



Schlussbericht der österreichischen Flugunfallkommission

über den Unfall

des Flugzeuges Zlin 143L, HB-TCF

vom 23. Juli 1998

nordöstlich des Flugplatzes Reutte-Höfen, Tirol

FLUGUNFALLKOMMISSION

Büro: Radetzkystraße 2
1031 WIEN
Telefax: 713 03 26
Tel.: 71162 Kl. 9200,9201,9204

Wien, am 15. Jänner 1999

GZ. 84.450/3-FUK/99

GUTACHTEN UND VORSCHLÄGE

betreffend den

Flugunfall mit dem Motorflugzeug der Type Zlin 143 L, Kennzeichen HB-TCF, am 23. Juli 1998 um ca. 13:15 Uhr UTC*) nordöstlich des Flugplatzes Reutte-Höfen, Tirol

Zusammensetzung der Flugunfallkommission (bestellt mit Bescheid des Bundesministeriums für Wissenschaft und Verkehr vom 21. August 1998, GZ. 84.450/4-FUK/98):

MR Dr. Alfred GANSER Leiter

Ing. Bernhard RÖGNER Sachverständiger für Luftfahrzeugtechnik

Der Flugunfall wurde im vereinfachten Verfahren untersucht.

*) Alle in diesem Bericht angeführten Zeiten entsprechen Universal Coordinated Time (Lokalzeiten wurden entsprechend geändert).

INHALTSÜBERSICHT

	Seite
ALLGEMEINES	3
I. UNTERSUCHUNG	4
1.1 Flugverlauf	4
1.1.1 Flugvorbereitung	5
1.2 Verletzung von Personen	5
1.3 Beschädigung des Luftfahrzeuges	5
1.4 Andere Beschädigungen	6
1.5 Besatzung	6
1.6 Luftfahrzeug	6
1.7 Flugwetter	7
1.8 Navigationsanlagen	7
1.9 Funksprechverkehr	8
1.10 Flugplatz- und Bodeneinrichtungen	8
1.11 Flugschreiber	8
1.12 Prüfung des Bruches	8
1.12.1 Lage des Bruches	8
1.12.2 Zustand des Bruches	8
1.13 Angaben über Feuerausbruch	10
1.14 Andere Angaben	10
1.15 Technische Untersuchung	10
1.16 Sonstiges	12
2 BEURTEILUNG UND SCHLUSSFOLGERUNGEN	13
2.1 Beurteilung	13
2.2 Schlußfolgerungen	14
2.2.1 Unfallart	14
2.2.2 Unfallursachen	14
3. VORSCHLÄGE.....	15
3.1 Sofortmaßnahmen	15
3.2 Vorschläge des Sachverständigen	15

ALLGEMEINES

Luftfahrzeug

Motorflugzeug Type Zlin 143 L, Kennzeichen HB-TCF

Triebwerk

Kolbenmotor O-540-J3A5

Eigentümer und Halter

Privat

Pilot

Männlich, 53 Jahre, unverletzt

Passagiere

Weiblich, 46 Jahre, unverletzt

Männlich, 53 Jahre, unverletzt

Weiblich, 47 Jahre, unverletzt

Unfallort

Nordöstlich des Flugplatzes Reutte-Höfen, ca. 500 m nach dem Ende der Piste 05

Datum und Zeitpunkt des Unfalles

23. Juli 1998 um ca. 13:15 Uhr

Art des Fluges

Reiseflug

Phase des Fluges

Start

Datum und Zeitpunkt der Verständigung des Bereitschaftsdienstes

27. Juli 1998 um ca. 07:00 Uhr

Datum und Zeitpunkt des Eintreffens der Flugunfallkommission am Unfallort

30. Juli 1998 um ca. 13:30 Uhr

Teilnehmer an der Untersuchung

Flugunfallkommissionsmitglieder: Ing. Bernhard ROGNER

Sonstige Personen: Beamte des Gendarmeriepostens Reutte

Dipl.-Ing. Roland Gfader als Vertreter des
Flugplatzes Reutte

Kurze Darstellung des Unfalles

Das Luftfahrzeug startete auf der Betriebspiste 05 und erreichte nach dem Abheben eine Höhe von ca. 35 - 40 m. Nach Beginn des Startlaufs war ein Leistungsabfall des Triebwerks feststellbar, der sich weiter fortsetzte, sodaß die Beibehaltung eines Horizontalfluges nach dem Abheben nicht möglich war und eine Notlandung erzwang. Trotz eines Totalschadens am Luftfahrzeug blieben die Insassen unverletzt.

1. UNTERSUCHUNG

1.1 FLUGVERLAUF

Der Flugverlauf einschließlich des Unfallherganges wurde aufgrund der Aussagen der Flugzeuginsassen in Verbindung mit den Erhebungen der Flugunfallkommission wie folgt rekonstruiert :

Der Start erfolgte auf der Piste 05 (Gras) des Flugplatzes Reutte-Höfen, wobei die volle

Pistenlänge (versetzte Schwelle) genutzt wurde. Vor Beginn des eigentlichen Startvorganges wurde vom Piloten am Rollhaltepunkt das Luftfahrzeug länger als üblich angehalten, da seitens des Flugplatzbetriebsleiters darauf hingewiesen wurde, daß der Start in Anbetracht des angegebenen Flugplans verfrüht stattfände. Der Pilot nutzte die verbleibende Zeit zu besonders sorgfältiger Vorabflugkontrolle, die er laut Betriebshandbuch des Herstellers vornahm.

Während des Startlaufs stellte er fest, daß lediglich eine Propellerdrehzahl von 2300 RPM (Verstellpropeller) erreicht wurde, gegenüber der üblichen Startdrehzahl von 2400 RPM. Die verringerte Leistung wurde zu einem Zeitpunkt bemerkt, der einen Startabbruch nicht mehr rechtfertigte. Das Abheben und der Anfangssteigflug gelangen problemlos. Wenige Sekunden später sank die Leistung jedoch weiter ab. Daraufhin versuchte der Pilot durch Abflachen der Flugbahn die Höhe zu halten, was ihm allerdings nicht möglich war. Im kaum mehr zu korrigierenden Sinkflug ohne überzogenem Flugzustand wurde mit geringer Leistung eine Landung in dem Waldstück durchgeführt. Das Luftfahrzeug wurde von den Baumwipfeln stark abgebremst und rutschte zwischen den Bäumen gegen den Waldboden. Alle Insassen konnten sich selbst aus dem Wrack befreien. Die Zündung wurde vom Piloten vor Verlassen des Luftfahrzeuges ausgeschaltet.

1.1.1 Flugvorbereitung

Die gemäß § 5 der Luftverkehrsregeln, BGBl.Nr. 56/1967 in der geltenden Fassung, erforderliche Flugvorbereitung wurde offensichtlich durchgeführt; im Flugzeug wurden schriftliche Aufzeichnungen über die beabsichtigte Flugroute vorgefunden. Ein Flugplan war gemäß § 25 leg.cit. abgegeben worden (grenzüberschreitender Flug).

1.2 VERLETZUNG VON PERSONEN

Art der Verletzung	Besatzung	Passagiere	Dritte
unverletzt	1	3	-

1.3 BESCHÄDIGUNG DES LUFTFAHRZEUGES

Am Luftfahrzeug entstand Totalschaden.

1.4 ANDERE BESCHÄDIGUNGEN

An der Unfallstelle entstand geringfügiger Flurschaden. Ausgetretener Kraftstoff konnte von der örtlichen Feuerwehr gebunden werden.

1.5 BESATZUNG

Pilot, männlich, 53 Jahre, schweizer Staatsbürger;

Inhaber der "**Lizenz für Flugpersonal**" (Luftfahrerschein für Privatluftfahrzeugführer) Nr. 14815, ausgestellt am 20. Juni 1997 (Erstausstellung am 11. September 1984) vom Bundesamt für Zivilluftfahrt in Bern, gültig bis 17. Juli 1999;

Besondere Berechtigungen: Privatflugzeugführer, Radiotelefonie in englischer Sprache, CVFR-Berechtigung, FLA-Landeklappen, Verstellpropeller, Einziehfahrwerk.

Flugerfahrung

Gesamt:	ca. 665 Stunden, 1089 Flüge
Auf dem Unfallmuster:	ca. 164 Stunden, 222 Flüge
In den letzten 3 Monaten:	ca. 35 Stunden, 26 Flüge (alle auf dem Unfallmuster)

1.6 LUFTFAHRZEUG

Motorflugzeug Type Zlin 143 L, Kennzeichen HB-TCF

Hersteller: MORAVAN, Inc. Otrokovice, Czech Republic

Werknummer / Baujahr: 0011 / 1996

Gesamtbetriebsstunden: ca. 164 Stunden

Seit letzter 100-Stundenkontrolle: ca. 36 Stunden

Triebwerke

Hersteller / Baumuster: Lycoming / O-540-J3A5

Werknummer: L-24940-40A

Bordpapiere, ausgestellt vom Bundesamt für Zivilluftfahrt, Schweizerische Eidgenossenschaft:

- Eintragungszeugnis vom 3. Mai 1996
- Lufttüchtigkeitszeugnis vom 12. Juli 1996
- Zulassungsschein vom 12. Juli 1996 für nichtgewerblichen Verkehr
- Einsatzarten: VFR bei Tag, VFR bei Nacht, Kunstflüge gemäß Luftfahrzeug-Flughandbuch
- Lärmzeugnis vom 11. Juli 1996

Nachweis der Haftpflichtversicherung:

Versicherungsbestätigung nach Bundesgesetz vom 21. Dezember 1948 und Verordnung vom 14. November 1973 ausgestellt von "Agrippina Versicherung Aktiengesellschaft", Vertragsnummer 4.105.634

1.7 FLUGWETTER

Nach Zeugenangaben war zum Unfallzeitpunkt schwüles, heißes Wetter mit einer Temperatur von ca. 30°C. Diese Angaben stimmen mit den zum Unfallzeitpunkt aktuellen Wetterdaten weitgehend überein.

Temperatur und Luftdruck (QNH)

Flughafen Innsbruck 12:50 Uhr: 29°C, 1016 hPa;

Flughafen Innsbruck 13:20 Uhr: 28°C, 1016 hPa;

Reutte (Station 11116) 1200 Uhr: 26°C, nicht aufgezeichnet.

1.8 NAVIGATIONSANLAGEN

Nicht betroffen.

1.9 FUNKSPRECHVERKEHR

Es fand kein für die Untersuchung des Unfalles maßgeblicher Sprechfunkverkehr zwischen dem Luftfahrzeug und anderen Funksprechstellen statt.

1.10 FLUGPLATZ- UND BODENEINRICHTUNGEN

Nicht betroffen.

1.11 FLUGSCHREIBER

Nicht eingebaut, nicht vorgeschrieben.

1.12 PRÜFUNG DES BRUCHES

1.12.1 Lage des Bruches

Zum Zeitpunkt der Aufnahme der Untersuchung war das Wrack bereits geborgen und im Hangar am Flugplatz Reutte abgestellt. Nach Auskunft der am Unfallort erhebenden Gendarmeriebeamten lag das Flugzeug mit rechts nach unten zeigendem Bug an der Absturzstelle im Auwald.

1.12.2 Zustand des Bruches

Tragwerk

Die linke Tragfläche war strukturell vorhanden. Die Nase war an Innen- und Außenflügel eingeschlagen. Der wurzelseitig gelegene Tank (Haupttank) war aufgeplatzt. Im Wurzelbereich war die Flügelbeplankung durch Hindernisberührung nach hinten oben aufgeschobene und bis zum Holm aufgerissen. Dadurch war der vordere Bereich der Flügelwurzel von der linken Rumpfwand abgehoben. Die Kraftstoffleitung in diesem Bereich war senkrecht nach oben gebogen und durchgerissen. Der Randbogen war zerstört. Querruder und Landeklappe waren deformiert.

Die rechte Tragfläche war im Bereich Klappe-Querruder völlig durchgerissen. Der Außenflügel lag zum Zeitpunkt der Begutachtung am Innenflügel auf. Der Bereich der Wurzel war nur gering beschädigt.

Leitwerk

Das Höhenleitwerk war aus der Verankerung im Rumpf nach hinten ausgerissen und links stark deformiert.

Seitenflosse und Seitenruder waren intakt.

Rumpf

Die Rumpfzelle war weitgehend unbeschädigt. Sie war links vorne im Bereich des Brandspants leicht eingedrückt. Der linke vordere Rumpfwandbereich zeigte einige Risse. Das Rumpffende war infolge des ausgerissenen Höhenleitwerks stark beschädigt.

Kabine

Steuerknüppel und Steuergestänge ließen sich in Richtung "Ziehen" und "Drücken" trotz der Schäden am Höhenleitwerk bewegen. Die Quersteuerung war unfallkausal blockiert. Gashebel, Propellerverstellung und Gemischregler, sowie die Vergaservorwärmung sind über den gesamten Bedienungsbereich beweglich. Alle Schalter befanden sich in der für das abgestellte Luftfahrzeug üblichen Position.

Kabine und Instrumente zeigen keine Beschädigungen.

Motor

Der obere und untere Teil der Cowling war vorne stark beschädigt und demontiert. Der Hebel zur Ansteuerung der Verstellpropellerregelung war durch äußere Krafteinwirkung abgebrochen. Am linken vorderen Zylinder waren einige Kühlrippen geringfügig deformiert. Alle Anschlüsse und Schlauchleitungen am Motor und im Motorraum waren unversehrt und festsitzend.

Propeller

Der Propeller war vollkommen zerstört. Alle drei Blätter (Holz) waren an der Wurzel abgebrochen. Der Spinner war zerstört.

1.13 ANGABEN ÜBER FEUERAUSBRUCH

Obleich beim Aufprall der linke Tank aufplatzte und die Kraftstoffleitungen des rechten Flügels rissen, kam es zu keinem Feuersausbruch.

1.14 ANDERE ANGABEN

Keine.

1.15 TECHNISCHE UNTERSUCHUNG

Die Untersuchung des Wracks am Unfallort ergab keinerlei Hinweis auf strukturelle Mängel des Luftfahrzeuges vor dem Unfallereignis. Alle Beschädigungen waren als unfallkausal anzusehen.

Da nach Aussage des Piloten ein Triebwerksversagen bzw. unzureichende Triebwerksleistung als mögliche Unfallursache in Betracht zu ziehen war, wurden zunächst sämtliche Zündkerzen überprüft. Beim Ausschrauben der Kerzen auf der rechten Motorseite wurde festgestellt, daß größere Mengen Öl in den Verbrennungsräumen waren. Dies war auf die Endlage des Bruches nach der Notlandung (rechts nach vorne hängend) zurückzuführen. Die entsprechend verschmutzten Kerzen zeigten ansonsten ein normales Kerzenbild.

Der rumpfmittig angeordnete Fuel Strainer war mit Kraftstoff gefüllt und sauber. Der im Vergasergehäuse befindliche Kraftstofffilter (fingerförmiges Metallsieb) wies keinerlei Verunreinigungen auf.

Die von der Feuerwehr im Zuge der Bergungsmaßnahmen aus den Tanks gepumpte Restkraftstoffmenge, sowie die vom Piloten gemachten Angaben über den beim Flug vorhandenen Kraftstoffvorrat, lassen Treibstoffmangel für ein Triebwerksversagen eindeutig ausschließen. Dies kann auch für die Versorgung des Triebwerks innerhalb des gesamten Treibstoffsystems angenommen werden.

Um Hinweise auf unzureichende Leistungsabgabe des Motors zu erhalten, wurde er im Auftrag des Bundesministeriums für Wissenschaft und Verkehr von einem Flugmotoreninstandhaltungsbetrieb ausgebaut, befundet und für einen Probelauf am Motorenprüfstand vorbereitet. Neben der Aufnahme der von außen sichtbaren Schäden

(abgebrochener Propellerreglerhebel, 2 eingedrückte Ventildeckel, teilweise eingedrückte Abgasrohre und zerstörte Luftschraube) wurden alle Zylinder endoskopiert und in kaltem Zustand einem Leak-Test unterzogen. Nach Kontrolle des Propellerflansches der Kurbelwelle mittels Farb-Eindring-Verfahrens, das keine sichtbaren Risse ergab, sowie Kontrolle des Frontschlages wurde das Triebwerk am Prüfstand einem Funktionstest unterzogen.

Bei diesem Testlauf wurde festgestellt, daß sich das Triebwerk im sehr "reichen" Bereich, bezogen auf das Kraftstoff/Luftgemisch befand. Ohne Betätigung des Gemischreglers wurde die Startleistung nicht erreicht, das Laufverhalten war unruhig und rau. Erst bei einer Betätigung der Gemischverstellung über 2/3 des Gesamtweges wurde ein ruhiger Triebwerkslauf und volle Startleistung erreicht.

Nach Abschluß des Testlaufes wurde erneut ein Leak-Test durchgeführt, die Ölfilterpatrone geöffnet und für in Ordnung befunden. Ebenso wurde der Vergaser abgebaut und zerlegt (ebenfalls ohne Befund und mit Schwimmerstand im Limit). Dasselbe galt für die motorseitige Kraftstoffpumpe. Bei der Spülung des motorseitigen Kraftstoffsystems wurden in Benzinpumpe und Vergaser kleine schwarze Partikel von 1 bis 2 mm Größe gefunden. Diese zerfielen, sobald sie ohne Druck zwischen die Finger genommen wurden. Die Herkunft dieser Partikel (gummiartig) konnte nicht geklärt werden. Sie scheiden als Ursache für ein Triebwerksversagen mit Sicherheit aus, da sie wie bereits erwähnt, bei geringstem Druck zerfielen und im Falle einer Behinderung des Kraftstoffflusses eher ein zu mageres Gemisch ergeben hätten.

Die Beurteilung des Instandhaltungsbetriebes nach Prüflauf und Begutachtung des Motors, erhärtete den Verdacht auf zu geringe Motorleistung beim Start des Luftfahrzeuges in Reutte.

Nach dem Starten des Motors war für den Piloten die fette Gemischsituation nur schwer erkennbar, zumal das noch nicht warme Triebwerk ein fetteres Gemisch zum Lauf benötigte. Erst während des Startvorgangs und den damit verbundenen höheren

Temperaturen kam das "reiche/fette" Gemisch voll zur Geltung und führte zum entsprechenden Leistungsverlust. Die hohe Lufttemperatur von 28°C und die Platzhöhe von 2803ft MSL beeinflussten die Gemischsituation zusätzlich negativ. Zur Erkennung des Problems wäre es notwendig gewesen, das Triebwerk im Rahmen des "Engine-Pre-Flight-Checks" entgegen den Verfahren des Betriebshandbuches auf Startleistung mit maximaler Drehzahl und maximalem Ladedruck zu fahren und dabei eine für die Dichtehöhe notwendige Gemischkorrektur mittels Regler vorzunehmen.

1.16 SONSTIGES

Flugbetriebliche Aspekte

Aufgrund der geographischen Lage des Abflugplatzes Reutte-Höfen mit einer Platzhöhe von 2803 ft MSL und der hohen Temperatur von 28°C ergibt sich unter Berücksichtigung des aktuellen Luftdrucks von 1016 hPa (QNH Innsbruck) grob gerechnet eine Dichtehöhe von etwa 4800 ft. Die Dichtehöhe beeinflusst die Länge der erforderlichen Startstrecke wesentlich.

Zu berücksichtigen ist ferner, daß die im Betriebshandbuch der verwendeten Flugzeugtype angegebenen Werte für die Startstrecken auf befestigten Pisten gelten und für Graspisten ein Zuschlag von ca. 20 % zu kalkulieren ist. Die im Zuge der Untersuchung durchgeführte Kalkulation der Abflugmasse ergab im günstigsten Fall einen Wert von 1218 kg (Flugzeugleermasse: 886 kg; Treibstoff: 72 kg = 100 Liter; Insassen: zwei Männer zu je 70 kg und zwei Frauen zu je 60 kg).

Mit diesen Daten läßt sich die Startstrecke für das Überfliegen eines 15-m-Hindemisses mittels der im Betriebshandbuch des Flugzeugmusters in Kapitel 5 "Performance" ausgewiesenen Grafik ermitteln, für die sich ein Wert von 620 m ergibt. Mit einem Zuschlag von 20 % für Graspisten ergibt sich eine Strecke von ca. 744 m für das Überfliegen eines 15-m-Hindemisses (ohne Sicherheitsfaktoren). Die Länge der Graspiste betrug 640 m lt. JEPPESEN.

Tatsächliche Hindernisfreiheit war über eine Strecke von ca. 850 m gegeben. Sollten jedoch die Masse der Insassen oder der Treibstoffvorrat etwas höher gewesen sein, dann wird die Distanz für eine sichere Startdurchführung bereits knapp.

Das Betriebshandbuch gibt in Kapitel 4 "Normal Procedures" unter Punkt 4.8 "Take off⁵ als Warnhinweis an, daß beim Start von hochgelegenen Flugplätzen mit einer Seehöhe über 5000 ft / 1500 m das Gemisch in geeigneter Weise abzumagern ist. Auf derselben Seite darunter findet sich der Hinweis, daß die im Handbuch angegebene Startleistung nur dann erreicht wird, wenn das Luftfahrzeug mit den Bremsen solange im Stillstand verbleibt, bis die maximale Motordrehzahl/Leistung erreicht wird. Zusätzlich findet sich auf Seite 4-35 des Betriebshandbuches der Vermerk, daß bis zu einer Höhe von 5000 ft / 1500 m ISA mit voll reicher Gemischregelung zu starten ist.

2. BEURTEILUNG UND SCHLUSSFOLGERUNGEN

2.1 BEURTEILUNG

Das Luftfahrzeug war ordnungsgemäß zugelassen und haftpflichtversichert; ein gültiges Lufttüchtigkeitszeugnis war ausgestellt.

Masse und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges befanden sich mit der angenommenen Beladung innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.

Der Pilot war im Besitz der zur Durchführung des gegenständlichen Fluges erforderlichen Berechtigungen; diese waren am Unfalltag gültig.

Ein technisches Gebrechen in herkömmlichem Sinn ist als Ursache für den Flugunfall nicht gegeben.

Das Zusammenwirken der hinsichtlich der Gemischaufbereitung sehr "reichen" Grundeinstellung des Motors mit den geographischen und meteorologischen Bedingungen (große Dichtehöhe) ist in Verbindung mit der zur Verfügung stehenden Startstrecke für das Unfallgeschehen maßgebend.

Es ist jedenfalls davon auszugehen, daß beim Start nicht die volle der Dichtehöhe entsprechende Motorleistung zur Verfügung stand.

Ob dem Start eine Berechnung der aktuell zu erwartenden Startstrecke voranging, ist nicht bekannt, es darf aber angenommen werden, daß sich der Pilot der aufgrund der großen Dichtehöhe zusätzlich erforderlichen Länge nicht voll bewußt war. Hinsichtlich der Gemischregelung wurde nach den Anweisungen des Betriebshandbuches verfahren. Der Start wurde laut Aussage des Piloten so vorgenommen, daß mit gelösten Bremsen der Motor auf Vollgas gebracht wurde, sodaß erst während des Startlaufs die schlechte Triebwerksleistung bemerkt wurde.

Das Abheben des Luftfahrzeuges erfolgte erst zu einem späteren Zeitpunkt als üblich. Für den ersten Steigflug war genügend Überfahrt vorhanden. Die schlechte Triebwerksleistung kam dann voll zur Wirkung, und das Luftfahrzeug konnte nicht weiter beschleunigt werden. Auch nachdem in eine horizontale Flugbahn gesteuert wurde, verbesserte sich die Situation nicht, und es war nicht möglich die gewonnene Flughöhe beizubehalten.

Bei Anwendung des Startverfahrens, bei dem das Triebwerk bei eingebremstem Luftfahrzeug auf volle Leistung gebracht wird, hätte der Pilot die mangelhafte Motorleistung erkennen können.

2.2 SCHLUSSFOLGERUNGEN

2.2.1 Unfallart

Mißglückte Notlandung.

2.2.2 Unfallursachen

Triebwerk - Zu geringe Motorleistung infolge sehr reicher Grundeinstellung der Gemischaufbereitung und großer Dichtehöhe.

Pilot - Den besonderen Bedingungen nicht angepaßte Bedienung des Luftfahrzeuges

3. VORSCHLÄGE

3.1 SOFORTMASSNAHMEN

Keine.

3.2 VORSCHLÄGE DES SACHVERSTÄNDIGEN

Bei der Pilotenausbildung sollte verstärkt auf die Problematik der bei großen Dichtehöhen zu erwartenden Leistungseinbußen hingewiesen und deren Einfluß auf die Startstrecke hervorgehoben werden. Auf die Notwendigkeit einer Startstreckenberechnung im Zuge der Flugvorbereitung sollte Bedacht genommen werden. Zudem scheint es erforderlich, auf Flugplätzen mit kurzen Pisten, Graspisten und großer Dichtehöhe vor dem Start eine "Vollgasprobe" durchzuführen, auch wenn diese in den Betriebsvorschriften nicht eigens vorgeschrieben ist. Nur so kann erkannt werden, ob der Motor auch tatsächlich die erwartete Leistung bringt. Ein Abmagern des Gemisches ist unter Umständen also bereits beim Start notwendig, um die maximale Triebwerksleistung in großer Dichtehöhe zu erzielen.

Der Leiter der Flugunfallkommission

Dr. GANSER