnitt "optional equipment", STC der Firma Heli-Conversion, kann der Helikopter bei den an der Unfallstelle herrschenden Bedingungen: Höhe 5'100 ft (1'555 m/M), Aussentemperatur ca. 12° C, kein Wind, ausserhalb von Bodeneffekt "Hovering Ceiling Out Of Ground Effect" (HOGE) mit einer Masse von maximal 10'000 lbs schweben. Die theoretische Leistungsreserve betrug beim Unfallflug ca. 762 lbs.

Masse und Schwerpunkt befanden sich während des Unfallfluges innerhalb der zulässigen Grenzen.

Flugzeitreserve: Ca. 40 Minuten (260 l Kerosen gemäss Treibstoffabrechnung durch Flughelfer)

1.7 Wetter

1.7.1 Gemäss Bericht der Schweizerischen Meteorologischen Anstalt (SMA) Zürich

Allgemeine Wetterlage:

Nicht sehr stark ausgeprägte Föhnlage.

Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit:

Wetter/Wolken:	5-7/8 mit Basis zwischen 2'000 und 2'300 m/M
Sicht:	mehr als 10 km
Wind:	SW / 5-10 kt
Temperatur/Taupunkt:	12° C / 7° C
Luftdruck:	1'011 hPa QNH
Gefahren:	---
Sonnenstand:	Azimut: 247° Höhe: 20°

1.7.2 Wetter am Unfallort und zur Unfallzeit gemäss Flughelfer und Forstarbeiter

Sicht:	mehr als 10 km
Wind:	windstill
Temperatur:	ca. 12 bis 15° C
Gefahren:	---

1.8 Navigations-Bodenanlagen

Nicht betroffen.

1.9 Funkverkehr

Der Funkverkehr zwischen dem Piloten und den Flughelfern beim Lastaufnahme- und Abladeort wickelte sich bis zum Unfallzeitpunkt ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab. Keiner der drei Flughelfer hat unmittelbar vor und nach dem Knall eine Funkmeldung des Piloten empfangen.

1.10 Flughafenanlagen

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.11.1 Aussenlast-Wägesystem

Im Unfallhelikopter war ein Aussenlast-Wägesystem mit Drucker eingebaut. Es handelt sich dabei um folgenden Typ:

- Load - Indicator MSI 150 - 05
- Printer MSI 150 XP

Bei dieser Anlage muss der Pilot das System selbst aktivieren. Mittels Knopfdruck hat der Pilot die Möglichkeit, die Angabe über die Masse an der Lastenklinke ausdrucken zu lassen. Im Normalfall aktiviert der Pilot den Drucker immer einige Sekunden nach dem Uebergang in den Sinkflug.

Dieser Anlage können u.a. folgende Angaben entnommen werden:

- Totale Flugzeit
- Flugzeit pro Rotation
- Totale Masse der transportierten Aussenlasten
- Aussenlastgewicht pro Rotation
- Durchschnittliches Aussenlastengewicht
- Anzahl Rotationen

Kräfte, Momente oder Angaben betreffend Triebwerk können mit dieser Anlage nicht erfasst werden.

Bei den Aussenlasttransporten vom 23. September 1993 hielt der Drucker u.a. folgende Angaben fest:

- Schwerste Masse beim Aussenlastentransport in Walzenhausen 330 kg
- 134 Rotationen (Holzflüge im Wägital).
Aussenlastenmasse beim schwersten Transport: 1'720 kg
- Durchschnittliche Aussenlastengewichte: 900 - 1'400 kg
- 1 Rotation (Motor im Schilstal): 770 kg

Beim Unfallflug wurde die Masse an der Aussenlastenklinke nicht ausgedruckt.

1.12 Befunde über Wrack und Aufprall (Beilage 1 und 2)

1.12.1 Unfallstelle

Der Helikopter schlug in einer Höhe von ca. 1'550 m/M mit einem Kurs von ca. 230°, bei einer Quer- und Längslage von 0°, hart am Boden auf. Das Unfallgebiet befindet sich in einem Steilhang und ist von einer durch Waldschaden entstandenen Waldlichtung gekennzeichnet. An der Helikopteraufschlagstelle lagen mehrere kleine Aeste und der Boden war, auf wenige Meter begrenzt, relativ eben. Der Helikopter kippte nach der ersten Bodenberührung um die Längsachse auf die rechte Seite um und wurde von zwei kleinen Bäumen am Weiterrollen gehindert. Die Distanz vom Lastaufnahmeort zur Wrackendlage betrug ca. 20 m.

1.12.2 Wrackverteilung und Spuren am Unfallort

- Der Pilot sass auf dem Pilotensitz; sein Helm lag neben ihm.
- Die linke Triebwerkabdeckung lag ca. 25 m vom Helikopter entfernt. Sie war von innen nach aussen an mehreren Stellen durch harte Gegenstände durchlöchert worden.
- Beide Kufenlängsrohre waren abgebrochen und lagen unmittelbar neben dem Helikopter.
- Die Aussenlastenklinke wurde aus der Zentralstruktur vertikal nach unten ausgerissen.
- Beide Hauptrotorblätter schlugen beim Umkippen des Helikopters in den Boden und wurden stark beschädigt.
- Der ganze Heckteil war äusserlich unbeschädigt und als Ganzes vorhanden.
- Das Triebwerk war auf der Höhe des Radialverdichters auf der linken und oberen Seite, in der Position 9 - 11 Uhr, aufgeplatzt. Das Loch im Triebwerk wies eine Grösse von ca. 8 x 30 cm auf. Diverse Teile vom Radialverdichter wurden verstreut im Umkreis von 3 m bis 10 m um die Aussenlast (Seilwindenschlitten) gefunden.
- Die Zeiger der Anzeigeinstrumente im "cockpit" standen auf Null. Aeusserlich waren die Instrumente nicht beschädigt.
- Der Schalter "automatic speed control" war in Position "ON".
- Der Notsender (ELT), Modell CIR-11-7, lag im Helikopter. Der Schalter befand sich in Position "OFF".
- Der Helikopter war mit Aussenlastenspiegeln ausgerüstet; er hatte keine "bubble window door".
- Das Anhängeseil aus Stahl mit Haken (d.h. die Verlängerung der Aussenlast), wies eine Länge von 35 m auf. Es wurde an der Aussenlastenklinke des Helikopters elektrisch ausgeklinkt und hing beim Lastaufnahmeort in den Bäumen.
- Das Treibstoffanzeigergerät zeigte 900 lbs (422 kg), d.h. ca. 525 l an.

1.12.3 Befunde am Wrack nach der Bergung (im Hangar)

- Der installierte "partikel separator" war unbeschädigt und schmutzfrei.
- Die "engine air inlets" und deren Filter waren sauber.
- Visuelle Prüfungen an der dynamischen Kraftübertragung wie Triebwerk zu Haupt- und Heckrotor; die Steuerung der kollektiven und zyklischen Verstellung der Hauptrotorblätter und die Kraftübertragung und Steuerung des Heckrotors zeigten keinerlei Anhaltspunkte für vorbestandene Mängel.
- Die Deformationen an den Hauptrotorblättern lassen sich durch die Berührung mit dem Gelände erklären.
- Die Kabine wies starke Verformungen vor allem im Bereich Unterboden mit aufgeplatzten Kerosentanks auf.

1.13 Medizinische Feststellungen

Die Leiche des Piloten - die äusserlich auffallend geringfügige Verletzungen aufwies - wurde im Institut für Rechtsmedizin in St. Gallen einer Autopsie unterzogen.

Der Pilot wurde beim Aufschlag stark in den Sitz gepresst und gleichzeitig nach vorne geklappt, wodurch er mit der Brust wuchtig in die Schultergurten schlug. Dabei wurde der Brustkorb massiv stumpf zusammengepresst, was zu schweren Verletzungen der inneren Organe, vor allem am Herz, führte. Geschützt durch den Helm blieb der Kopf nahezu unverletzt. Durch den Aufschlag wurde dem Piloten der Helm vom Kopf gerissen. Gemäss Zeugenaussagen war das Befestigungsband am Helm wahrscheinlich einseitig offen, d.h. nicht eingeknüpft.

Der Pilot ist durch einen rasch eingetretenen inneren Blutverlust von 1,9 l in der rechten Brusthälfte, als Folge einer traumatischen Herzruptur, gestorben. Die Organe zeigten keine vorbestandenen Veränderungen.

Der Pilot war zum Zeitpunkt des Todes nicht unter Einfluss von Alkohol, Drogen oder Medikamenten.

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Ueberlebensemöglichkeiten

Der Unfall war als Folge der sehr hohen vertikalen Verzögerung nicht überlebbar.

1.16 Besondere Untersuchungen

Das Triebwerk wurde in Anwesenheit des Untersuchungsleiters und eines Metallurgen der EMPA, beim Triebwerkhersteller Textron Lycoming, USA, zerlegt. Der Radialverdichter mit der Part. Nr. 1-100-078-08 und der Serie Nr. 2'258, war nur noch zu 2/3 vorhanden. An einer Bruchstelle wurde ein Ermüdungsbruch diagnostiziert. Mit Ausnahme des Radialverdichters konnten beim Triebwerk keine weiteren vorbestandenen technischen Störungen festgestellt werden.

Der Radialverdichter und dessen Befestigungsschrauben wurden bei der EMPA weiter untersucht. Dem Bericht der EMPA kann u. a. folgendes entnommen werden:

- "Ca. 1/3 des Radialverdichters fehlt, als Folge von "two radial fractures" (Beilage 3.0.);
- Der Radialverdichter besitzt zwei ca. 3 mm Durchmesser aufweisende Entlüftungsbohrungen (vgl. auch Abschnitt 1.17 "Allgemeines"), die für den Bruch von entscheidender Bedeutung sind (Beilage 3.1.);
- Die metallografische Untersuchung zeigte, dass der Radialverdichter aus dem der Spezifikation entsprechenden Werkstoff M3403 besteht;
- Die Zugfestigkeitseigenschaften und die chemische Zusammensetzung des Werkstoffs erfüllen die AVCO-Spezifikation No. M3403C;
- Der Radialverdichter ist aufgrund von Ermüdung unter Betriebsbelastung gebrochen. Der Bruch hat von beiden Seiten der Entlüftungsbohrung seinen

Ausgang genommen (Beilage 3.2.). Der Haupt-Ermüdungsrisse ist an der gegenüberliegenden Ecke auf der Rückseite der Entlüftungsbohrung entstanden; ausserdem wurden weitere Risse auf der Innenseite der Entlüftungsbohrung initiiert. Der Rissausgangsbereich des Hauptrisses ist stark sekundär geschädigt. Nur 5 mm vom Rissausgang entfernt wurde das typische Bruchbild für stabiles Risswachstum beobachtet. Bei einer Risstiefe von 18 mm wurde der Beginn des schnellen Risswachstums gefunden. Die vollständige Ausdehnung des Haupt-Ermüdungsrisse betrug etwa 24 mm in Richtung Bohrung und 20 mm in Richtung äussere Verdichter-Oberfläche. Die restliche Querschnittfläche wurde durch einen duktilen Gewaltbruch getrennt;

- An der zweiten Entlüftungsbohrung, die symmetrisch zur Verdichterachse positioniert ist, wurden ebenfalls vorbestandene Ermüdungsrisse gefunden, und zwar mit mehreren Anrissen in der Bohrung (Beilage 3.3.);
- Die fraktografische Untersuchung der gebrochenen Bolzen zeigte bei allen Objekten duktile Gewaltbrüche, die mit grosser Wahrscheinlichkeit als Folgeschäden anzusehen sind."

1.17 Verschiedenes

Formeller Unterschied zwischen Bell 205A-1 zu modifiziertem Bell 205A-1 sog. "Super" Bell 205

Der Bell 205-Helikopter wird von der amerikanischen Firma Bell Helicopter Textron USA hergestellt. Die Firma Heli-Conversion USA besitzt ein STC mit der Nr. SH2394NM, ausgestellt vom US-Federal Aviation Administration (FAA) vom 15. Mai 1984 und ist berechtigt eine Bell 205A-1 zu modifizieren. Um Verwechslungen auszuschliessen, wird dieser verstärkte Helikopter im Sprachgebrauch oft Bell "Super" 205A-1 genannt. Im Eintragungs- und Lufttüchtigkeitszeugnis hat der modifizierte Helikopter die gleiche Typenbezeichnung, Bell 205A-1, wie der Originalhelikopter.

Eine Erweiterung der Zulassung eines Luftfahrzeuges oder Triebwerks mittels eines STC setzt rechtlich nicht das Einverständnis des Inhabers des Baumusterzeugnisses (type certificat, TC) voraus. Eine Aenderung der Musterbezeichnung kann nur erfolgen, wenn für das derart geänderte Luftfahrzeug ein neues TC ausgestellt würde, was definitionsgemäss bei einem STC nicht der Fall sein kann.

Für die Ausstellung eines STC genügt es, wenn der Aufsichtsbehörde, im vorliegenden Fall der FAA, die erforderlichen Nachweise vorgelegt werden, dass die massgebenden Lufttüchtigkeitsanforderungen auch im Bezug auf das geänderte Luftfahrzeug erfüllt werden. Ob der ursprüngliche Hersteller, beziehungsweise der Inhaber des TC - im vorliegenden Fall Bell Helicopter - mit diesem Umbau einverstanden ist, spielt in diesem Zusammenhang keine Rolle. Wesentlich ist, dass das STC von der zuständigen Behörde geprüft und genehmigt wurde, was hier durch das FAA geschehen ist. Im vorliegenden Fall, hat sich der Helikopterhersteller und Inhaber des Baumusterzeugnisses (Bell Helicopter) schriftlich vom STC distanziert.

Technischer Unterschied zwischen Bell 205A-1 zu modifiziertem Bell 205A-1 sog. "Super" Bell 205

Gemäss Heli-Conversion und Textron Lycoming, musste nebst diversen Aenderungen im Bereich Heckausleger auch das Triebwerk abgeändert werden. Bei der normalen Bell 205A-1 wird ein Triebwerk mit der Bezeichnung T 5313B verwendet, bei der verstärkten Bell 205A-1 dagegen ein solches mit der Bezeichnung T 5317A. Die beiden

Triebwerke sind im Bereich Lufteintritt ("gas producer compressor" inkl. Radialverdichter) identisch. Unterschiede treten erst bei den nachfolgenden Teilen wie "gas producer turbine components and hot section" auf. Beim modifizierten Triebwerk wurde u.a. die N1-Struktur-Limite von 102,0 % auf 105,0% und die max. "exhaust gas temperature" (EGT) von 626° auf 677° C angehoben. Diese Veränderungen erlauben eine theoretische Leistungssteigerung am Triebwerk auf 1'800 shp bzw. bedingt durch die "reduction gear box" eine von 1'500 shp. Die Leistungsgrenzwerte am Hauptgetriebe bleiben unverändert bei 1'250 shp. Im Flughandbuch des Helikopters muss sich nach dem Umbau im Kapitel "optional equipment" ein "supplement" u.a. mit den neuen verbesserten Leistungsdaten befinden.

Mit dem "agreement" vom 24. Mai 1987 hat die Firma Heli-Conversion der Firma KIWAG AG das STC für die modifizierte Bell 205A-1 übertragen. Der Triebwerkumbau erfolgte am 10. April 1987 bei der Firma Textron Lycoming.

Aus dem "supplement" des erweiterten Flughandbuchs geht hervor, dass eine "Super" Bell 205A-1, wie in Abschnitt 1.6. beschrieben, über eine HOGE-"performance" von 10'000 lbs verfügt, währenddessen laut Helikopterhersteller eine nichtmodifizierte Bell 205A-1 unter den gleichen äusseren Bedingungen an der Unfallstelle mit einer Abflugmasse von 9'400 lbs ausserhalb von Bodeneffekt hätte schweben können.

Die Dokumente der STC-Uebertragung und der Flughandbuch-Erweiterung waren vorhanden.

Wartung / Unterhalt und Aktenangaben

Die Wartung und der Unterhalt am HB-XRZ wurde durch die KIWAG AG unter der Unterhaltsbewilligung der Firma Rhein Helikopter AG mit Standort in Balzers/FL durchgeführt.

Alle Flugstunden, Landungen, Zahlen von "cycles", etc. des Helikopters basieren auf Eintragungen der Piloten und Mechaniker der KIWAG- und Rhein Helikopter AG im Flugreisebuch und "engine log book".

Triebwerk

Auszüge aus den "log books" und "work reports":

- Am 1. April 1987 wurde das Triebwerk beim Hersteller Textron Lycoming USA grundüberholt und auf den Typ T 5317A konvertiert. Die TSN betrug zu diesem Zeitpunkt 3'535 Std. und die "Cycles Since New" (CSN) 7'919 "cycles". Die TSO 0 Std. und die "Cycles Since Overhaul" (CSO) 0 "cycles".

Gemäss "engine log book" (major component record) wurde bei der Grundüberholung neu der Radialverdichter mit der Serie Nr. 2'258 und der Part Nr. 1-100-078-08 eingebaut.

- Am 6. März 1991 führte die Firma BMW Rolls-Royce an den Heisstteilen des Triebwerks Reparaturarbeiten durch. Gemäss Arbeitsbericht wurde festgestellt, dass der Radialverdichter unbedeutende Anlaufspuren aufwies. Er wies 2'427 Betriebsstunden und 1'509 "cycles" auf.
- Am 25. Juli 1991 wurde das Triebwerk durch die Firma BMW RR als Folge von angeblich ca. 100 "compressor stalls" neu eingestellt.

- Am 27. April 1992 wurde das Triebwerk bei BMW RR wegen Erreichen der "Time Between Overhaul" (TBO) grundüberholt.
- Am 18. Januar 1993 wurde das Triebwerk ausgebaut und zu BMW RR gesandt. Diese führte eine Inspektion an den Heissteilen und eine Reparatur durch. Gleichzeitig wurde das Service Bulletin (SB) 0067 von Textron Lycoming ausgeführt. Dieses SB betrifft Arbeiten an den Triebwerkschaufeln in der "power turbine". Der Triebwerkeinbau erfolgte am 5. April 1993.
- Am 26. April 1993 bzw. 6. Mai 1993 wurde das Triebwerk zwecks Ueberprüfung aus- bzw. eingebaut. Die Kundenbeanstandung des unkontrollierten N2-Abregelns, hat sich laut BMW RR nicht bestätigt.
- Am 7. Mai 1993 wurde nach dem Triebwerkeinbau anlässlich von Testflügen festgestellt, dass die N2 ab 4'000 ft Höhe immer noch abfällt.
- Am 27. Mai 1993 wurde das Triebwerk laut Halter und Eigentümer als Folge ungenügender Leistungsabgabe, wieder aus- bzw. am 3. Juni 1993 eingebaut. Das vorzeitige Abregeln von N2 wurde durch BMW RR festgestellt und korrigiert.
- Am 20. Juli 1993 wurde das Triebwerk ausgebaut und die "accessory gear box" demontiert und zur Reparatur zu BMW RR gesandt. Der Triebwerkeinbau erfolgte vor dem 3. August 1993.
- Am 21. September 1993, zwei Tage vor dem Unfallflug, wurde ein "compressor wash" durchgeführt.
- Beim Unfallflug am 23. September 1993 betragen die Betriebszeiten für das Triebwerk gemäss diversen "log books":
TSN ca. 7'730 Std., TSO ca. 1'025 Std.,
CSN ca. 12'727 "cycles", CSO ca. 4'831 "cycles".

Zählung der Triebwerkanlassvorgänge (Cycles) für die einzelnen Komponenten

Nebst den Betriebsstunden stellen die Triebwerkanlassvorgänge einen laufzeit-limitierenden Faktor für das Triebwerk dar. Die verschiedenen Einzelteile im Triebwerkinnern haben unterschiedlich hohe Laufzeitwerte.

Während Jahren galt ein Triebwerkanlassvorgang als ein "cycle". Mit dem SB Nr. 0034 vom 10. Juli 1989 schreibt der Triebwerkhersteller ein neues Zählverfahren vor. Ab diesem Datum müssen die "cycles" für die drei Stufen im Triebwerk - "stage 1 refers to the gas producer compressor including the impeller, stage 2 refers to the gas producer turbine (stage 1 and 2 together are called the gas producer components) and stage 3 refers to the power turbine - auf unterschiedliche Art und Weise gezählt werden (Beilage 7). Laut dem Triebwerkhersteller soll mit dem neuen Zählverfahren nicht nur der Triebwerkanlassvorgang sondern auch die Triebwerksleistungsbeanspruchung für das Zählen mitberücksichtigt werden. Den neu definierten Zählwert nennt man "total operating cycles". Jeder Bauteil im Triebwerkinnern hat nebst einer maximalen Betriebsstundenzahl auch einen Grenzwert für die "total operating cycles". Am 11. Dezember 1989 erliess der Triebwerkhersteller bereits die erste Revision des SB 53-0034 (Beilage 4), welche bis zum Unfalltag Gültigkeit hatte.

Mit diesem SB bzw. der Revision 1 wird verlangt, dass nicht nur die effektiven Triebwerkanlassvorgänge sondern auch die Landungen, "flights", "gas-producer-Maximalwerte (NG-max) bei den "flights" und "excursions", je nach Einsatzart des

Helikopters, erfasst werden müssen. Anhand von verschiedener Umrechnungstabellen, die sich im SB befinden, werden die verschiedenen Komponenten im Triebwerkinnern unterschiedlich hoch, zusätzlich zu einem normalen Triebwerkanlassvorgang, belastet.

Die SB geben keine Hinweise darauf, ob rückwirkend auf die Betriebsstunden des Triebwerks Massnahmen getroffen werden müssen.

Der Wert der neuen "total operating cycles" erhöht sich gegenüber den alten "cycles" an den Bauteilen beim "stage 1" ("gas producer compressor") inkl. Radialverdichter aufgrund dieser SB nur geringfügig. Bei den Bauteilen im Bereich "stage 2" ("gas producer turbine") bewirkt das SB, bedingt durch die Triebwerksbelastungswechsel wie sie beim Loggingflug oft vorkommen (sog. "excursions"), eine deutliche Erhöhung der "total operating cycles".

Damit die Erfassung der Triebwerkanlassvorgänge nach den neuen Methoden einfacher gehandhabt werden kann, bietet die Firma Heli-Conversion ein Gerät mit STC der Firma Howell Instruments mit einem Gewicht von max. 2 lbs an. Laut deren Angaben kann das Gerät die neu definierten "total operating cycles" automatisch zählen. Ein solches Gerät war im Helikopter nicht installiert.

Am 25. September 1993, zwei Tage nach dem Unfall erhielt die KIWAG AG das SB 53-0034 Rev. Nr. 2, welches das Zählen der "total operating cycles" verändert vorschreibt und am 12. Juli 1993 vom Triebwerkhersteller veröffentlicht wurde. Die laufzeitlimitierenden Grenzwerte wie Betriebsstunden und "total operating cycles" blieben beim Radialverdichter gleich. Der eingebaute Radialverdichter hätte unter Berücksichtigung von Revision 2 nur geringfügig mehr "total operating cycles" erhalten als mit der beim Unfall gültigen Zählmethode.

Radialverdichter ("impeller")

Allgemeines

Textron Lycoming bietet zwei unterschiedliche Radialverdichter an. Der Unterschied unter den zwei Verdichtern besteht darin, dass der Impeller mit der Part Nr. 1-100-078-08 über zwei Entlüftungsbohrungen verfügt und derjenige mit der Part Nr. 1-100-078-14 keine Entlüftungsbohrungen hat. Die erstgebauten Radialverdichter verfügten über Entlüftungsbohrungen, weil man glaubte, einen Druckausgleich von der Innen- zur Aussenseite vornehmen zu müssen. Auf Grund der Erfahrungen -vor allem im Bereich Lokomotivenbau- verzichtete der Triebwerkhersteller später auf diese Entlüftungsbohrungen.

Beim Unfallhelikopter war der Radialverdichter mit der Serie Nr. 2'258 und der Part Nr. 1-100-078-08, d.h. mit den zwei Entlüftungsbohrungen eingebaut (siehe Bericht EMPA 1.16).

Die Laufzeitbeschränkung für den eingebauten Radialverdichter beträgt entweder 15'800 "total operating hours" oder 5'000 "total operating cycles". Sobald der erste Grenzwert erreicht wird, muss der Bauteil ersetzt werden. Beim Unfalleintritt wies der Radialverdichter gemäss den verschiedenen "log books" eine TSN von ca. 4'195 "total operating hours" und eine CSN von ca. 4'830 "total operating cycles" (4'808.3 "cycles" vom Vortag plus ca. 22 geschätzte "cycles" am Unfalltag) auf.

Kontrollen am Radialverdichter

Der beim Unfallflug zerstörte Radialverdichter Nr. 1-100-078-08 unterliegt der Lufttüchtigkeitsanweisung Nr. HB 86-112 vom 25. Juni 1986 des BAZL. Diese Anordnung basiert auf dem SB T 5313B/17A-0052 vom November 1985 bzw. Revision Nr. 1 vom 16. April 1990 des Triebwerkherstellers bzw. einer "airworthiness directive" AD 86-09-05 des FAA (Beilagen 5 und 6).

Laut AD 86-09-05 des FAA muss beim Radialverdichter mit den Entlüftungsbohrungen bei 3'500 "total operating cycles" innerhalb maximal 200 "total operating cycles" und bei weiteren je 500 "total operating cycles" ohne Toleranzüberschreitung der Radialverdichter auf Risse untersucht werden, ehe er bei Erreichen des Grenzwertes von 5'000 "total operating cycles" ersetzt werden muss. Diese Kontrollen können bei eingebautem Triebwerk vorgenommen werden und werden nach dem "Dye Check-Verfahren" durchgeführt.

Gemäss den technischen Akten und der vom Unterhaltsbetrieb vorgenommenen "total operating Cyclezählmethode" erfolgten die Kontrollen wie folgt:

- 3'500 "total operating cycles"-Kontrolle am 30. März (oder 6. April 1993 je nach log book") bei 3'501 "total operating cycles" durch BMW RR.
- 4'000 "total operating cycles"-Kontrolle am 19. Juli 1993 bei 4'268 "total operating cycles" durch die Rhein Helikopter AG.
- 4'500 "total operating cycles"-Kontrolle wurde bis zum Unfalleintritt nicht durchgeführt.

Aktenführung und Handhabung von Service Bulletins (SB) und Airworthiness Directives (AD)

Aus den technischen Akten geht hervor, dass:

- gewisse Daten des Helikopters die gemäss SB zu erfassen sind (z. B. Landungen, Anzahl NG-Wechsel von mehr als 10%, etc.) nicht erfasst wurden und für Nachrechnungen nicht zur Verfügung stehen;
- das Erfassen der "total operating cycles" nicht entsprechend den Richtlinien der SB gehandhabt wurde. Dies gilt für die drei verschiedenen Stufen. In Bezug auf den Radialverdichter (Teil von Stufe 1) wurde zuerst zuwenig anschliessend zuviel gezählt. Für die Stufe 2 wurde zwischen 1989 bis April/Mai 1992 zuwenig anschliessend korrekt gezählt.

Anhand dieser Tatsache können folgende Befunde abgeleitet werden:

- Die effektiven "total operating cycles" am Radialverdichter lassen sich rückblickend nicht mehr mit absoluter Sicherheit bestimmen, da die Anzahl Landungen ab Mai 92 nicht mehr erfasst wurden und die N1 Maximalwerte nur über eine kurze Zeit erfasst wurden. Der Wert von ca. 4'830 "total operating cycles", die der Operator für den Radialverdichter bis zum Unfalleintritt errechnet hat, ist durch die andere Auslegung der SB, wahrscheinlich zu hoch. Wieviel zu hoch, kann aus bekannten Gründen nicht beantwortet werden.
- Die effektive Zahl der "total operating cycles" an der Stufe 2 lässt sich nicht mehr errechnen, da mehrere notwendige Parameter fehlen (Landungen,

N1-Maximalwerte, "excursions"). Sicher ist, dass der in den technischen Akten angegebene Wert durch die andere Auslegung der verschiedenen SB, für diese Komponenten zu tief berechnet wurde.

Die KIWAG und Rhein Helikopter AG führten nach dem Unfall mit Vertretern des Triebwerkherstellers eine Besprechung durch, bei der u.a. die Anwendung der entsprechenden SB erklärt wurde. Die Rhein Helikopter AG führte anschliessend eine Nachzählung durch, soweit dies möglich war (anhand von Erfahrungswerten). Laut deren Schreiben vom 16. November 1993 und deren Beurteilung, wies die Stufe 1 ca. 3'500 und die Stufe 2 über 10'000 "total operating cycles" auf.

Notsender (ELT)

Der Notsender, Martech Inc. USA, Modell CIR-11-7, wurde durch den Aufprall nicht ausgelöst, da er nicht armiert war.

2. **BEURTEILUNG**

Operationelles

Die Aussagen der Zeugen beim Lastaufnahmeort decken sich mit den Ergebnissen der Triebwerkuntersuchung. Demzufolge trat die technische Störung, d.h. der Ausfall der Antriebsquelle (Triebwerk) durch Zerstörung des Radialverdichters, unmittelbar nach dem Anheben der Aussenlast in der Höhe von 38 m/G ein. Der Pilot konnte die Aussenlast noch ausklinken. Zeit und Höhe über Grund fehlten ihm jedoch, um den bergwärts gerichteten Helikopter in einen sicheren Autorotationsflug (Notflug) steuern zu können. Beim Eintritt der technischen Störung war der Helikopter in der kritischen Zone des Geschwindigkeits/Höhe-Diagrammes, d.h. in der sog. "dead line curve" und dies erst noch mit einem gegen den Berg gerichteten Kurs.

Ob der Pilot den Helikopter nach dem Knall bewusst auf die kleine ebene Fläche in der Waldlichtung steuerte oder ob der Helikopter unkontrolliert abstürzte, bleibt unklar. Tatsache ist, dass der Helikopter mit geringer Hauptrotordrehzahl ("low rotor RPM") und mit einer hohen vertikalen Verzögerung, von wahrscheinlich über 25 g, am Boden aufschlug. Beim harten Aufschlag erlitt der Pilot innere Verletzungen, die zum sofortigen Tod führten.

Technisches

Die technischen Akten zeigen auf, dass überdurchschnittlich viele ungeplante Reparatur-, Kontroll- und Einstellarbeiten am Triebwerk ausserhalb der normalen Wartungsintervalle vorgenommen werden mussten. Einen direkten Zusammenhang zwischen diesen Arbeiten und dem technischen Ausfall des Triebwerks besteht jedoch nicht.

In den Jahren 1989 bis 1991 wurde die Zahl der "total operating cycles" für den Radialverdichter zu wenig streng berechnet, da nur die effektiven Triebwerkanlassvorgänge und nicht auch die Landungen mitberücksichtigt wurden, andererseits wurde ab 1992 der Radialverdichter mit einem zu hohen Faktor belastet, der eigentlich nur den "gas producer turbine components" zugerechnet werden müsste, so dass davon auszugehen ist, dass dem Radialverdichter im gesamten wahrscheinlich mehr "total operating cycles" angelastet wurden als dies den SB entsprechend notwendig gewesen wäre. Die genaue Anzahl der Radialverdichtercycles lässt sich nicht mehr mit

Bestimmtheit errechnen, da einige in den SB geforderten Angaben teilweise nicht in den "log books" erfasst wurden. Werte zwischen 3'500 und 4'000 "cycles" dürften am ehesten der Wahrheit entsprechen. Der Wert von 4'830 "total operating cycles" wie er in den technischen Akten wiedergegeben wird, und bis zum Unfallzeitpunkt als korrekt gewertet wurde, ist wahrscheinlich zu hoch.

Grundsätzlich ist davon auszugehen, dass die vom Halter für die Erfassung der Zyklen ("total operating cycles") des Radialverdichters angewendete Zählmethode letztendlich zu keinerlei Beeinträchtigung der Sicherheit führen konnte, obwohl sie vom Inhalt des SB abwich, da das Resultat auf die "gute Seite" abwich und die eigentlichen Grenzwerte nicht überschritten wurden.

Rissbildung am Radialverdichter

In ihrem Bericht kommt die EMPA zum Schluss, dass das Versagen des Radialverdichters durch die Entlüftungsbohrung eingeleitet wurde. Der Riss entstand auf der nicht einsehbaren Innenseite der Entlüftungsbohrung und setzte sich langsam nach aussen bis zum Auseinanderbrechen fort. Eine solche Rissbildung wäre bei einem Radialverdichter ohne Entlüftungsbohrungen nicht möglich gewesen. Nach Angaben des Triebwerkherstellers ist ein solcher Ausfall des Radialverdichters noch bei keinem Bell 205-Helikopter eingetreten. 1992 stürzte ein Helikopter vom Typ Bell 214, ausgerüstet mit einem Textron Lycoming T 55-Triebwerk, bei Loggingflügen ab, weil der Radialverdichter auf der Innenseite der Entlüftungsbohrung langsam riss und plötzlich auseinanderfiel. Beide Flugunfälle weisen gewisse Parallelen bezüglich der Unfallursache auf.

Auch wenn eine solche Störung an einem Bell 205-Radialverdichter noch nie aufgetreten ist, weist der Triebwerkhersteller die Helikopterunternehmen mit den vorgeschriebenen SB zu Kontrollen auf. Währendem sich das strengere AD 86-09-05 nur auf den Radialverdichter bezieht, gilt das SB 53-0034 Rev. 1 zusätzlich zum Radialverdichter auch für alle anderen dynamischen Komponenten im Triebwerkinnern. Laut beider Vorschriften sind die "total operating cycles" sehr wichtig und müssen gezählt werden. Bei beiden Vorschriften unterliegt der Radialverdichter der gleichen Cycles-Zählmethode. Im SB 53-0034 Rev. 1 werden den "gas producer turbine components" verschärfendere Cycles-Zählverfahren auferlegt.

Offene Fragen

Anhand der aus den Untersuchungen gewonnenen Erkenntnissen stellen sich nun folgende Fragen:

- Sollen Radialverdichter mit Entlüftungsbohrungen nicht durch Radialverdichter ohne Entlüftungsbohrungen ersetzt werden?
- Ist der Laufzeitgrenzwert von 5'000 "total operating cycles" SB 53-0034 Rev. 1 für Aussenlast-Arbeitseinsätze mit kurzen Rotationsflügen und tausenden von "excursions" (NG-Wechseln von +/- 10% und mehr), im maximalen Belastungsbereich, ein realistischer Wert?
- Sollte nicht auch der Radialverdichter mit dem höheren Umrechnungsfaktor belastet werden, der gemäss SB 53-0034 Rev. 1 zur Zeit für die Komponenten der Stufe 2 gilt?
- Wieso schreibt man im SB 53-0034 Rev. 1 nicht auch die verfügbaren automatischen Cycleszählgeräte vor?

- Wieso werden SB vom Hersteller so definiert und von den Behörden so genehmigt, dass sie den Piloten bei höchster Konzentrationsarbeit noch zusätzlich belasten?
- Wie soll das AD 86-09-05 vom FAA korrekt gehandhabt werden, wenn es einerseits sehr missverständlich interpretiert werden kann und andererseits man nicht in der Lage ist, die wichtigen "total operating cycles" genau zählen zu können?
- Ist die Art der Rissprüfung für diesen Radialverdichter überhaupt die richtige, da der Riss seinen Ursprung auf der Innenseite der Entlüftungsbohrung hat und aussen erst sichtbar wird, wenn er bereits die Wanddicke durchtrennt hat?
- Wieso müssen die ersten Risskontrollen am Radialverdichter erst bei 3'500 "total operating cycles" vorgenommen werden, wenn sich bei diesem Unfall gezeigt hat, dass der Ermüdungsbruch, möglicherweise bei effektiv knapp 3'500 "total operating cycles" (die genaue Zahl ist wie beschrieben nicht mehr absolut bestimmbar) eingetreten ist?
- Wäre der Riss am Radialverdichter sichtbar gewesen bzw. hätte der Unfall vermieden werden können, wenn die Kontrolle der 4'500 "total operating cycles" beim Erreichen von 4'500 "total operating cycles" (ca. 3 Wochen vor dem Unfallzeitpunkt) gemäss der bis zum Unfalltag als gültig erachteten Zählung durchgeführt worden wäre?

Es drängt sich der Schluss auf, dass das korrekte Zählen der "total operating cycles" sehr wichtig und ohne eingebautes automatisches Zählgerät nicht möglich ist. Der Pilot kann während Holztransporten eine solche Zusatzaufgabe nicht korrekt ausführen. Er sollte sich beim Fliegen primär mit operationellen und nicht mit administrativen Arbeiten beschäftigen müssen. Das heisst, das zertifizierte und verfügbare automatische Zählgerät müsste bei der Ausübung solcher Aufgaben (100 bis 150 Rotationen Holztransporte am Tag) von den zuständigen Behörden wie FAA und BAZL zwingend vorgeschrieben werden. Helikopter dieser Gewichtskategorie sollten ohnehin raschmöglichst mit einem "flight data recorder" (FDR), wie dies die JAR-OPS Part 3-Normen vorsehen, ausgerüstet werden.

Die "performance charts" des ursprünglichen Bell 205A-1 und des modifizierten Bell 205A-1 zeigen auf, dass Leistungssteigerungen für das Triebwerk anfallen. Die Differenz der Zuladung am Lasthaken kann beim modifizierten Bell 205A-1 unter gewissen Bedingungen 500 lbs oder mehr ausmachen. Die maximale Abflugmasse bleibt indessen gleich (10'500 lbs). Der modifizierte Helikopter ist "laienhaft" ausgedrückt in der Lage, in grösseren Höhen oder bei erhöhten Aussentemperaturen weniger grossen Nutzlasteinschränkungen zu unterliegen.

Dadurch, dass beim stärkeren Triebwerk an der Stufe 1 keinerlei Modifikationen vorgenommen wurden, bleibt die Frage offen, ob der unverändert gebliebene Radialverdichter, bei dem die Laufzeitbeschränkung nicht verändert wurde, zum schwächsten Glied geworden ist.

Es wäre von Vorteil, wenn ein modifizierter Helikopter, der unter gewissen Bedingungen deutliche Leistungsverbesserungen erzielt, eine andere Typenbezeichnung tragen würde, auch wenn dies, rechtlich nach der geltenden Ordnung, nicht notwendig ist. Wenn zwei unterschiedliche Luftfahrzeuge die gleiche Musterbezeichnung tragen, kann dies zu Missverständnissen oder Problemen führen.

3. SCHLUSSFOLGERUNGEN

3.1 Befunde

- Der Pilot besass alle Berechtigungen um den Flug durchzuführen und verfügte über eine grosse Erfahrung bei Helikopterholztransporten.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen des Piloten vor, die zum Unfall hätten beitragen können.
- Auf Grund der schweren Verletzungen der inneren Organe, aufgetreten durch die sehr hohe vertikale Verzögerung beim Aufprall, erlitt der Pilot den sofortigen Tod.
- Die Resultate der Untersuchung auf Alkohol, Drogen und Medikamente waren negativ.
- Die Flug-, Flugdienst- und Ruhezeiten wurden eingehalten.
- Der Helikopter war zum Verkehr VFR zugelassen. Die Wartung wurde durch Personal des Halters und Eigentümers unter der Unterhaltsbewilligung der Rhein Helikopter AG vorgenommen. Im Unfallzeitpunkt wies die Helikopterzelle 6'376 Betriebsstunden auf.
- Basierend auf einem vom FAA zertifizierten STC der Firma Heli Conversion wurde der Helikopter 1987 modifiziert. Der Triebwerkumbau erfolgte beim Triebwerkhersteller Textron Lycoming USA. Am Radialverdichter (Teil von Stufe 1) wurden keine Veränderungen vorgenommen. Die theoretische Triebwerkleistung wurde auf 1'800 shp angehoben. Der Helikopter behielt nach den Umbauarbeiten die gleiche Musterbezeichnung. Der Helikopterhersteller distanziert sich vom STC und den Umbauarbeiten.
- Die technischen Untersuchungen am Helikopter, mit Ausnahme des Triebwerkes, ergaben keine Hinweise für technische Mängel, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Der Helikopter wurde in den letzten Jahren ausschliesslich für Holztransporte (Logging) eingesetzt. Der Unfall trat ca. bei der 143 Rotation am gleichen Tag, beim Anheben einer Aussenlast, ein. Der Helikopter befand sich zu diesem Zeitpunkt in 38 m/G.
- Masse und Schwerpunkt befanden sich innerhalb der zulässigen Grenzen. Beim Unfallflug verfügte der Helikopter über eine theoretische Leistungsreserve von 762 lbs.
- Ab 1987 wurden am Triebwerk, insbesondere in den letzten zwei Jahren, überdurchschnittlich viele Kontroll- und Reparaturarbeiten ausgeführt. 1993 wurde das Triebwerk als Folge ungenügender Leistungsabgabe mehrmals aus- bzw. eingebaut. Die Kontrollarbeiten am Triebwerk wurden durch die Firma BMW Rolls-Royce in Deutschland vorgenommen.
- Die Betriebszeiten für das Triebwerk betragen beim Unfallflug:
TSN ca. 7'730 Std., TSO ca. 1'025 Std.,
CSN ca. 12'727 "cycles", CSO ca. 4'831 "cycles"
- Das Triebwerk bzw. der Radialverdichter mit der Serie Nr. 2'258 und der Part Nr. 1-100-078-08 explodierte als der Helikopter eine Aussenlast von ca. 2'900 lbs ausserhalb von Bodeneffekt anhub. Die Explosion verursachte am Triebwerkgehäuse ein Loch in der Grösse von 8 x 30 cm.

- Der Ermüdungsbruch des Radialverdichters ist nicht auf einen fehlerhaften Werkstoff zurückzuführen. Der Bruch entstand an der nicht überblickbaren Innenseite der Entlüftungsbohrung, als Folge von Ermüdung unter Betriebsbelastung.
- Das Zählverfahren für die Bestimmung der "total operating cycles" ist im SB 53-0034 Revision Nr. 1 geregelt. Die Formulierung lässt allerdings verschiedene Interpretationen offen. Der Operator und Unterhaltsbetrieb haben die Zählung der "total operating cycles" und das Erfassen gewisser Werte nicht gemäss dem vom SB beabsichtigten Ziel durchgeführt. Die Abweichung führte dazu, dass der Radialverdichter letztlich wahrscheinlich mit mehr "total operating cycles" belastet wurde, als er effektiv aufwies (Korrektur auf die "gute Seite"). Die im SB gewählte Formulierung kann leicht zu einer eigens beurteilten und nicht vom Herausgeber beabsichtigten Auslegung der Cycleszählung führen.
- Die Zählung der "total operating cycles" bzw. die Ausrechnung muss "von Hand" erfolgen, wobei sich der Pilot bei Loggingtransporten am Ende eines Fluges an sehr viele Werte erinnern muss, anhand derer er die effektive Zahl der "total operating cycles" für die einzelnen Komponenten bestimmen kann. Die Firma Heli-Conversion USA liefert ein zertifiziertes automatisches "cycles"-Zählgerät mit STC, welches von den Zulassungsbehörden nicht vorgeschrieben wird.
- Die maximale Laufzeit des Radialverdichters beträgt 15'800 "total operating hours" und 5'000 "total operating cycles". Beim Unfalleintritt betrug die Laufzeit ca. 4'195 "total operating hours" und gemäss den gültigen technischen Akten und dem Wissensstand am Unfalltag ca. 4'830 bis 4'835 "total operating cycles". Nachrechnungen ergaben, dass die Zahl der "total operating cycles" wahrscheinlich tiefer sein muss als der Wert, der in den "log-Büchern" angegeben ist. Der wirkliche Wert lässt sich im Nachhinein nicht mit Bestimmtheit festlegen.
- Der Radialverdichter muss beim Erreichen von 3'500 "total operating cycles" und bei allen weiteren 500 "total operating cycles" auf Risse kontrolliert werden. Das Vorgehen ist in der Lufttüchtigkeitsanweisung Nr. HB 86-112 des BAZL's vom 25. Juni 1986 bzw. dem FAA AD 86-09-05 geregelt.
- Die Risskontrollen, gemäss FAA AD 86-09-05, bei 3'500- und 4'000 "total operating cycles" wurde verspätet und diejenige von 4'500 "total operating cycles" wurden gemäss der zum Unfallzeitpunkt vorliegender Zählmethode, bis zum Unfalleintritt nicht durchgeführt. Die EMPA kann sich nicht mit Bestimmtheit äussern ob der Riss beim Erreichen der 4000 bzw. 4500 cycles sichtbar hätte erkannt werden können; sie schliesst jedoch das Gegenteil nicht aus. Nur der Triebwerkhersteller sei in der Lage diese Frage zu beantworten. Laut Lycoming hätte der Riss bereits bei der 4000 cycles-Kontrolle, in jedem Fall aber bei derjenigen der 4500 cycles festgestellt werden müssen.
- Nach dem Eintritt der Triebwerkstörung hat der Pilot die Aussenlast sofort elektrisch ausgeklinkt. Ob er die kleine ebene Fläche im Steilhang bewusst angesteuert hat oder darauf abstürzte ist unklar. Der Aufprall des Helikopters am Boden war heftig und erfolgte mit stark reduzierter Hauptrotordrehzahl.
- Ein "flight data recorder" (FDR) oder "monitoring system" ist nicht vorgeschrieben und war nicht eingebaut.
- Der Helikopter war mit einem Aussenlast-Wägesystem mit Drucker ausgerüstet. Die ausgedruckten Aussenlastenwerte zeigen Werte, die das Fliegen innerhalb der "flight envelope" ermöglichen.

- Beim Aufschlag des Helikopters wurde der Notsender (ELT) nicht ausgelöst, da er nicht aktiviert war.
- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist zurückzuführen auf:

- Triebwerksausfall als Folge eines Ermüdungsbruches am Radialverdichter, beim Schwebeflug ausserhalb von Bodeneffekt im kritischen Höhenbereich über Grund;
- Unklarheiten in der Anwendung und/oder Mängel btr. Zählmethode und Maximalwerte der "total operating cycles" des "service bulletin 53-0034 Rev. 1";
- Unterlassen der Kontrollen gemäss AD 86-09-05, was wahrscheinlich die Entdeckung des Risses verunmöglicht hat.

4. EMPFEHLUNGEN

1. Zwei deutlich unterschiedliche Helikopter sollten nicht die gleiche Musterbezeichnung tragen.
2. Bei Bell 205-Helikopter sollten die Radialverdichter mit Entlüftungsbohrungen durch Radialverdichter ohne Entlüftungsbohrungen ersetzt werden, insbesondere für Helikopter, welche mit einer Lastenzange ausgerüstet sind (häufige wiederholte N1 Variationen).
3. Im SB 53-0034 muss das automatische "cycles-Zählgerät" als obligatorisch erklärt werden, insbesondere für Helikopter, welche mit einer Lastenzange ausgerüstet sind (häufige wiederholte N1-Variationen).
4. Helikopter dieser Gewichtskategorie sollten mit einem "Flight Data Recorder" (FDR), wie dies die JAR OPS Part 3 Normen vorsehen, ausgerüstet werden.

Die Kommission verabschiedete den Schlussbericht einstimmig.

Bern, 27. Oktober 1994

EIDG. FLUGUNFALL-
UNTERSUCHUNGSKOMMISSION
Der Präsident:

sig. H. Angst



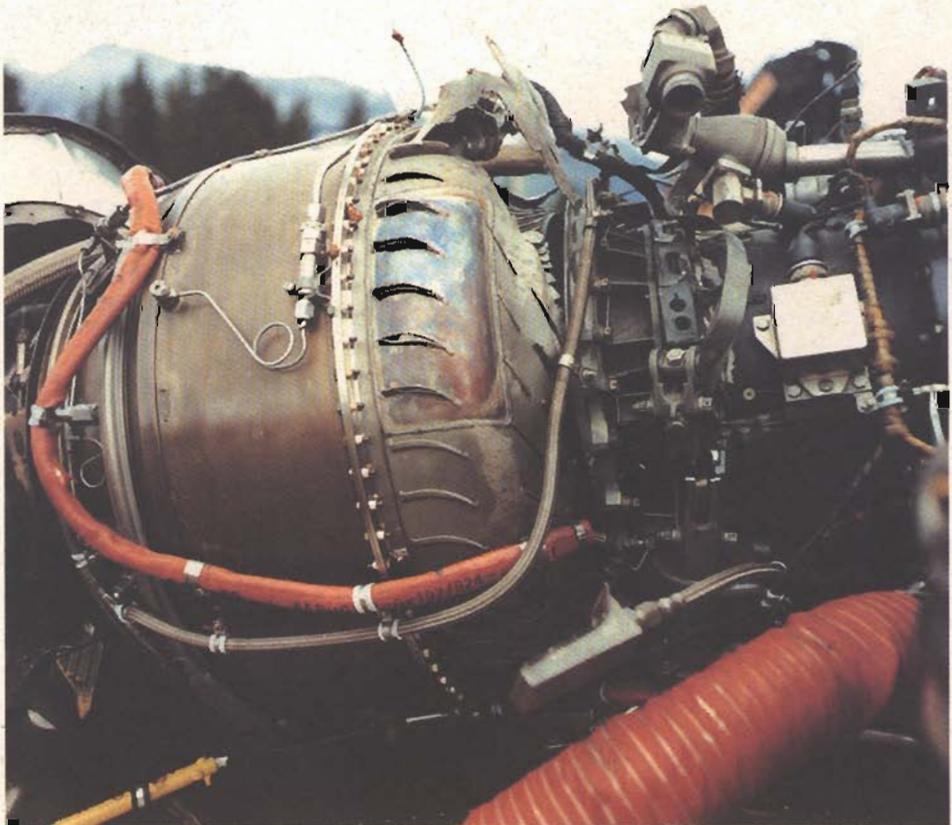
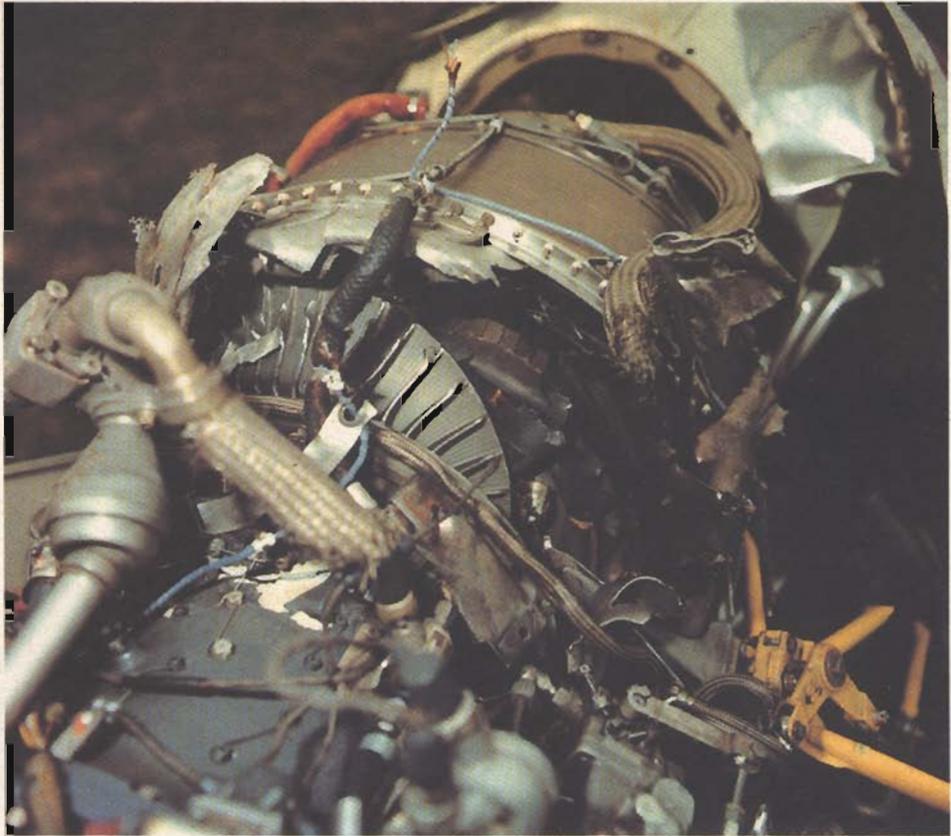
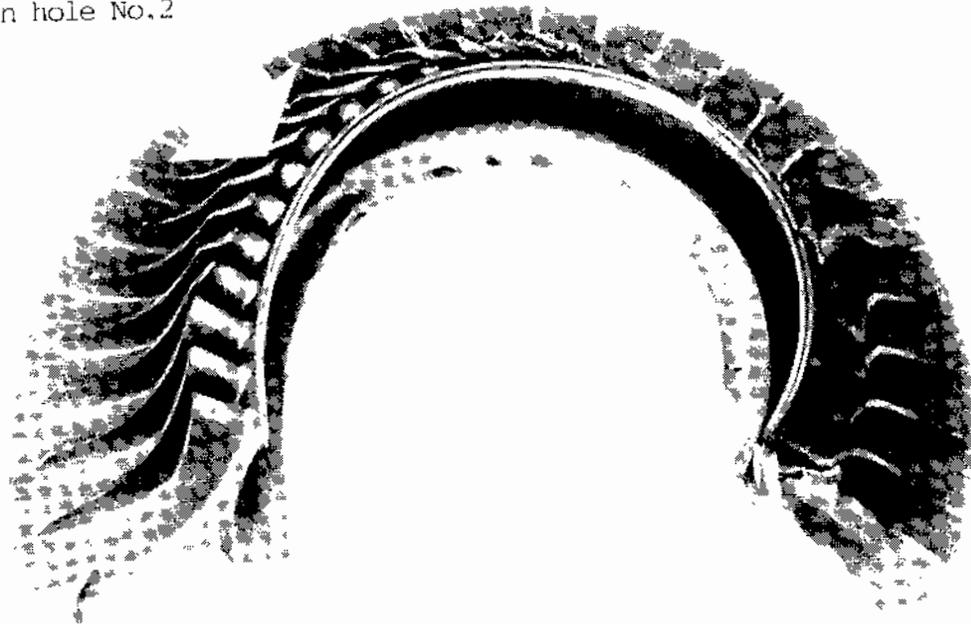


Table I**Fragment of the impeller – as delivered****EMPA Photo No.: 100'537****1:2.5**

Drain hole No.2



Overall view from the forward side of the impeller.

Right: Primary, fatigue fracture with origin at the drain hole No. 1 .

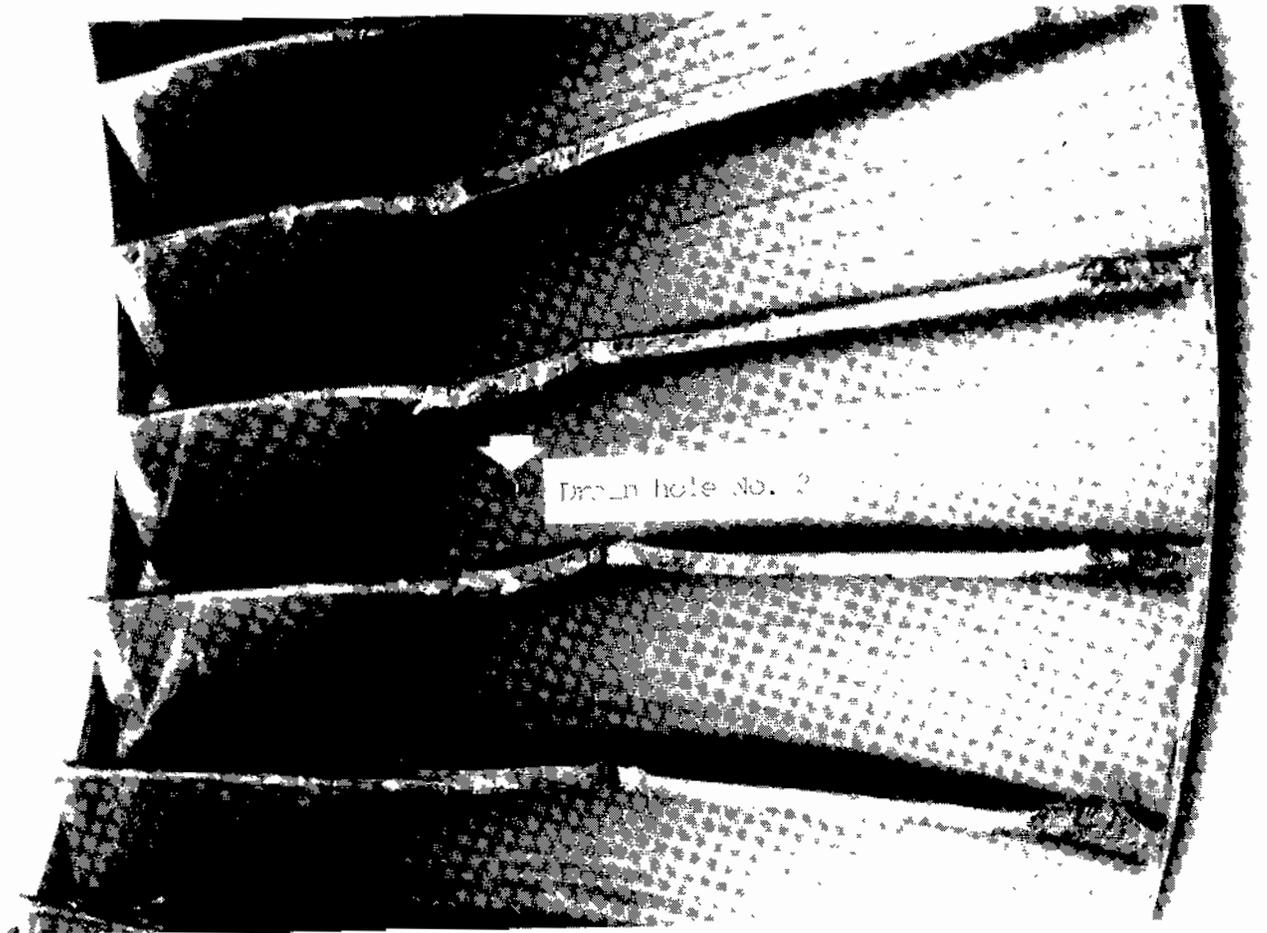
Left: Secondary overload fracture

Arrow: Drain hole No. 2 with cracks

Table IX

EMPA Photo No.: 100'533/12

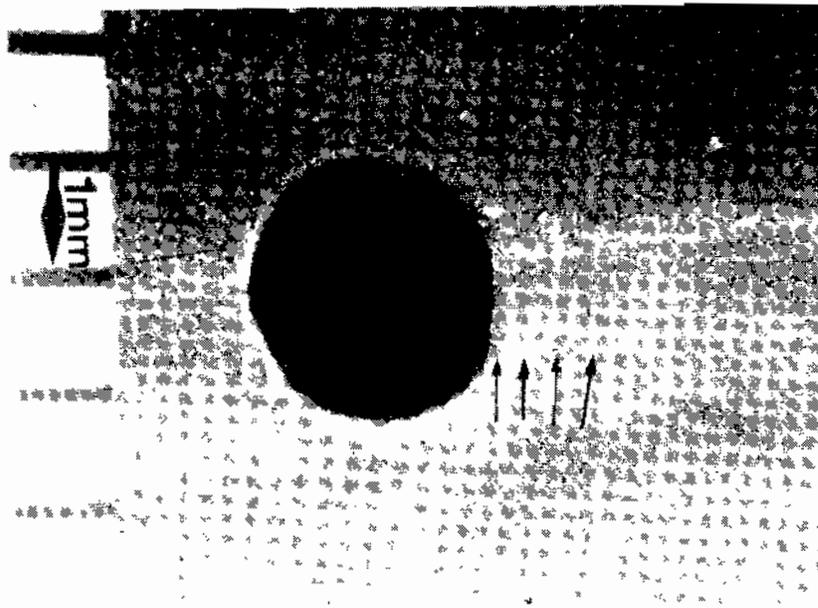
1:1



Forward side of the impeller with precracks at drain hole No. 2

EMPA Photo No.: 5220

x15



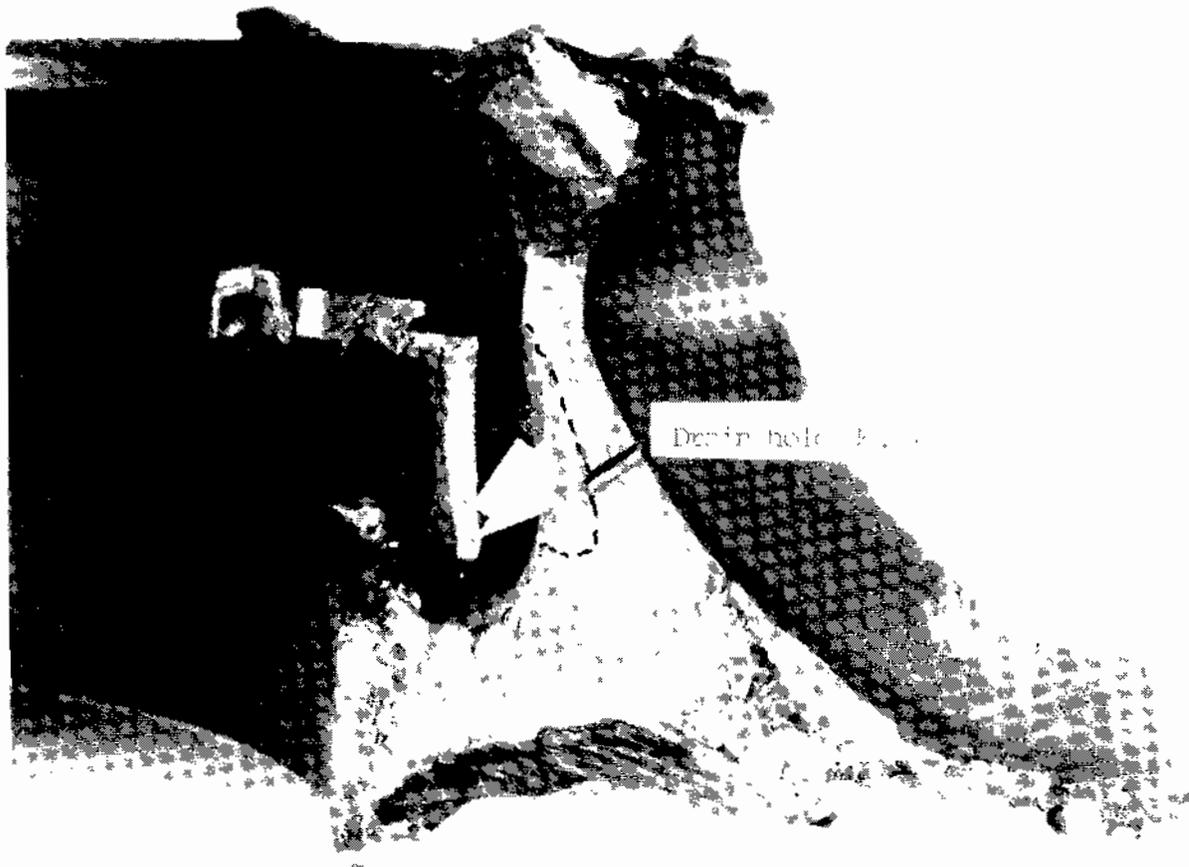
Detail from photo above. Poorly visible crack (see arrows)

Table III

Primary fatigue fracture

EMPA Photo No.: 100'533/6

1:1.5



Arrow indicates crack origine area.

Dotted line delineates post fractural damage due to impact

Test report EMPA No 150'294
Customer Eidg. Büro für Flugunfalluntersuchungen, Bern

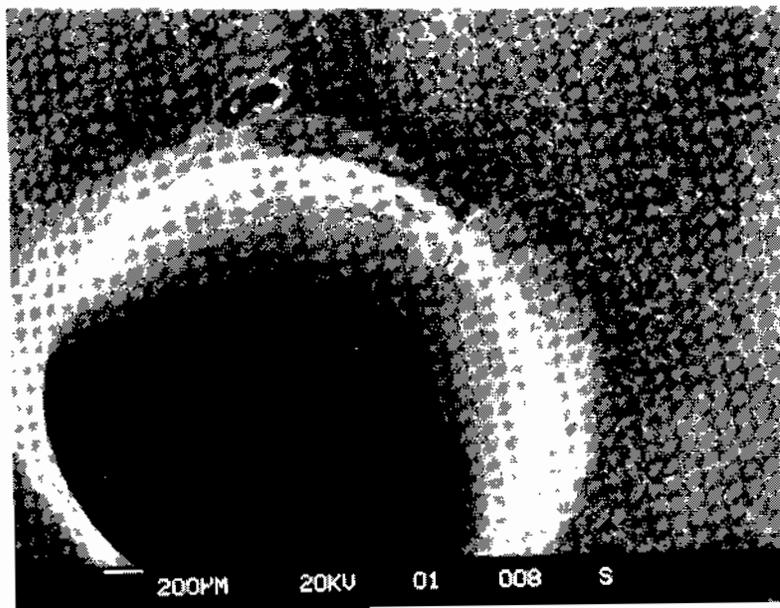
Page 17
of total 21 Pages

Table XI

Forward side of the impeller

EMPA Photo No.: 5229

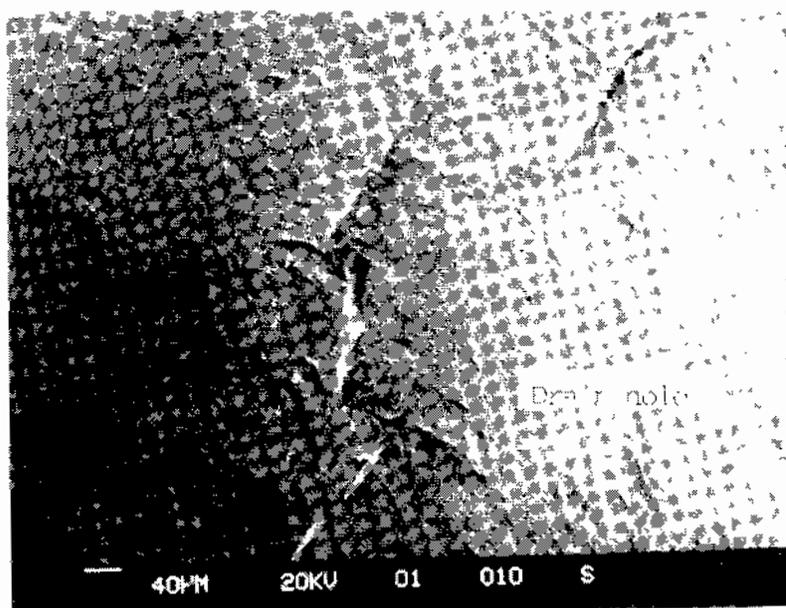
x25



Overview of the hole No. 2 with preexisting crack

EMPA Photo No.: 5230

x125



"Zig-zag" crack path inside of the drain hole No. 2

TEXTRON Lycoming

SERVICE BULLETIN

LETTER OF TRANSMITTAL

SERVICE BULLETIN NUMBER

No. 53-0034 Revision No. 1
ROTATING COMPONENT SERVICE-LIFE LIMIT

REASON FOR REVISION

To provide a more representative method for computing cycles for the gas producer turbine components and a requirement for revising current accumulated cycle computation on installed gas producer turbine components.

LIST OF EFFECTIVE PAGES

<u>Page No.</u>	<u>Date</u>	<u>Revision No.</u>
1 thru 11	Dec 11/89	1

TEXTRON Lycoming

Stratford Division
Textron Lycoming / Subsidiary of Textron Inc
550 Main Street
Stratford, CT 06497

No. 53-0034

2. ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS.

A. INFORMATION.

R This bulletin offers three methods of counting cycles for gas
 R producer components. Method I (para. 2.B.) is a simplified method
 R provided for ease of accounting but is conservative regarding cyclic
 R life consumptions. Use of this method may retire gas producer com-
 R ponents prematurely in cases where the operator often does not
 R utilize the maximum capability of the engine. Method II (para. 2.C.)
 R is similar to Method I but requires that the maximum gas producer
 R speed (N1) attained between each start and subsequent shutdown be
 R recorded to provide a more accurate accounting of cyclic life
 R consumed by dealing with variations in engine use. This method lends
 R itself to obtaining maximum cyclic service life from the gas producer
 R rotating components. Method III (para. 2.D.) is to be utilized when
 R operators are involved in operations where repeated N1 speed changes
 R of 10 percent or more occur in any one flight (e.g. external heavy
 R lift, flight training, autorotation, etc.). Due to the operational
 R characteristics of the power turbine, the cyclic life consumption of
 R all power turbine components will be computed as specified in para-
 R graph 2.F. only.

B. METHOD I - GAS PRODUCER COMPONENTS.

This Method shall be used by those operators not equipped with auto-
 mated speed and/or cycle recording devices, or whose recording de-
 vices have malfunctioned or become inoperative.

(1) Operators must monitor and record the following:

- (a) Total operating hours, defined as the cumulative elapsed time (hours and minutes) between takeoff and landing.
- (b) Total number of starts.
- (c) Total number of flights defined as the cumulative number of landings (surface contact).
- (d) Maximum gas producer rotor speed (N1) reached during each operation to the nearest 1 percent.
- (e) Number of external lifts per flight lifted clear of the ground.

(2) Compute total operating cycles as follows:

- R (a) Count each engine start and operation up to 100 percent
 R N₁ as 1.47 operating cycles. Count each engine start and
 R operation that exceeds 100 percent N1 as 1.78 operating
 R cycle.
- (b) Count each flight as one-tenth (0.1) of an operating cycle.
- (c) The cumulative total of steps (a) and (b) is the total number of operating cycles. (See following example.)

EXAMPLE

R	10 starts and operation to 102% N1	=	10 x 1.78	=	17.8
R	10 starts and operation to 100% N1	=	10 x 1.47	=	14.7
	20 flights	=	<u>20 x 0.1</u>	=	<u>2.0</u>
R	TOTAL OPERATING CYCLES	=			34.5

C. METHOD II - GAS PRODUCER COMPONENTS.

R This Method may be used by those operators having automated speed
R and/or cycle recording devices installed. If malfunction of recording
R device occurs, Method I shall be utilized. However, if accurate
R operating records of the data described below have been maintained,
this method may be utilized.

(1) Operators must monitor and record the following:

- (a) Total operating hours, defined as the cumulative elapsed time (hours and minutes) between take off and landing.
- (b) Total number of starts.
- (c) Total number of flights, defined as the cumulative number of landings (surface contact).

(2) Compute total operating cycles by the following method:

- (a) Count each engine start based on the maximum gas producer (N1) speed attained prior to shutdown as specified in Table II.
- (b) Count each flight as one-tenth (0.1) of an operating cycle.
- (c) The cumulative total of steps (a) and (b) is the total number of operating cycles. (See following example.)

EXAMPLE

R	10 starts and operation to 96% N1	=	10 x 1.0	=	10.0
R	10 starts and operation to 98% N1	=	10 x 1.19	=	11.9
R	10 starts and operation to 100% N1	=	10 x 1.47	=	14.7
R	10 starts and operation to 102% N1	=	10 x 1.78	=	17.8
R	40 flights	=	<u>40 x 0.1</u>	=	<u>4.0</u>
R	TOTAL OPERATING CYCLES				58.4

R D. METHOD III - GAS PRODUCER TURBINE COMPONENTS

R This Method is to be used when operators are involved in operations
 R where N1 speed changes 10 percent or more in any one flight. Partial
 R cycle effects (Ref. Table III) will be computed and applied to the
 R gas producer components on the basis of maximum N1 speed attained
 R during any one N1 speed change, multiplied by the number of excursions
 R during that flight, provides accurate accounting of component
 R cyclic life consumption.

R (1) Operators must monitor and record the following:

R (a) Total operating hours, defined as the cumulative elapsed
 R time (hours and minutes) between takeoff and landing.

R (b) Total number of starts.

R (c) Total number of flights defined as the cumulative number of
 R landings (surface contact).

R (d) Maximum N1 speed attained during each flight.

R (e) Number of N1 speed changes of 10 percent or greater in each
 R flight.

R (2) Compute total operating cycles by the following method:

R (a) Count each engine start.

R (b) Count partial accumulated cycles (Ref. Table III) based on
 R maximum N1 speed attained during an excursionary flight.

R NOTE: Flights without N1 speed changes exceeding 10
 R percent must be assessed 0.1 cycles per flight
 R in accordance with Method I or II.

R EXAMPLE:

R 1 Daily operation is 1 start, 3 flights, 15 N1 speed
 R changes each flight, at a maximum N1 of 90 percent.

R 1 start up to 90% N1 0.36
 R (Ref. Table II)

R 15 N1 speed changes per flight 5.13
 R (3 x 15 x 0.114) (Ref. Table III)

R TOTAL OPERATING CYCLES 5.49

- R E. All installed gas producer turbine discs must have their operating
 R history reviewed for needed adjustment of current cycle count. This
 R adjustment can be determined as follows:
- R (1) Operators whose NI speed does not change 10 percent or more
 R during a flight and have operated the installed disc since new
 R retain current cycle count.
- R (2) Operators whose NI speed does change 10 percent or more during
 R a flight and have operated installed disc since new
 R should check flight records for necessary information and com
 R pute new cycle count. (Ref. paragraph D.)
- R (3) Any operator who has not operated disc since new (i.e. installed
 R used serviceable) should check flight records for history during
 R their operation and then contact Textron Lycoming T5317A
 R Customer Support for assistance in determining past history. If
 R not enough information is available to determine adjusted cycle
 R count the following factors will apply:
- R (a) If the number of speed changes is known, but the maximum NI
 R speed achieved is not known, multiply the number of NI speed
 R changes by 0.142 and add total to present, unadjusted,
 cycle count for new total.
- R (b) If both NI speed and the number of NI speed changes are un-
 R known, multiply past daily cycle counts for operations con-
 R sisting of one flight per start per day by a factor of 8.0,
 R for two flights per start per day by a factor of 15.0, for
 R three or more flights per start per day by a factor of
 R 20.0. Add accumulated adjusted cycles to present cycles to
 R obtain new cycle count.
- R (4) If, upon completion of new cycle count in accordance with pre-
 R vious (para. 2.D) the cycle count on any gas producer turbine
 R disc equals or exceeds values of Table I, it shall be replaced
 R within 25 cycles or 50 hours whichever occurs first.
- R F. POWER TURBINE ROTOR COMPONENTS.
- R (1) Operators must monitor and record the following:
- R (a) Total operating hours, defined as the cumulative elapsed
 R time (hours and minutes) between takeoff and landing.
- R (b) Total number of starts.
- R (c) Total number of flights defined as the cumulative number of
 R landings (surface contact).

(2) Compute total operating cycles as follows:

- (a) Count each engine start as one full operating cycle.
- (b) Count each flight as one-tenth (0.1) of an operating cycle.
- (c) The cumulative total of steps (a) and (b) is the total number of operating cycles. (See following example.)

EXAMPLE

$$\begin{array}{rcl} 10 \text{ starts} & = & 10 \times 1.0 = 10.0 \\ 30 \text{ flights} & = & \underline{30 \times 0.1} = \underline{3.0} \end{array}$$

TOTAL OPERATING CYCLES 13.0

- R G. Differences in operational stresses incurred by a component that is used in several engine models must be considered if component is transferred from one engine model to another.

For instance, if a component has a specified life of 3,000 operating-cycles in engine model 'A' and a life of 5,000 cycles in engine model 'B', an adjustment computation is required when transferring component from Model 'A' to Model 'B'.

Adjustment computation consists of determining percent of service-life used up in a component while installed in engine model 'A' and using this to determine life available when installed in engine model 'B'.

Example:

Rotor Part No. X-XXX-XXX-XX has a life of 3,000 cycles when installed in engine model 'A' and was removed at 2,000 cycles, having exhausted 66.7 percent of its total service-life.

$$\frac{2,000}{3,000} = 0.667$$

Component has $100\% - 66.7\% = 33.3\%$ service life left.

This same rotor has a specified life of 5,000 cycles in engine model 'B', therefore, considering that only 33.3 percent of its service remains, it would have 1665 cycles remaining when installed in engine model 'B'.

$$5,000 \times 0.333 = 1665$$

Perform a similar computation for operating-hours. Upon reaching either specified cycles limit or operating time limit, whichever is reached first, retire component.

TABLE 1. T5317A ROTATING COMPONENT SERVICE LIFE LIMIT

PART NUMBER	DESCRIPTION	TOTAL OPERATING HOURS	TOTAL OPERATING CYCLES
1-100-495-07	Shaft, Compressor Rotor	25,000	25,000
1-101-250-03	Rotor, Sub-Assembly, Drum	12,000	7,700
1-100-501-01	Stub Shaft, Compressor Rear	25,000	25,000
1-100-078-08	Impeller, Centrifugal Compressor (See Note 1)	15,800	5,000
R 1-100-078-14	Impeller, Centrifugal Compressor	15,800	9,330
1-100-545-03	Sealing Disc, 1st Stage GP	25,000	25,000
1-100-133-01	Disc, 1st Stage Gas Producer	20,800	8,330
1-100-544-03	Sealing Disc, 2nd Stage GP	25,000	25,000
1-100-063-05	Disc, 2nd Stage Gas Producer	25,000	25,000
1-100-546-02	Spacer, Gas Producer	25,000	25,000
1-100-559-01	Ring Spacer, 1st Stage GP	25,000	25,000
1-190-009-05	Disc, 1st Power Turbine	9,000	6,000
1-140-272-04/05	Disc, 2nd Stage Power Turbine	10,800	2,830
1-140-169-04	Spacer, Power Turbine	25,000	25,000
1-100-800-04	Shaft, Power	25,000	25,000

Note 1: Refer to Service Bulletin No. 0052 for special inspection requirements.

TABLE II. GAS GENERATOR START AND CYCLE CO...

	Maximum Gas Generator Speed (N ¹) Attained Between Each Start and Subsequent Shutdown	Operating Cycles Factor
R	89%	0.27
	90%	0.36
R	91%	0.46
R	92%	0.50
R	93%	0.52
R	94%	0.62
R	95%	0.83
	96%	1.00
R	97%	1.13
R	98%	1.19
R	99%	1.35
	100%	1.47
	101%	1.66
	102%	1.78
	103%	1.92
R	104%	2.11
R	105%	2.50



Bundesamt für Zivilluftfahrt (BZL)
Office fédéral de l'aviation civile (OFA)
Ufficio federale dell'aviazione civile (UFA)
Federal Office for Civil Aviation (FOA)

Lufttüchtigkeitsanweisung Nr.
Consigne de Navigabilité no
Prescrizione di aeronavigabilità no
Airworthiness Directive No.

HB 86-112

Bern, 25.6.1986

Betrifft - Concerne - Oggetto - Subject

Avco Lycoming T5313B and T5317A turbshaft engines

Anlass/Massnahmen - Objet/Mesures - Motivo/Provvedimenti - Reason/Actions

Centrifugal compressor impeller - Inspection and reinspections for cracked impellers - Replacement of cracked impellers

Frist - Délai - Termine - Term

In accordance with FAA AD

Herkunft - Provenance - Provenienza - Origin
Bezugnahme - Référence - Referenza - Reference

FAA AD 86-09-05

Avco Lycoming Service Bulletin (SB) 0052

Bemerkungen - Remarques - Osservazioni - RemarksRechtsmittelbelehrung siehe FM TM-W 80.015-10Voies de droit, voir FM CT-I 80.015-10Rimedi giuridici, vedi FM CT-I 80.015-10Instructions about a person's right to appeal see FM CT-I 80.015-10

Seite 1 von 3
Page 1 de 3
Pagina 1 di 3
Page 1 of 3

AVCO LYCOMING
Airworthiness Directive
VOLUME I

86-09-05 AVCO LYCOMING DIVISION: Amendment 39-5293. Applies to Avco Lycoming Division T5313B and T5317A turboshaft engines.

Compliance is required as indicated unless already accomplished.

To prevent centrifugal compressor impeller rupture that can cause uncontained engine failure, accomplish the following in accordance with Avco Lycoming Service Bulletin (SB) 0052, Paragraph 2A and 2B, dated November 26, 1985, or FAA approved equivalent:

(a) Inspect centrifugal compressor impeller Part Number 1-100-078-08, upon meeting the criteria as stated in (1), (2), or (3) below, within the next 200 cycles in service from the effective date of this AD, and reinspect thereafter per paragraph (b):

(1) Impellers with 4,600 cycles or more in service, installed in T5313B engines.

(2) Impellers with 3,500 cycles or more in service, installed in T5313B engines, that have been previously installed and operated in a T5317A engine.

(3) Impellers with 3,500 cycles or more in service, installed in T5317A engines.

(b) Reinspect impellers with no cracks detected at intervals not to exceed 500 cycles in service since last inspection.

(c) Remove from service cracked impellers as follows:

(1) Prior to further flight, if cracks of 0.050 inch or greater are present.

(2) Within the next 10 cycles, if cracks of less than 0.050 inch are present.

Aircraft may be ferried in accordance with the provisions of FAR Sections 21.197 and 21.199 to a base where the AD can be accomplished.

Upon request, an equivalent means of compliance with the requirements of this AD may be approved by the Manager, Engine Certification Office, New England Region, Federal Aviation Administration, 12 New England Executive Park, Burlington, Massachusetts 01803.

Upon submission of substantiating data by an owner or operator through an FAA maintenance inspector, the Manager, Engine Certification Office, New England Region, may adjust the compliance times specified in this AD.

Avco Lycoming SB Number 0052, dated November 26, 1985, identified and described in this document, is incorporated herein and made a part hereof pursuant to 5 U.S.C. 552(a)(1). All persons affected by this directive who have not already

2 86-09-05

received this document from the manufacturer may obtain copies upon request to Avco Lycoming Division, 550 South Main Street, Stratford, Connecticut 06497. This document also may be examined at the Office of the Regional Counsel, New England Region, Federal Aviation Administration, 12 New England Executive Park, Burlington, Massachusetts 01803, Room Number 311, Rules Docket Number 85-ANE-30, Monday through Friday between the hours of 8:00 a.m. and 4:30 p.m., except Federal holidays.

This amendment becomes effective on May 6, 1986.

FOR FURTHER INFORMATION CONTACT:

Chris Gavriel, Engine Certification Branch, ANE-141, Engine Certification Office, Aircraft Certification Division, Federal Aviation Administration, New England Region, 12 New England Executive Park, Burlington, Massachusetts 01803, telephone (617) 273-7084.

TEXTRON Lycoming

SERVICE BULLETIN

SPECIAL INSPECTION - CENTRIFUGAL COMPRESSOR
IMPELLER 1-100-078-07 AND -08I. PLANNING INFORMATION

A. EFFECTIVITY

All Model T5313B/17A Series gas turbine engines having centrifugal compressor impeller 1-100-078-07 and -08 installed.

B. REASON

- R (1) To inform operators of a special inspection required for
impeller to remain in service to the life limits given in
Service Bulletin No. 0020 on T5313B series engines and No. 0034
on T5317A engines.
- R (2) Revision No. 1 introduces a chlorine free material for dye pene-
R trant inspections in the field.

C. DESCRIPTION

This Service Bulletin provides special inspection requirements.

D. COMPLIANCE

To be accomplished as follows:

- (1) On T5313B series engines within 200 engine operating cycles on
impellers that have accumulated 4600 cycles, and at each 500
cycle interval thereafter.
- (2) On T5317A engines within 200 engine operating cycles on
impellers that have accumulated 3500 cycles, and at each 500
cycle interval thereafter.

E. APPROVAL

- R The technical aspects of this bulletin were approved by FAA per
Textron Lycoming DER.

November 26/85
Revision No. 1 - April 16/90

T5313B/17A-0052
Page 1 of 3

F. MANPOWER

Approximately 4.0 man-hours after access is gained.

G. MATERIAL - COST AND AVAILABILITY

Refer to applicable Maintenance Manual for material required.

H. TOOLING - PRICING AND AVAILABILITY

Refer to applicable Maintenance Manual for special tools required.

I. WEIGHT AND BALANCE

None.

J. ELECTRICAL LOAD DATA

Not Affected.

K. REFERENCES

None.

L. OTHER PUBLICATIONS AFFECTED

None.

M. FAMILY TREE CHARTS OF MODIFICATION RELATIONSHIPS

None.

2. ACCOMPLISHMENT INSTRUCTIONS

A. Remove upper compressor and impeller housings as outlined in applicable Maintenance Manual.

R B. Using dye-penetrant material (Type 1, Method C, Level 4) conforming
R to latest revision of MIL-I-25135, inspect drain holes in impeller
R (two holes, 180 degrees apart) for cracks.

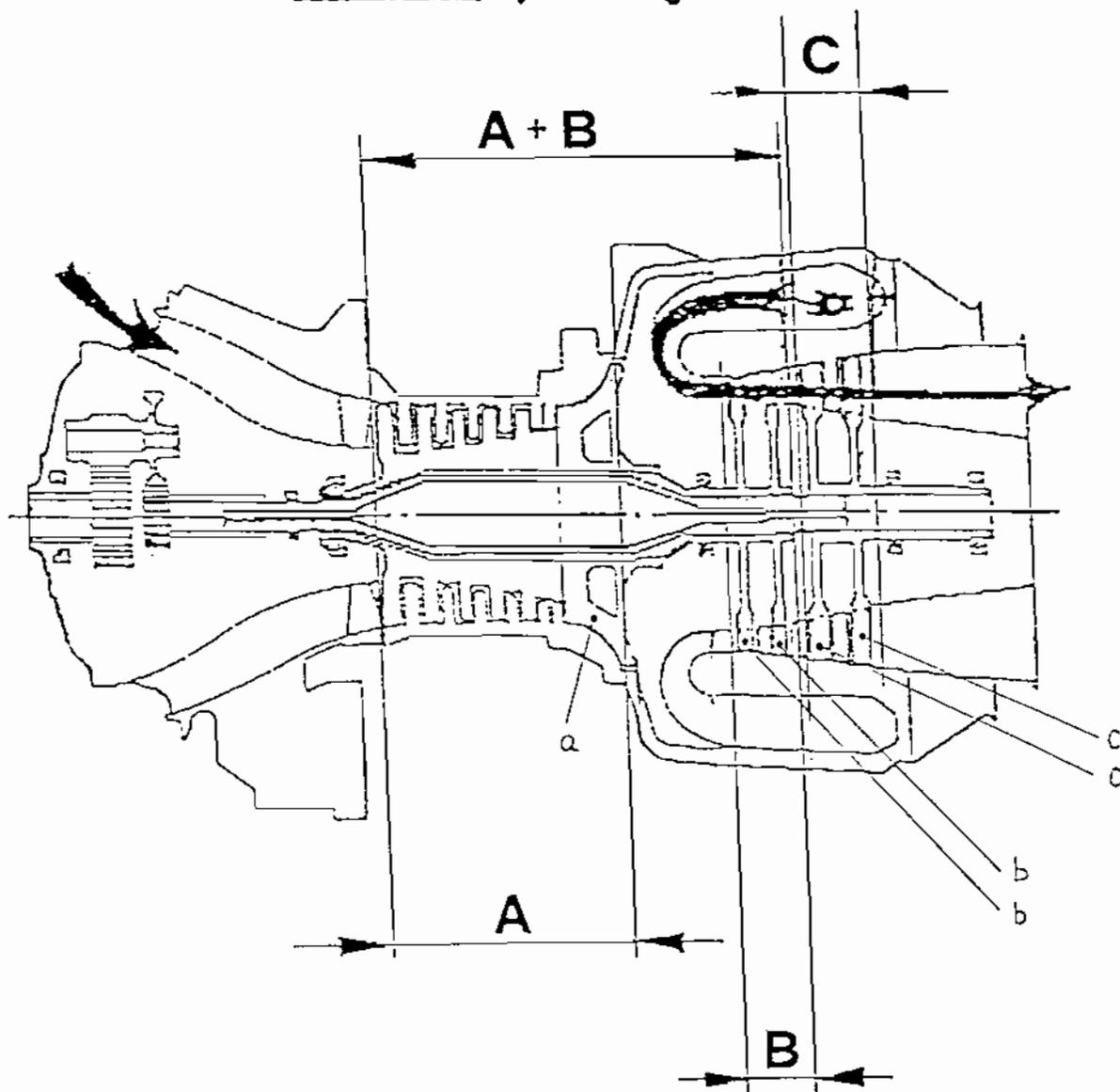
(1) If any crack exceeds 0.050 inch, engine shall be returned to a Textron Lycoming approved Service Center for replacement of impeller.

(2) If crack(s) do not exceed 0.050 inch, engine shall be returned to a Textron Lycoming approved Service Center for replacement of impeller within next 10 cycles.

(3) If no cracks are evident engine may be returned to service and dye-penetrant inspection shall be performed at every 500 cycle interval thereafter until impeller reaches its maximum service life.

- C. Make logbook entry indicating compliance with this Service Bulletin.
- D. Complete Notice of Service Bulletin Compliance (attached) and return to Textron Lycoming.

NOTE: To obtain satisfactory results, procedures in this publication must be accomplished in accordance with accepted industry maintenance practices and prevailing government regulations. Textron Lycoming is not responsible for the quality of work performed in complying with this publication unless Textron Lycoming performs such work. Such responsibility rests with the entity performing the work and the owner or operator.

TEXTRON Lycoming

- A** = gas producer compressor called stage 1 (Stufe 1)
a = Impeller (Radialverdichter)
- B** = gas producer turbine called stage 2 (Stufe 2)
b = 1st und 2nd discs
- A + B** = gas producer components stage 1 and 2 together (Stufe 1 + 2)
- C** = power turbine called stage 3 (Stufe 3)
c = 1st und 2nd discs
- N1** = Speed from gas producer components in %
 (Drehzahl von "gas producer components" in %)