

Abschlussbericht

Unfall mit dem Luftfahrzeug der Type Cessna T303,
am 08.05.2021, um ca. 09:07 Uhr UTC, am Flugplatz Zeltweg (LOXZ),
Gemeinde Zeltweg, A-8740, Steiermark, Österreich
GZ: 2022-0.102.282

Impressum

Medieninhaber, Verleger und Herausgeber:

Bundesministerium für Klimaschutz, Umwelt, Energie, Mobilität, Innovation und Technologie, Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes – Bereich Zivilluftfahrt, Radetzkystraße 2, 1030 Wien

Wien, 2022. Stand: 24. Juni 2022

Untersuchungsbericht

Dieser Untersuchungsbericht gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurde von der Leiterin der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Abschluss des Stellungnahmeverfahrens gemäß Artikel 16 der Verordnung (EU) 996/2010 in Verbindung mit § 14 Abs. 1 UUG 2005 genehmigt.

Copyright und Haftung:

Auszugsweiser Abdruck ist nur mit Quellenangabe gestattet, alle sonstigen Rechte sind ohne schriftliche Zustimmung des Medieninhabers unzulässig.

Alle datenschutzrechtlichen Informationen finden Sie unter folgendem Link:

bmk.gv.at/impresum/daten.html.

Vorwort

Die Sicherheitsuntersuchung erfolgt in Übereinstimmung mit der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 und dem Unfalluntersuchungsgesetz, BGBl. I Nr. 123/2005 idgF.

Das einzige Ziel der Sicherheitsuntersuchung ist die Verhütung künftiger Unfälle und Störungen. Die Ermittlung der Ursachen impliziert nicht die Feststellung einer Schuld oder einer administrativen, zivilrechtlichen oder strafrechtlichen Haftung (Verordnung (EU) Nr. 996/2010 Art. 2).

Dieser Untersuchungsbericht basiert auf den zur Verfügung gestellten Informationen. Die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes beauftragte einen Sachverständigen, dessen Befund und Gutachten als Basis für diesen Untersuchungsbericht herangezogen wurde. Im Falle der Erweiterung der Informationsgrundlage behält sich die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes das Recht zur Ergänzung des gegenständlichen Untersuchungsberichtes vor.

Der Umfang der Sicherheitsuntersuchung und das bei Durchführung der Sicherheitsuntersuchung anzuwendende Verfahren werden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Maßgabe der Erkenntnisse, die sie zur Verbesserung der Flugsicherheit aus der Untersuchung gewinnen will, festgelegt (Verordnung (EU) Nr. 996/2010 Art. 5).

Wenn nicht anders angegeben sind Sicherheitsempfehlungen an jene Stellen gerichtet, welche die Sicherheitsempfehlungen in geeignete Maßnahmen umsetzen können. Die Entscheidung über die Umsetzung von Sicherheitsempfehlungen liegt bei diesen Stellen.

Zur Wahrung der Anonymität aller an dem Vorfall beteiligten Personen unterliegt der Entwurf des Abschlussberichts inhaltlichen Einschränkungen.

Alle in diesem Bericht angegebenen Zeiten sind in UTC angegeben (Lokalzeit = UTC + 2 Stunden).

Hinweis

Auszugsweiser Abdruck ist nur mit Quellenangabe gestattet, alle sonstigen Rechte sind ohne schriftliche Zustimmung des Medieninhabers unzulässig.

Der Umfang der Sicherheitsuntersuchung und das bei Durchführung der Sicherheitsuntersuchung anzuwendende Verfahren werden von der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes nach Maßgabe der Erkenntnisse, die sie zur Verbesserung der Flugsicherheit aus der Untersuchung gewinnen will, festgelegt. Verordnung (EU) Nr. 996/2010 Art. 5

Die Ermittlung der Ursachen impliziert nicht die Feststellung einer Schuld oder einer administrativen, zivilrechtlichen oder strafrechtlichen Haftung. Verordnung (EU) Nr. 996/2010 Art. 2.

Hinweis zu abgebildeten Personen:

Auf in diesem Bericht eingebundenen Darstellungen der Gegenstände und Örtlichkeiten (Fotos) sind eventuell unbeteiligte, unfallerhebende oder organisatorisch tätige Personen und Einsatzkräfte zu sehen und gegebenenfalls anonymisiert. Da die Farben der Kleidung dieser Personen (z.B. Leuchtfarben von Warnwesten) möglicherweise von der Aussage der Darstellungen ablenken können, wurden diese bei Bedarf digital retuschiert (z.B. ausgegraut).

Inhalt

Vorwort	3
Hinweis	4
Einleitung	7
Kurzdarstellung.....	7
1 Tatsachenermittlung	9
1.1 Ereignisse und Flugverlauf.....	9
1.1.1 Flugvorbereitung	10
1.2 Personenschäden	10
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	11
1.4 Andere Schäden	11
1.5 Besatzung.....	11
1.5.1 Pilot	11
1.6 Luftfahrzeug	12
1.6.1 Bord Dokumente	14
1.6.2 Luftfahrzeug Wartung.....	14
1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeugs.....	17
1.6.4 Pilots Operating Handbook / Checklist.....	18
1.7 Flugwetter.....	26
1.7.1 METAR, TAF, Flugwetterdienst Austro Control GmbH	26
1.7.2 Flugwetterübersicht für Österreich, Flugwetterdienst Austro Control GmbH	27
1.7.3 Natürliche Lichtverhältnisse.....	28
1.8 Navigationshilfen	28
1.9 Flugfernmeldedienste	29
1.10 Flugplatz	29
1.10.1 Allgemein	29
1.11 Flugschreiber	29
1.11.1 GPS Geräte	29
1.11.2 Radardaten.....	29
1.12 Angaben über Wrack und Aufprall.....	29
1.12.1 Unfallort	29
1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile.....	33
1.12.3 Cockpit und Instrumente	34
1.12.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen.....	38
1.13 Medizinische und pathologische Angaben	38
1.14 Brand.....	38

1.15	Überlebensaspekte.....	39
1.15.1	Rückhaltesysteme.....	39
1.15.2	Evakuierung.....	39
1.15.3	Verletzungsursachen	39
1.16	Weiterführende Untersuchungen.....	39
1.16.1	Technische Untersuchungen.....	39
1.16.2	Detailuntersuchung am Contactor	51
2	Auswertung.....	62
2.1	Flugbetrieb.....	62
2.1.1	Flugverlauf.....	62
2.1.2	Besatzung.....	63
2.2	Luftfahrzeug.....	64
2.2.1	Beladung und Schwerpunkt	64
2.2.2	Luftfahrzeug Wartung.....	64
2.2.3	Technische Untersuchung.....	65
2.3	Flugwetter.....	67
3	Schlussfolgerungen.....	68
3.1	Befunde	68
3.2	Wahrscheinliche Ursachen	69
3.2.1	Wahrscheinliche Faktoren	69
4	Sicherheitsempfehlungen.....	70
5	Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren.....	72
6	Anhänge	73
	Tabellenverzeichnis.....	82
	Abbildungsverzeichnis	83
	Verzeichnis der Regelwerke	86
	Abkürzungen.....	87

Einleitung

Luftfahrzeughalter:	Luftfahrtunternehmen
Betriebsart:	Flug nach Sichtflugregeln
Flugzeughersteller:	Cessna Aircraft Company, USA
Musterbezeichnung:	T303
Luftfahrzeugart:	Motorflugzeug
Staatszugehörigkeit:	Bundesrepublik Deutschland
Unfallort:	Militärflugplatz Zeltweg (LOXZ), Österreich, Piste 26L
Koordinaten (WGS84):	N 47° 12' 13" O 014°44' 45"
Ortshöhe über dem Meer:	690 m / 2264 ft
Datum und Zeitpunkt:	08. Mai 2021, 09:07 Uhr

Der Bereitschaftsdienst der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes Verkehrsbereich Zivilluftfahrt wurde am 08. Mai 2021 um 09:25 Uhr von der Such- und Rettungszentrale der Austro Control GmbH (ACG) über den Vorfall informiert. Gemäß Art. 5 Abs. 1 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurde eine Sicherheitsuntersuchung des Unfalles eingeleitet. Ein externer Sachverständiger wurde beigezogen.

Gemäß Art. 9 Abs. 2 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 wurden die beteiligten Staaten über den Unfall unterrichtet:

Herstellerstaat:	U.S.A.
Betreiberstaat:	Bundesrepublik Deutschland
Halterstaat:	Bundesrepublik Deutschland
Sonstige Staaten:	Keine

Kurzdarstellung

Am 08. Mai 2021 führte der Pilot des gegenständlichen Luftfahrzeuges, eine Cessna T303, Fotoflüge im Großraum Zeltweg (Stmk.) durch.

Um bei der Fotosequenz mit einer möglichst geringen Geschwindigkeit fliegen zu können, flog der Pilot in Landekonfiguration (Gear down / Flaps down).

Nach Abschluss der Fotosequenzen beabsichtigte der Pilot einen Weiterflug nach Italien und selektierte das Einfahren des Fahrwerks und der Klappen. Dabei bemerkte er, dass sich das Fahrwerk nicht einfahren ließ und in „gear unsafe“ Position verblieb.

Trotz mehrmaliger Versuche ließ sich das Fahrwerk nicht einfahren, weshalb der Pilot mit dem Fluglotsen im Kontrollturm des nahe gelegenen Militärflugplatzes Zeltweg (LOXZ) Kontakt aufnahm und um eine Freigabe für ein „touch and go“ Manöver auf der Piste 26L bat.

Nach erteilter Freigabe führte der Pilot um 08:57 Uhr ein „touch and go“ Manöver auf der Piste 26L durch.

Im darauffolgenden Steigflug konnte der Pilot das Fahrwerk weiterhin nicht einfahren und erbat eine Freigabe für ein nochmaliges „touch and go“ Manöver auf der Piste 26L.

Nach Erhalt der Freigabe, setzte der Pilot das Luftfahrzeug um 09:07 Uhr neuerlich auf der Piste 26L auf, betätigte 2-3-mal die Radbremsen und beschleunigte das Luftfahrzeug wieder, als an diesem das rechte Haupt- und Bugfahrwerk einknickten. Dadurch kam es zum Kontakt der Propeller und der rechten Tragfläche mit der Asphaltoberfläche der Piste. Das Luftfahrzeug kam nach ca. 300 m am rechten Pistenrand zu stehen.

Bei dem Vorfall blieben die beiden im Luftfahrzeug befindlichen Personen unverletzt, das Luftfahrzeug wurde durch den Vorfall stark beschädigt.

1 Tatsachenermittlung

1.1 Ereignisse und Flugverlauf

Der Flugverlauf und der Unfallhergang wurden aufgrund der Aussagen der beteiligten Personen, der Zeugen und den Erhebungen der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes wie folgt rekonstruiert:

Am 08. Mai 2021 führte der Pilot mit dem gegenständlichen Luftfahrzeug Fotoflüge im Großraum Zeltweg (Steiermark) durch.

Um bei der Fotosequenz mit einer möglichst geringen Geschwindigkeit fliegen zu können, flog der Pilot dabei in Landekonfiguration (Gear down / Flaps down).

Nach Abschluss der Fotosequenzen beabsichtigte der Pilot in Übereinstimmung mit ATC einen Weiterflug nach Italien und selektierte dazu das Einfahren des Fahrwerks und der Klappen. Dabei bemerkte er, dass sich das Fahrwerk nicht einfahren ließ und in der sogenannten „gear unsafe“ Position verblieb.

Trotz mehrmaliger Versuche ließ sich das Fahrwerk nicht einfahren, weshalb der Pilot mit dem Fluglotsen im Kontrollturm des Militärflugplatzes Zeltweg (LOXZ) Kontakt aufnahm und um eine Freigabe für ein „touch and go“ Manöver auf der Piste 26L bat.

Nach erteilter Freigabe führte der Pilot um 08:57 Uhr ein „touch and go“ Manöver auf der Piste 26L durch.

Nachdem der Pilot danach das Fahrwerk weiterhin nicht einfahren konnte, erbat er ein nochmaliges „touch and go“ Manöver.

Nach Erteilung der Freigabe setzte der Pilot das Luftfahrzeug um 09:07 Uhr neuerlich auf der Piste 26L auf. Während des Rollvorgangs betätigte er, nach eigenen Angaben, 2-3-mal die Bremsen des Hauptfahrwerks und beschleunigte das Luftfahrzeug wieder, als das rechte Hauptfahrwerk und das Bugfahrwerk einknickten und beide Propeller und die rechte Tragfläche mit der Asphaltoberfläche der Piste Kontakt bekamen. Das Luftfahrzeug kam nach ca. 300 m am rechten Rand der Piste 26L zu stehen.

Bei dem Vorfall blieben die beiden im Luftfahrzeug befindlichen Personen unverletzt, das Luftfahrzeug wurde durch den Vorfall umfangreich beschädigt.

1.1.1 Flugvorbereitung

Eine gemäß VO (EU) 923/2012 Anhang SERA.2010/b idgF. erforderliche Flugvorbereitung wurde durchgeführt. Der Pilot legte das für diesen Flug abgefragte „RocketRoute“ Briefing Package vollständig vor.

Der bei der Flugsicherung aufliegende Flugplan:

(FPL-XXXXX-VG

-C303/L-SDGRYZ/S

-EDMA0630

-N0150F075 DCT ERKIR015005 DCT NANIT DCT OBEDI STAY1/0040 OBEDI DCT

ABTAN STAY2/0020 ABTAN DCT ARNOS DCT VTS DCT RMN STAY3/0020 RMN DCT

-LIPU0434

-PBN/A1B2D2O2S1 NAV/SBAS DOF/210508 EET/LOVV0028 LIMM0231

STAYINFO1/PHOTO FLIGHT 059 2021 XXX KAPRUN A045 STAYINFO2/PHOTO

FLIGHT 060 2021 XXX ZELTWEG A040 STAYINFO3/PHOTO FLIGHT XXX MORCIANO
A058)

Abflugmeldung:

(DEP-XXXXX-EDMA0651-LIPU-DOF/210508)

1.2 Personenschäden

Tabelle 1 Personenschäden

Verletzungen	Besatzung	Passagiere	Andere
Tödliche	0	0	0
Schwere	0	0	0
Leichte	0	0	0
Keine	2	0	

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Am Luftfahrzeug entstand erheblicher Sachschaden.

1.4 Andere Schäden

Keine.

1.5 Besatzung

Zum Unfallzeitpunkt bestand die Besatzung aus einem Piloten und einem Operator, der die Kameraeinheit im Flug bediente.

1.5.1 Pilot

Alter:	69 Jahre
Art des Zivilluftfahrerscheines:	Berufspilotenschein CPL(A)
Berechtigungen:	Flächenflug, SEP(land), MEP (land)
Muster/Typenberechtigung:	keine
Instrumentenflugberechtigung:	am Unfalltag gültig
Lehrberechtigung:	keine
Sonstige Berechtigungen:	Sprachkenntnisse: Deutsch Level 6, Englisch Level 4
Gültigkeit:	Am Unfalltag gültig

Überprüfungen (Checks):

Medical check:	Medical Class 1/2 ausgestellt am 24.03.2021 Einschränkungen: VML, RXO
-----------------------	--

Gesamtflugerfahrung

(inkl. Unfallflug):	3490:00 Stunden
davon in den letzten 90 Tagen:	32:00 Stunden
davon in den letzten 24 Stunden:	04:30 Stunden
Flugerfahrung auf der Unfalltype:	286:30 Stunden

In seiner schriftlichen Meldung beschrieb der Pilot den Hergang des Ereignisses:

„Nach einer Bildflugsequenz in der Nähe von LOXZ, die wegen der geringen zulässigen Boden-Geschwindigkeit in Landekonfiguration geflogen wurde, sollte das Fahrwerk wieder

eingefahren werden, um in clean configuration nach Italien LIPU weiterzufliegen. Dabei bemerkte ich, dass die rote "gear unsafe"-Anzeige nicht erlosch. Ein recycling gear down/gear up brachte keinen Erfolg: Das Fahrwerk blieb in ausgefahrener Position "3 green" und ließ sich nicht einfahren, sondern verharrte in der ausgefahrenen Position. In Absprache mit LOXZ Tower wurde ein touch and go durchgeführt, um das Fahrwerk einmal zu belasten. Beim Steigflug danach ließ sich das Fahrwerk aber immer noch nicht einfahren. Beim wiederholten touch and go setzte die Maschine normal auf und rollte. Die Bremse wurde 3-mal angetickt, um auch das Bugrad zu belasten und dann erfolgte mit power und flaps up das Durchstartmanöver. Kurz vor rotating bei ca. 80 kn klappte das rechte Fahrwerk ein. Der rechte Prop und die rechte Fläche bekamen sofort Bodenberührung. Die Maschine konnte einigermaßen gehalten werden, so dass sie rutschend nach geschätzten 150 m zum Stand kam. Das Bugfahrwerk war dabei ebenfalls zu ca. 50 % eingefahren, so dass auch der linke Prop den Boden leicht berührte. Kein Feuer, keine Personenschäden.“

1.6 Luftfahrzeug

Bei dem Luftfahrzeug Cessna T303 handelt es sich um einen Tiefdecker in Aluminiumbauweise, ohne Druckkabine, mit einziehbarem Dreibeinfahrwerk. Es wird von zwei Kolbentriebwerken, die an der Vorderseite der Tragflächen angeordnet sind, angetrieben. Beide Triebwerke sind mit Dreiblatt-Verstell-Propeller ausgestattet.

Die grundsätzliche Auslegung des Luftfahrzeuges ist für 2 + 4 Personen. Im vorliegenden Fall wurden drei Sitze ausgebaut und stattdessen eine Kameraeinheit zur Herstellung von Luftbildern installiert. Der Einbau und der Betrieb waren behördlich gemeldet. Die maximal zugelassene Abflugmasse des Luftfahrzeugs beträgt 2336 kg.

Abbildung 1 Gegenständliches Luftfahrzeug



Quelle: Hans Spritt ©, bearb.: SUB

Luftfahrzeugart:	Motorflugzeug
Hersteller:	Cessna Aircraft Comp. U.S.A.
Type Certificate Holder:	Textron Aviation Inc. (seit 29. Juli 2015)
Type Certificate:	A34CE (FAA)
Herstellerbezeichnung:	T303
Baujahr:	1981
Luftfahrzeughalter:	Luftfahrtunternehmen
Gesamtbetriebsstunden:	6668
Landungen:	3894
Triebwerke:	2 Kolbentriebwerke, 6 Zylinder Boxer luftgekühlt TSO: jeweils 872 Std.
Hersteller:	Continental, U.S.A.
Herstellerbezeichnung:	Links: TSIO-520-AE, Rechts: LTSIO-520-AE
Propeller:	2 Dreiblattpropeller, TSO: jeweils 660 Std.
Herstellerbezeichnung:	Links: 3AF32C506/82NEB-8 Rechts: 3AF32C507/L82NEB-8
Hersteller:	McCauley, U.S.A.

1.6.1 Bord Dokumente

Folgende Borddokumente wurden in Kopie vorgelegt und geprüft:

Eintragungsschein: ausgestellt am 17.10.2019 von Luftfahrtbundesamt der Bundesrepublik Deutschland

Lufttüchtigkeitszeugnis: ausgestellt am 19.08.2003 von Luftfahrtbundesamt der Bundesrepublik Deutschland für die Kategorien: Personenbeförderung und Luftarbeit

Bescheinigung über die Prüfung der Lufttüchtigkeit: ausgestellt am 10.02.2021 / gültig bis 28.02.2022

Lärmzulässigkeitszeugnis: ausgestellt am 02.03.1993 von Luftfahrtbundesamt

Versicherung: ALLIANZ Versicherungs AG, D-81724 München
gültig 01.10.2020 bis 01.10.2021

Bewilligung für eine Luftfahrzeugfunkstelle: ausgestellt am 17.09.2019 von Bundesnetzagentur

1.6.2 Luftfahrzeug Wartung

In die übermittelten Wartungsunterlagen der letzten Monate des verunfallten Luftfahrzeuges wurde Einsicht genommen und diese geprüft.

Seit 09/2020 wurden folgende Wartungstätigkeiten vom Wartungsbetrieb (xxxxxx bzw. yyyyyy) durchgeführt:

Tabelle 2 Wartungstätigkeiten seit 09/2020

Workreport Nr.	Datum	Performed by	Umfang	Anmerkung
20-3200	16.09.2020	xxxxxx	Tire/suction indication on RH-engine / RH-rudder steering / LH-RH steering horn, lubricant all engines control	keine
20-3201	21.09.2020	xxxxxx	50 hrs Inspection / Fuel manifold valve cover inspected L/R / LH main gear tire replaced	keine

20-3204	22.09.2020	xxxxxx	Troubleshoot on LH main gear tire, replaced LH/RH main gear tube, RH tire Troubleshoot on LH alternator system	keine
20-3245	08.12.2020	xxxxxx	Batterie Cap. Test / Fire Extinguisher Weight check/ Anspect. Operation 5 / 7 / 10 / 23, Corrosion Check / Vacuum Manifold Check, Funktion Test, First Aid Kit Checked, Avionic IFR Funktion Check, ELT test, LDG & Taxi Lgt. Switch replaced, transponder test	keine
21-0001	28.02.2021	xxxxxx	Airworthiness Review Certificate	keine
21-3022	05.03.2021	xxxxxx	Troubleshoot on landing gear retraction system	siehe Auszug Abbildung 2
21-3028	17.03.2021	xxxxxx	200 Hrs. Inspection	keine
21-0006	26.04.2021	yyyyyy	Replace of LH Suction pump	keine

In der Work-Order 21-3022 wird unter dem Auftrag an das Wartungsunternehmen xxxxxx ausgeführt: „Perform troubleshoot on landing gear retraction system (Partially not retracting)“

Der festgestellte Fehler ist beschrieben mit: „Customer was complaining landing gear was not retracting after takeoff. No problems during extraction.“

Abbildung 2 Work Report Fahrwerk

Work Report Work Order No.: 21-3022

Item: Description: [REDACTED]

4 Defect rectification Airframe

401 TASK: Perform troubleshoot on landing gear retraction system (Partially not retracting)

FOUND: Customer was complaining landing gear was not retracting after takeoff. No problems during extraction.
Jacked up aircraft and checked retraction and extraction system several times. No problems occurred.
Checked fluid level in hydraulic power pack. No findings
Checked voltage at powerpack during retraction and extraction. No findings
Checked landing gear downlock hooks and indications. No findings
Removed aircraft from jacks.

ACTION: Several landing gear retraction and extraction cycles performed

completed: 05 Mrz 2021 by: [REDACTED] Stamp/ Sign: [REDACTED]

9 Handling/Cleaning

901 TASK: Perform work order preparation / Release to service / Work report package

ACTION: Work order preparation / Release to service / Work report package performed

completed: 05 Mrz 2021 by: [REDACTED] Stamp/ Sign: [REDACTED]

Certifies that the work specified - except as otherwise specified - was carried out in accordance with Part-145 and in respect to that work the aircraft/aircraft component is considered ready for release to Service.

W/O: 21-3022 completed: 05.03.2021 Sign: [REDACTED]

Quelle: Lebenslaufakt des Luftfahrzeuges

Die von dem Wartungsunternehmen durchgeführten Aktivitäten wurden folgendermaßen beschrieben:

- Jacked up aircraft and checked retraction and extraction system several times. No problems occurred.
- Checked fluid level in hydraulic power pack. No findings
- Checked voltage at powerpack during retraction and extraction. No findings
- Checked landing gear downlock hooks and indications. No findings
- Removed aircraft from jacks.

ACTION: Several landing gear retraction and extraction cycles performed

Der in Folge ausgestellte "Release to Service" ist gestempelt und unterfertigt von xxxxxx.

Bis zum Unfalltag wurden keine weiteren Fahrwerksprobleme schriftlich festgehalten.

1.6.3 Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeugs

Laut Angabe des Piloten war das Luftfahrzeug zum Unfallszeitpunkt mit rund 350 Ltr. AvGas 100LL (92,4 Gal) betankt.

An Bord befanden sich zwei Personen und die zusätzliche Beladung bestehend aus dem persönlichen Gepäck (ca. 25 kg).

Eine durchgeführte Überprüfung der Schwerpunktlage ergab einen Schwerpunkt innerhalb des vom Hersteller angegebenen Bereiches.

Bei der Überprüfung der Schwerpunktlage anhand der Daten im originalen Luftfahrzeug-Handbuch ist aufgefallen, dass weder im Inhaltsverzeichnis des Handbuches (Table of Contents), noch in der Übersicht bei der eigentlichen Sektion (Section 6 Weight&Balance/Equipment List) ein Hinweis auf die geänderten Gewichts-verhältnisse durch den Einbau des installierten Kamerasystems vorhanden ist.

Die Änderung durch den Umbau/Einbau des Kamerasystems ist erst innerhalb der „Section 6“, durch den Eintrag des neuen Gewichtes anhand der seinerzeit durchgeführten Prüfung, erkennbar.

Abbildung 3 Auszug aus dem Handbuch des Luftfahrzeuges (POH)

<p>CESSNA MODEL T300</p> <p style="text-align: right;">TABLE OF CONTENTS</p> <p style="text-align: center;">TABLE OF CONTENTS</p> <table style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th style="width: 80%;"></th> <th style="text-align: right; font-weight: normal;">SECTION</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>GENERAL.....</td> <td style="text-align: right;">1</td> </tr> <tr> <td>LIMITATIONS.....</td> <td style="text-align: right;">2</td> </tr> <tr> <td>EMERGENCY PROCEDURES.....</td> <td style="text-align: right;">3</td> </tr> <tr> <td>NORMAL PROCEDURES.....</td> <td style="text-align: right;">4</td> </tr> <tr> <td>PERFORMANCE.....</td> <td style="text-align: right;">5</td> </tr> <tr> <td>WEIGHT & BALANCE/ EQUIPMENT LIST</td> <td style="text-align: right; vertical-align: bottom;">6</td> </tr> <tr> <td>AIRPLANE & SYSTEMS DESCRIPTIONS</td> <td style="text-align: right; vertical-align: bottom;">7</td> </tr> <tr> <td>AIRPLANE HANDLING, SERVICE & MAINTENANCE</td> <td style="text-align: right; vertical-align: bottom;">8</td> </tr> <tr> <td>SUPPLEMENTS (Optional Systems Description & Operating Procedures)</td> <td style="text-align: right; vertical-align: bottom;">9</td> </tr> </tbody> </table> <p style="font-size: small;">31 July 1981 v/(vi blank)</p>		SECTION	GENERAL.....	1	LIMITATIONS.....	2	EMERGENCY PROCEDURES.....	3	NORMAL PROCEDURES.....	4	PERFORMANCE.....	5	WEIGHT & BALANCE/ EQUIPMENT LIST	6	AIRPLANE & SYSTEMS DESCRIPTIONS	7	AIRPLANE HANDLING, SERVICE & MAINTENANCE	8	SUPPLEMENTS (Optional Systems Description & Operating Procedures)	9	<p style="font-size: small;">CESSNA MODEL T300</p> <p style="text-align: right; font-size: small;">SECTION # WEIGHT & BALANCE/ EQUIPMENT LIST</p> <p style="text-align: center;">SECTION 6 WEIGHT & BALANCE/ EQUIPMENT LIST</p> <p style="text-align: center;">TABLE OF CONTENTS</p> <table style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th style="width: 80%;"></th> <th style="text-align: right; font-weight: normal;">Page</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Introduction</td> <td style="text-align: right;">6-3</td> </tr> <tr> <td>Airplane Weighing Procedures</td> <td style="text-align: right;">6-3</td> </tr> <tr> <td>Weight And Balance</td> <td style="text-align: right;">6-6</td> </tr> <tr> <td>Weight And Balance Plottter</td> <td style="text-align: right;">6-7</td> </tr> <tr> <td>Baggage/Cargo Loading</td> <td style="text-align: right;">6-7</td> </tr> <tr> <td>Equipment List</td> <td style="text-align: right;">6-21</td> </tr> </tbody> </table> <p style="font-size: small;">31 July 1981 6-1/(6-2 blank)</p>		Page	Introduction	6-3	Airplane Weighing Procedures	6-3	Weight And Balance	6-6	Weight And Balance Plottter	6-7	Baggage/Cargo Loading	6-7	Equipment List	6-21
	SECTION																																		
GENERAL.....	1																																		
LIMITATIONS.....	2																																		
EMERGENCY PROCEDURES.....	3																																		
NORMAL PROCEDURES.....	4																																		
PERFORMANCE.....	5																																		
WEIGHT & BALANCE/ EQUIPMENT LIST	6																																		
AIRPLANE & SYSTEMS DESCRIPTIONS	7																																		
AIRPLANE HANDLING, SERVICE & MAINTENANCE	8																																		
SUPPLEMENTS (Optional Systems Description & Operating Procedures)	9																																		
	Page																																		
Introduction	6-3																																		
Airplane Weighing Procedures	6-3																																		
Weight And Balance	6-6																																		
Weight And Balance Plottter	6-7																																		
Baggage/Cargo Loading	6-7																																		
Equipment List	6-21																																		

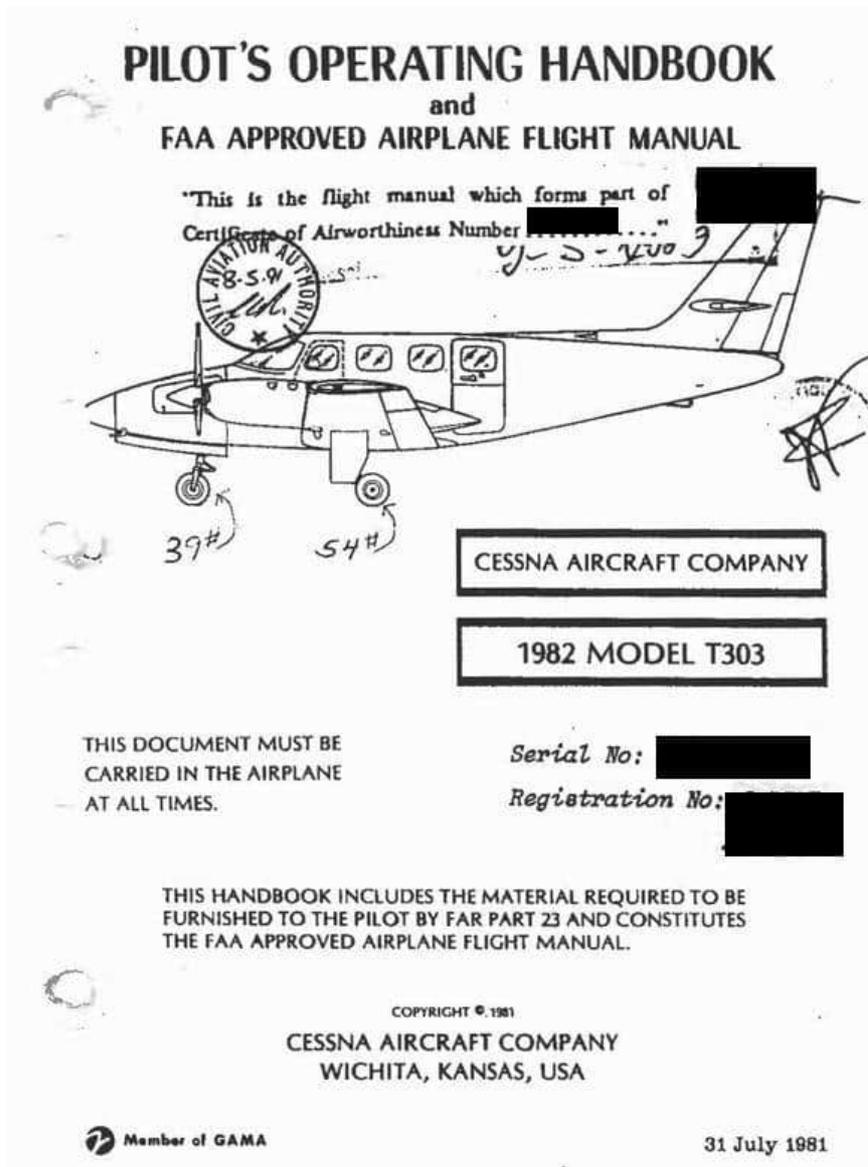
Quelle: Luftfahrzeughersteller

1.6.4 Pilots Operating Handbook / Checklist

Das Flughandbuch (POH) für das gegenständliche Luftfahrzeug wurde als Datei übermittelt.

Diese Ausgabe des Flughandbuches stammte vom 22.12.1981. Es wurden in diesem Flughandbuch diverse Änderungen eingetragen, diese waren allerdings nicht auf den Übersichten (Table of Contents) ersichtlich. Erst beim Studium der Unterlagen ist man auf die Änderungen gestoßen.

Abbildung 4 Pilots Operating Handbook



Quelle: Luftfahrzeughersteller

Im Luftfahrzeug wurden drei Check-Listen vorgefunden.

Davon lautete eine Liste „External Power Source Checklist - All Aircraft“, eine weitere Checkliste war bezeichnet mit „Aircraft Operating Checklist CESSNA 303

X-XXXX (Luftfahrzeugkennzeichen)“ und die dritte Checkliste war in allgemeiner Form erstellt ohne Bezeichnung.

Abbildung 5 External Power Source Checklist

EXTERNAL POWER SOURCE CHECKLIST – ALL AIRCRAFTS	
CESSNA 206 -	
STARTING	
Aux Electrics	- off
Camera Switch	- off
Avionic Master	- off
Alternator	- off
Battery Master Switch	- on
External Power Source (left side cowl)	- connected
External Power Source	- on
SHUT DOWN	
External Power Source	- off
External Power Source	- disconnected
External Power cap	- closed
Battery Master Switch	- off
CESSNA 303 -	
STARTING	
Gear Down	- checked
Aux Electrics	- off
Circuit Breakers (CCNS, IMU, Camera)	- pulled
Avionic Master	- off
Alternators	- off
Battery Master Switch	- on
External Power Source (under left wing locker)	- connected
External Power Source	- on
Circuit Breakers	- in
SHUT DOWN	
Circuit Breakers	- pulled
External Power Source	- off
External Power Source	- disconnected
External Power cap	- closed
Battery Master Switch	- off
BEECH 200 -	
STARTING	
Gear Down	- checked
Circuit Breakers (4x)	- pulled
Avionic Master	- off
Battery Master Switch	- on, at least 20 V
External Power Source (under right wing outboard of the nacelle)	- connected
External Power Source	- on
Circuit Breakers (4x)	- in
Light EXT PWR On (annunciator panel)	- checked
SHUT DOWN	
Circuit Breakers (4x)	- pulled
External Power Source	- off
External Power Source	- disconnected
External Power cap	- closed
Battery Master Switch	- off

Quelle: Luftfahrzeughalter

Abbildung 6 Aircraft Operating Checklist

AIRCRAFT OPERATING CHECKLIST CESSNA 303	
PREFLIGHT CHECKLIST	
External	- completed
Doors & Windows	- closed & locked
Task Specialist	- briefed
Seat Belts	- fastened & secured
Brakes	- set
Instruments	- checked L to R
Circuit Breakers	- checked
Mixtures	- full rich
Propellers	- full forward
Throttles	- idle
Cowl Flaps	- open
Fuel Selector	- both normal flight
Emer. Xfeed Shutoff	- off (push in)
Gear Lever	- check down
Aux Electrics	- off
Avionics Master	- off
Alternate Static	- off
Battery & Alt.	- on
Anti-Coll. Light	- on
Fuel Quantity	- set & checked
Warn light panel	- checked
IFR CHECKLIST	
Radio	- on
ATIS	- copied
Radio Frags	- set
Clearances	- received
Radio	- off
STARTING ENGINE CHECKLIST	
Magnets	- on
Primer Switch	- on
L/R Engine	- clear & start
Throttle	- 1000 rpm
Oil Pressure	- checked risen * Repeat Right Engine*
Alternator	- checked lead, no light
Suction	- risen
Magnets	- checked
AFTER STARTING CHECKLIST	
Avionic Masters	- on
Altimeters	- set
Transponder	- set & stand by
Nav Aids	- on, tune, ident, test, set
Gyros & Instr.	- set & checked
Electric Trim	- on, checked
Autopilot	- checked & disengaged - RWY HDG bugged
TAXI CHECKLIST	
Brakes	- checked both sides
Flight Controls	- checked
Flaps	- checked & set
Instruments	- checked
LINE UP CHECKLIST	
Park Brake	- set
Throttles	- 1700 rpm
T's & P's	- green
Alternators	- checked
Suction	- checked
Magnets Check	- max 150 drop / 50 different
Propellers	- checked feather - cycle, 100 - 200 rpm
Throttles	- idle, rpm checked
Oil Pressure	- checked (above red line)
Throttle	- 1000 rpm
BEFORE TAKE OFF CHECKLIST	
Trims	- 3 set for take off
Flaps	- as required
Fuel	- set
Mixtures	- rich
Propellers	- max rpm
Fuel	- both normal flight - pumps on, pressure ault. - magnets on (both side x2)
Ignitions	- checked
HSI / RM	- checked L to R
Instruments	- checked L to R
Doors & Windows	- closed & locked
Nav Settings	- completed
Briefing	- departure & emergency
LINE UP CHECKLIST	
HSI / RM	- RWY HDG checked - AP disengaged
Aux. Fuel Pumps	- low
Landing Lights	- on
Pilot Heats	- on (MC)
AFTER TAKE OFF CHECKLIST	
Brakes	- applied momentarily
Gear	- up
Flaps	- up
Power	- 32.5 inches / 2400 rpm
Pumps	- off, press checked
Landing light	- off (passing 3000')

Quelle: Luftfahrzeughalter

Abbildung 7 Checklist

AFTER TAKE OFF		DESCENT	
Breaks	- applied momentarily	Harness & Hatches	- secured
Gear	- up	Mixture	- enriched
Flaps	- up	Power	- 22 inches / 2400 rpm
Power	- 32,5 inches / 2400 rpm	MSA, QNH	- checked, set
Pumps	- off, press checked		
Landing Light	- off (passing 3000')		
CRUISE		APPROACH	
Cowl Flaps	- closed	Landing Light	- on
Power normal	- 22,5 inches / 2400 rpm	Power	- 22 inches / 2400 rpm
Power fast	- 24 inches / 2400 rpm	Brakes	- open, press checked
Mixture	- leaned	Mixture	- full rich
S.A.D.I.E	- completed	Fuel	- pumps on
T.O.D	- calculate		- press checked
			- same side
			- contents sufficient
		Seat Belts	- fastened & secured
APPROACH BRIEFING		FINAL	
ATIS	- copied	Flaps	- as required
QNH	- set (x2)	Gear	- down & 3 greens
Radio / Nav Aids	- set	Propellers	- full forward
Approach Brief	- completed	Cowl Flaps	- open (200ft prior MDA)
S.A.D.I.E	- completed	Gear	- 3 greens
Suction/Attitude/DG/Icing/Engine Instruments Top Of Descent			

Quelle: Luftfahrzeughalter

Eine EMERGENCY PROCEDURES Check-List (Bordausführung) für das Luftfahrzeug C T303 war nicht vorhanden und wurde auch nicht vom Piloten in den vom Luftfahrzeug nach dem Vorfall entnommenen Dingen beschrieben bzw. dokumentiert.

Im Flughandbuch (POH) sind unter der Section 3 die angeführten EMERGENCY PROCEDURES beschrieben.

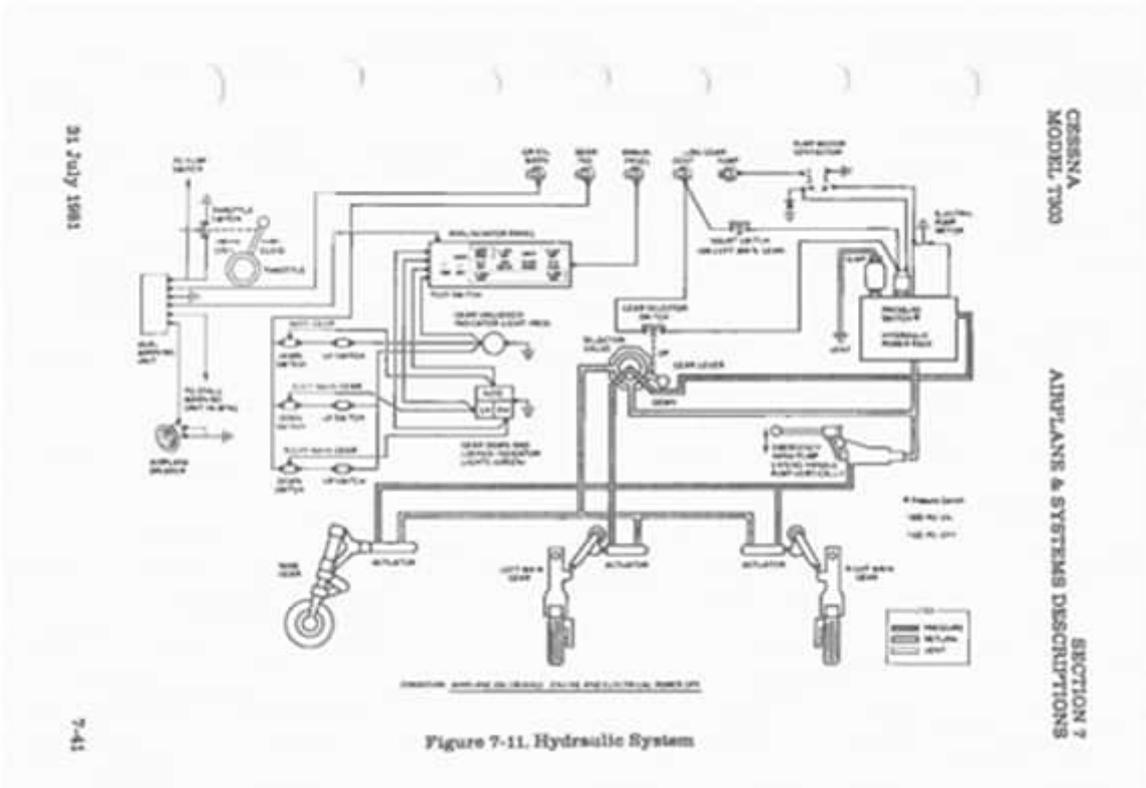
Auf den Seiten 3-15 bis 3-18 sind die Vorgangsweisen für Probleme mit dem Fahrwerk in Checklistenform dargestellt. (Auszug siehe Anhang)

Diese gliedern sich in Probleme mit dem Einfahren / mit dem Ausfahren / mit einer Landung mit eingefahrenem Fahrwerk / Landung mit einem möglicherweise defekten Fahrwerk / einer Landung mit einem luftleeren Reifen sowie der Vorgangsweise bei einem manuellen Ausfahren des Fahrwerks.

Die Verwendung der manuellen Hydraulikpumpe wird im Punkt „Landing gear fails to extend“ dargestellt.

Außerdem ist in der Section 7 unter „Airplane Systems Descriptions“ Figur 7-11 (Page 7-41), das gesamte Fahrwerkssystem schematisch dargestellt.

Abbildung 8 Hydraulic System – Schema Darstellung im POH



Quelle: Pilots Operating Handbook des Luftfahrzeugherstellers

Abbildung 9 Landing Gear System Schematic – Fahrwerk ausgefahren

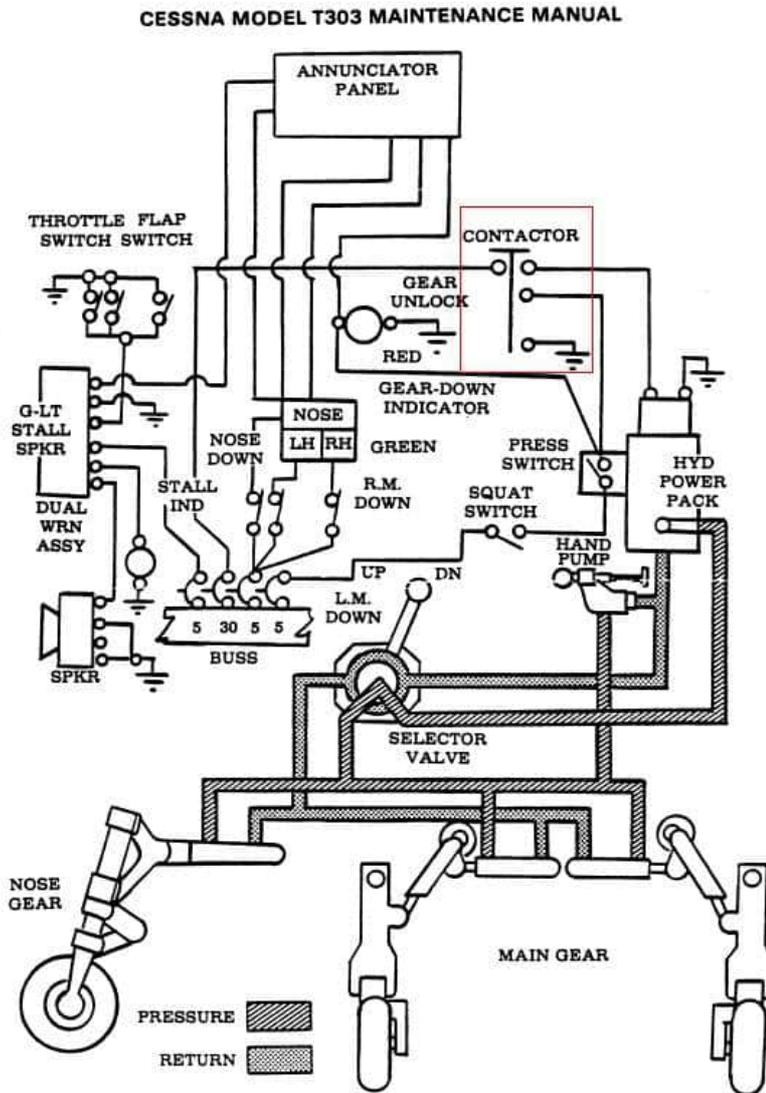


Figure 32-1. Landing Gear System Schematic Diagram (Sheet 1 of 2)

Quelle: Cessna Model T303 Maintenance Manual des Luftfahrzeugherstellers

Abbildung 10 Landing Gear System Schematic – Fahrwerk eingefahren

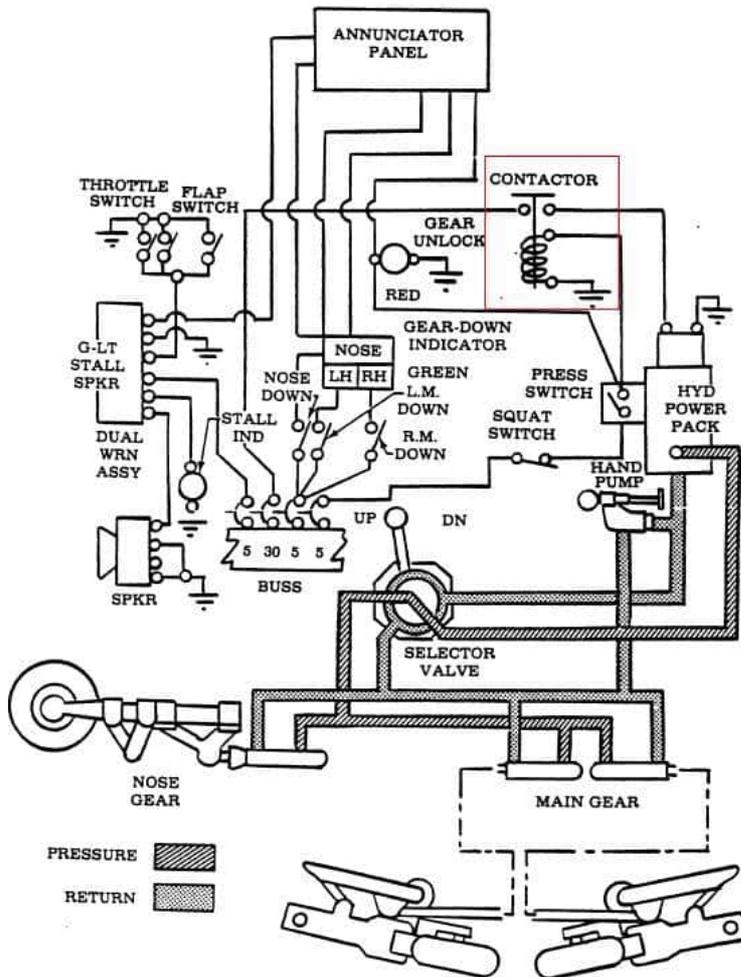


Figure 32-1. Landing Gear System Schematic Diagram (Sheet 2 of 2)

Quelle: Cessna Model T303 Maintenance Manual des Luftfahrzeugherstellers

Zum Punkt „Landing gear fails to retract“ sind im POH diverse Verfahren beschrieben, die im Emergencyfall zu prüfen sind. Sollten diese keinen Erfolg bringen, soll man den Fahrwerkshebel in die ausgefahrene Position bringen und zu einer Werft fliegen.

Abbildung 11 Trouble Shooting - Extension and Retraction Systems - Maintenance Manual

A. Trouble Shooting - Extension and Retraction Systems.

TROUBLE	PROBABLE CAUSE	REMEDY
LANDING GEAR FAILS TO RETRACT.	Pump circuit breaker open or cont circuit breaker open.	Reset, determine cause for opening. Repair or replace components as necessary.
	Hydraulic pump motor circuit wires disconnected or broken.	Repair or replace wiring.
	Squat switch inoperative.	Install new switch.
	Pressure switch defective.	Install new switch.
	Power pack pump motor solenoid defective.	Install new solenoid.
	Power pack motor shorted to ground.	Check for ground.
	Power pack fluid level below operating level.	Fill reservoir with hydraulic fluid.

Quelle: Cessna Model T303 Maintenance Manual des Luftfahrzeugherstellers

1.7 Flugwetter

1.7.1 METAR, TAF, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

METAR Flughafen Zeltweg LOXZ

METAR LOXZ 080650Z VRB02KT 50KM FEW060CU 05/M00 Q1022 NOSIG RMK FEW=

METAR LOXZ 080720Z VRB01KT 50KM FEW050CU SCT300CI 07/M01 Q1021 NOSIG
RMK SCT=

METAR LOXZ 080750Z VRB01KT 50KM FEW050CU SCT300CI 08/M01 Q1021 NOSIG
RMK COTRA/SCT=

METAR LOXZ 080820Z VRB02KT 50KM FEW050CU BKN300CI 10/M00 Q1021 NOSIG
RMK COTRA/BKN=

METAR LOXZ 080850Z 09004KT 050V140 50KM FEW050CU BKN300CI 10/M01
Q1021 NOSIG RMK COTRA/BKN=

METAR LOXZ 080920Z VRB03KT 50KM FEW050CU BKN300CI 11/M02 Q1021 NOSIG
RMK COTRA/BKN=

METAR LOXZ 080950Z 09004KT 050V140 50KM FEW055CU BKN300CI 13/M03

Q1020 NOSIG RMK COTRA/BKN=

TAF Flughafen Zeltweg LOXZ

TAF LOXZ 080515Z 0806/0815 VRB03KT 9999 FEW300

TEMPO 0811/0815 12005KT=

METAR Flughafen Klagenfurt LOWK

METAR LOWK 080650Z VRB02KT 8000 FEW004 BKN010 04/02 Q1023 BECMG SCT010=

METAR LOWK 080720Z 11003KT 070V160 9999 FEW006 BKN012 05/02 Q1023 BECMG
SCT012=

METAR LOWK 080750Z 13003KT 040V170 9999 FEW008 BKN011 06/03 Q1023 BECMG
SCT012=

METAR LOWK 080820Z VRB02KT 9999 FEW010 SCT013 07/04 Q1023 NOSIG=

METAR LOWK 080850Z VRB03KT 9999 FEW015 09/05 Q1023 NOSIG=

METAR LOWK 080920Z VRB02KT 9999 FEW020 09/03 Q1023 NOSIG=

METAR LOWK 080950Z 07004KT 360V130 9999 FEW030 10/05 Q1022 NOSIG=

1.7.2 Flugwetterübersicht für Österreich, Flugwetterdienst Austro Control GmbH

Flugwetterübersicht Österreich

FXOS41 LOWW 072200

FLUGWETTERÜBERSICHT ÖSTERREICH,

herausgegeben am Samstag, 08.05.2021 um 00:00 Uhr lct.

Vorhersage von heute Früh BCMT bis heute Abend ECET

WETTERLAGE:

Hochdruckrandlage. Mit kräftiger nordwestlicher Höhenströmung greift ein wetterinaktiver Warmfrontschirm aus Nordwest über.

WETTERABLAUF FLUGWETTER:

Im westlichen Donautal und in den südlichen Beckenlagen rasch auflösende Frühnebelfelder. Sonst von der Früh weg gute Sichten und gering bewölkt. Tagsüber bildet sich, vor allem nach Osten hin, flache, hochbasige Cumulusbewölkung aus. Tagsüber ziehen von Deutschland her stärkere mittelhohe und hohe Wolkenfelder auf, deren Basen oberhalb von 10000 bis 14000ft amsl liegen.

HINWEISE ZUR NULLGRADGRENZE:

Im Osten von 4000ft auf 6000ft amsl steigend.

Im Westen von 5000ft auf 9000ft amsl steigend.

HINWEISE WINDSYSTEME UND TURBULENZ:

Oberhalb von 10000ft amsl lebhaftere nordwestliche Höhenwinde.
Unterhalb davon schwache bis mäßige, im Tagesverlauf von Nordwest auf Süd rückdrehende Winde.

HINWEISE THERMISCHER FLUGSPORT UND WINDSEGELFLUG:

Besonders über der Osthälfte zu Beginn thermisch aktiv mit guten Steigwerten. Mit Warmluftzufuhr jedoch nachlassende Thermik im Tagesgang. Am späten Nachmittag mit den unter Kammniveau rückdrehenden Winden Hangwindunterstützung in den alpinen Längstälern. Über Westösterreich am Nachmittag abschirmende Wolkenfelder, zudem wirkt hier die Warmluftzufuhr dämpfend.

HINWEISE BALLONFAHRTEN:

In der Früh überall Bodenwinde unter 10kt, rasch einsetzende Thermik. Am Abend östlich des Wienerwalds zunehmender Süd- bis Südostwind, ansonsten bleibt es bodennah windschwach, vor allem über der Osthälfte langanhaltende Thermik.

PROGNOSESICHERHEIT WETTERLAGE: abgesichert

PROGNOSESICHERHEIT WETTERABLAUF: abgesichert

Detaillierte Vorhersagen über Höhenwind, Höhentemperaturen und QNH entnehmen Sie bitte unseren grafischen Vorhersagekarten.

Diese Vorhersage wird bei abweichender aktueller Entwicklung nicht berichtet.

Die nächste planmäßige Aktualisierung erfolgt am Samstag, 08.05.2021 um 14:00 Uhr lct.

1.7.3 Natürliche Lichtverhältnisse

Tageslicht

1.8 Navigationshilfen

Nicht relevant

1.9 Flugfernmeldedienste

Ein Funksprechverkehr erfolgte vor dem Vorfall zwischen dem Piloten und dem Fluglotsen im Kontrollturm Zeltweg (LOXZ) auf der Frequenz 121.60 Mhz. Es bestand von Seiten des Fluglotsen eine Freigabe zur Durchführung von „Touch and Go“ auf der Piste 26L.

1.10 Flugplatz

1.10.1 Allgemein

Der Unfall ereignete sich auf dem Militärflugplatz Zeltweg (LOXZ), an dem zum Unfallzeitpunkt Einsatzbereitschaft bestand.

Der Flugplatz verfügt über eine Asphaltpiste (08R/26L) mit den Maßen 2.750 m x 60 m.

1.11 Flugschreiber

Ein Flugschreiber war nicht vorgeschrieben und nicht eingebaut.

1.11.1 GPS Geräte

Nicht relevant

1.11.2 Radardaten

Nicht relevant

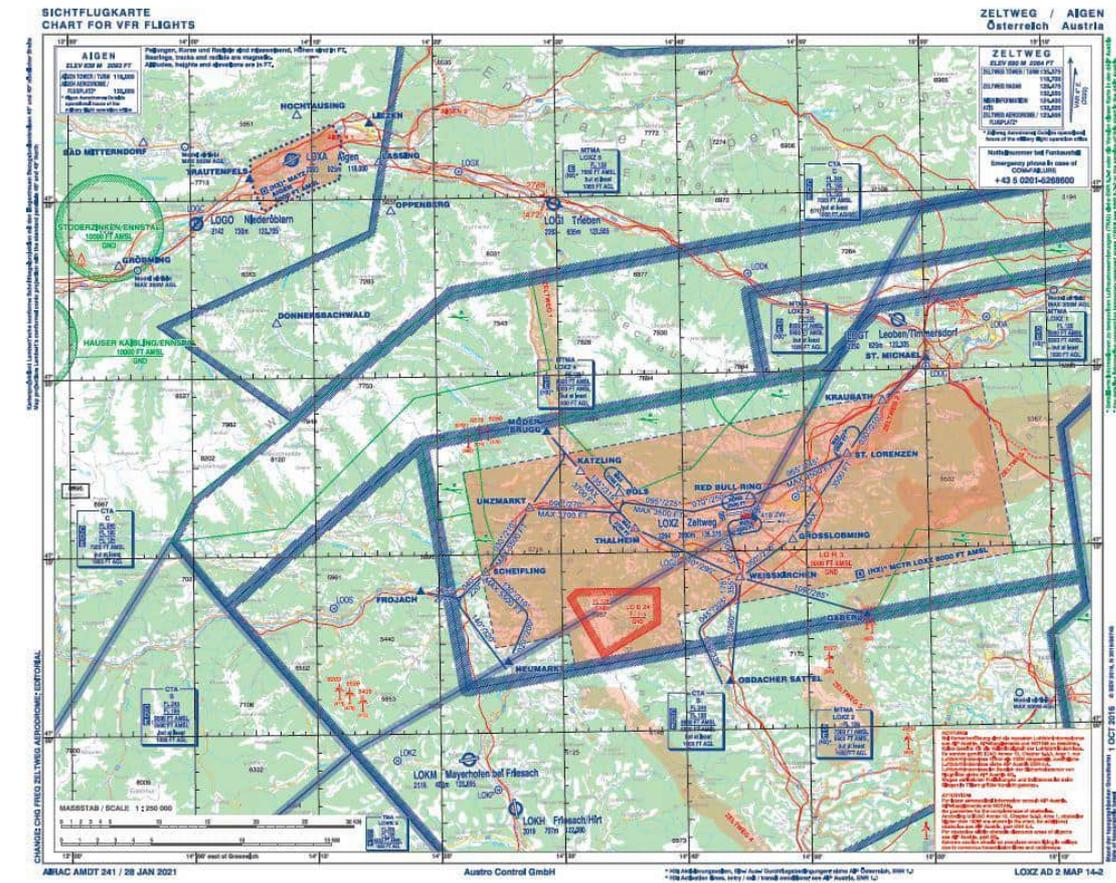
1.12 Angaben über Wrack und Aufprall

1.12.1 Unfallort

Der Unfall ereignete sich auf dem Militärflugplatz Zeltweg (LOXZ), an dem zum Unfallszeitpunkt Einsatzbereitschaft bestand.

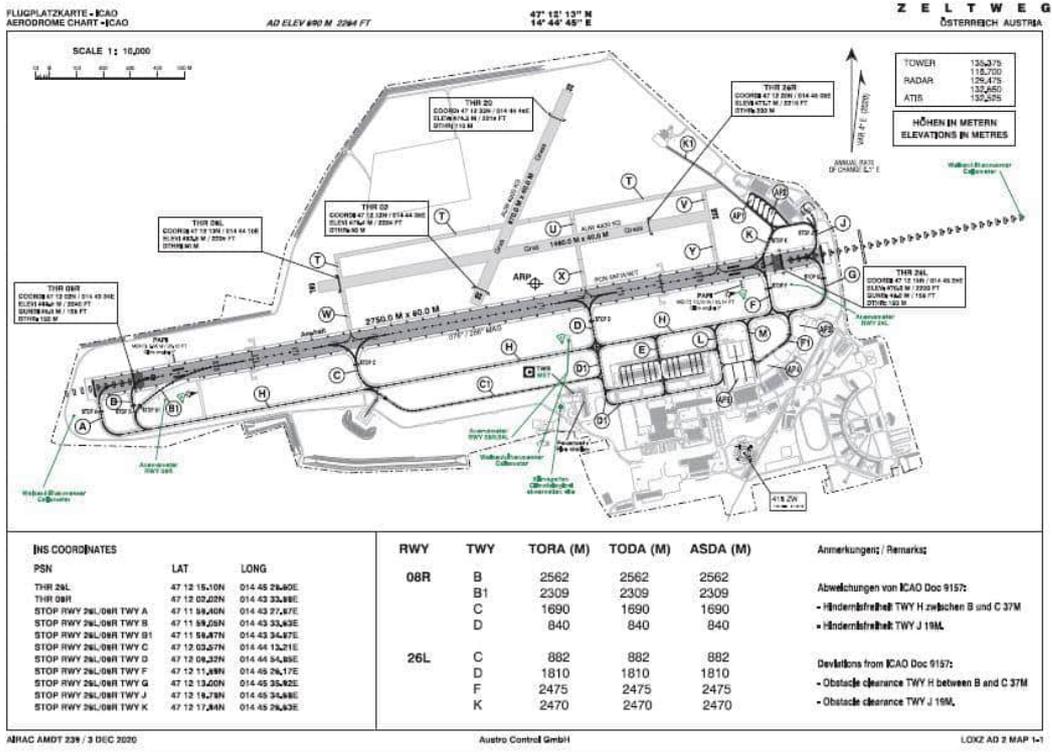
Der Flugplatz verfügt über eine Asphaltpiste (08R/26L) mit den Maßen 2.750 m x 60 m.

Abbildung 12 Sichtenflugkarte Zeltweg



Quelle: Luftfahrthandbuch Österreich

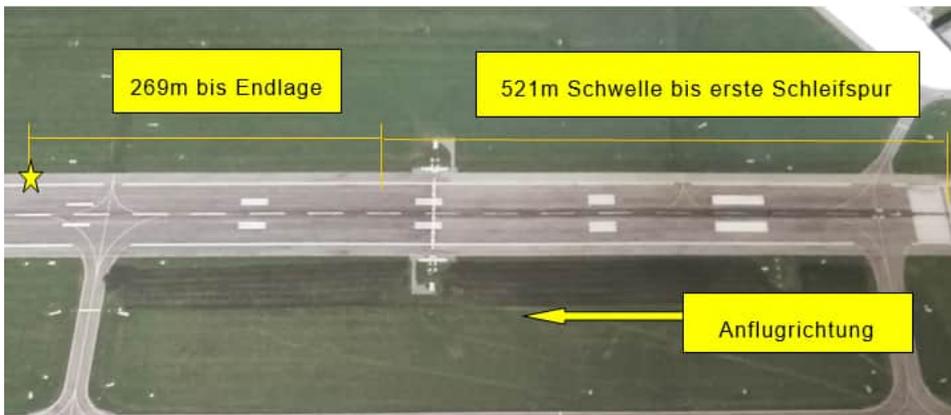
Abbildung 13 Flugplatzkarte Zeltweg



Quelle: Luftfahrthandbuch Österreich

Die ersten Spuren auf der Asphaltpiste waren 521 m westlich der Schwelle 26L, im Bereich der Mittellinie, in Form von Schleifspuren zu erkennen.

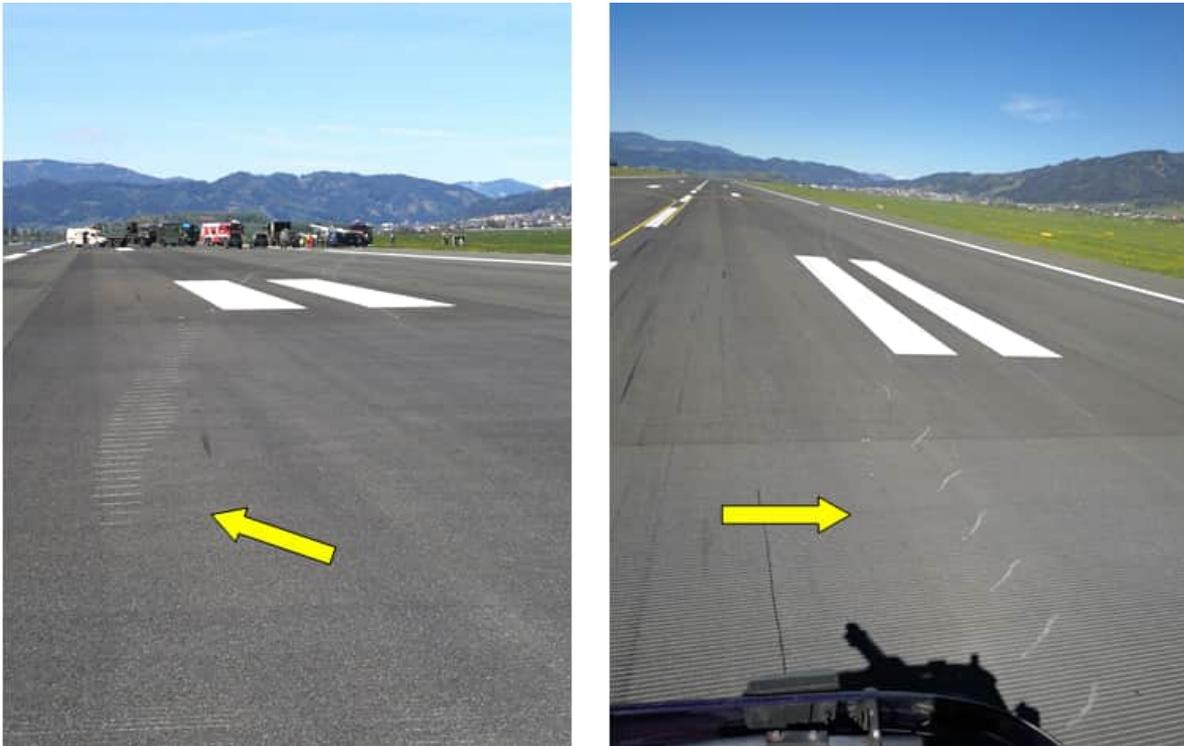
Abbildung 14 Piste 26L und Vermessung



Quelle: SV, Google Earth, Messwerte: Militär

Danach folgten bogenförmige Schleifspuren nach rechts in Richtung des Pistenrandes, wobei auch Aufschlagspuren des rechten Propellers vorlagen.

Abbildung 15 Schleifspuren auf der Piste 26L



Quelle: Militär, SV

Das Luftfahrzeug kam ca. 790 m westlich der Schwelle 26L am rechten Pistenrand zum Stillstand.

Abbildung 16 Sicht vom Kontrollturm auf die Unfallstelle



Quelle: Militär

Abbildung 17 Luftfahrzeug in Endlage



Quelle: Militär

1.12.2 Verteilung und Zustand der Wrackteile

Siehe 1.12.1

1.12.3 Cockpit und Instrumente

Im vorgefundenen Zustand befanden sich im Cockpit sämtliche Schalter und Hebel in Nullstellung bzw. waren ausgeschaltet.

Eine konkrete Aussage zu den Schaltzuständen am Luftfahrzeug zum Unfallszeitpunkt war daher nicht mehr möglich.

Abbildung 18 Cockpit Mitte und links



Quelle: SUB

Abbildung 19 Cockpit links



Quelle: SV, bearb. SUB

Abbildung 20 Cockpit rechts



Quelle: SV, bearb. SUB

Abbildung 21 Cockpit rechts



Quelle: SV, bearb. SUB

Abbildung 22 Cockpit Mitte



Quelle: SV

Abbildung 23 Cockpit Schalter und Sicherungen links



Quelle: SV

Abbildung 24 Cockpit Sicherungen links



Quelle: SV

1.12.4 Luftfahrzeug und Ausrüstung – Versagen, Funktionsstörungen

Bereits im März 2021 wurde von einem Wartungsbetrieb eine Fehlersuche aufgrund von einem gemeldeten Fahrwerksproblem durchgeführt. Dabei wurde kein Fehler gefunden.

Bis zum Unfalltag wurden keine weiteren Fahrwerksprobleme schriftlich festgehalten.

1.13 Medizinische und pathologische Angaben

Es liegen keinerlei Hinweise auf eine vorbestandene psychische oder physische Beeinträchtigung des Piloten vor.

1.14 Brand

Es konnten keine Spuren eines allfälligen Brandes festgestellt werden.

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Rückhaltesysteme

Die Rückhaltesysteme funktionierten einwandfrei, die Insassen erlitten keinerlei Verletzungen.

1.15.2 Evakuierung

Pilot und Kameraoperator konnten das Luftfahrzeug selbstständig und unverletzt verlassen.

1.15.3 Verletzungsursachen

Keine

1.16 Weiterführende Untersuchungen

1.16.1 Technische Untersuchungen

Das Luftfahrzeug war an einem überdachten Abstellplatz auf der Nordostseite des Militärflugplatzes abgestellt und wurde vor Ort begutachtet.

Laut Angabe befand sich das Luftfahrzeug in jenem Zustand, wie es von der Piste geborgen und danach abgestellt wurde. Zur Absicherung des Hauptfahrwerks wurden Holzklötze zwischen die Fahrwerksgestänge gesteckt, um ein mögliches Einknicken während des Transportes zu verhindern.

Der Innenraum des Luftfahrzeugs war mit Genehmigung der Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes ausgeräumt, die Kameraeinheit abgebaut.

Äußerlich zeigt das Luftfahrzeug im Rumpfbereich, im Bereich der rechten Tragfläche und an beiden Motoren Beschädigungen.

Der rechte Propeller hatte massiven Bodenkontakt, alle drei Propellerblätter sind auf ca. 400 mm vom Propellerende um rund 90° gegen Drehrichtung umgebogen. Im Endbereich

der Propellerblätter sind massive Aufschlagspuren mit teilweiser Anhaftung von Erd- und Grasmaterial ersichtlich.

Die Schürfungen an den Propellerblättern verlaufen in Flugrichtung, lediglich an einem Propellerblatt hat sich das Endstück auf ca. 100 bis 150 mm eingerollt und in sich verdreht. Der rechte Propellerspinner hat im Bereich der Verschraubung mit dem Träger diverse Stauchungen, er ist in seiner Form jedoch erhalten. Die rechte Motorgondel ist unbeschädigt.

Inwieweit Beschädigungen am Triebwerk selbst vorliegen, kann erst nach Demontage und Teilerlegung des Triebwerkes festgestellt werden. Auf Grund der Beschädigungen am Propeller ist von einer entsprechenden Leistungsabgabe am Triebwerk auszugehen.

Am linken Triebwerk sind an allen drei Propellerblättern im äußeren Bereich Verformungen vorhanden, wobei die Propellerblätter sich auf ca. 120 mm gegen Flugrichtung verformt haben. Die Propellerenden sind zurückgebogen und weisen massive Schürfungen in Motor-Drehrichtung auf.

Der Propellerspinner ist erhalten und unbeschädigt, die Motorverkleidung ist sowohl an der Ober- als auch an der Unterseite nicht kausal beschädigt, weist jedoch diverse Dellen durch Vorschäden auf. Das dahinterliegende Gepäckfach ist unbeschädigt. An der Oberseite liegt vor dem Deckel des Gepäckfachs eine großflächige Eindellung vor, die als Vorschaden zu beurteilen ist.

Die linke Tragfläche ist optisch unbeschädigt, das linke Querruder und die linke Landeklappe weisen keine Schadeneinwirkungen auf.

Die rechte Tragfläche verfügt, bedingt durch den Aufprall auf der Landebahn, im Randbereich über massive Deformationen und Abschürfungen, die im vorderen Bereich in etwa bis kurz vor die rechte Motorgondel reichen.

An der Tragflächenunterseite liegen zum Teil massive Schürfungen vor, die sich nach außen hin deutlich verstärken.

Der vordere Bereich der Tragflächenunterseite ist auf eine Tiefe von ca. 1000 mm großflächig eingebogen und massiv verschürft, teilweise hat sich im äußeren Bereich Erdmaterial und Grasnarbe angelegt.

Der vordere Tragflächenholm ist durch die Schürfschäden freigelegt. Der Hauptholm ist, soweit erkennbar, nicht betroffen.

Im hinteren Bereich sind vor dem Querruderkasten an den Beplankungen diverse Wellungen ersichtlich. Der äußere Randbogen ist eingerissen und verfügt im hinteren Bereich über Schürfschäden. Im vorderen Bereich und an der Außenseite sind keine Schäden erkennbar.

Der Landescheinwerfer und die Abdeckung sind kausal nicht beschädigt.

An der Oberseite der Tragfläche sind im äußeren Bereich, unmittelbar nach dem Randbogen, deutliche Wellungen und Stauchungen in der Beplankung vorhanden, im hinteren Bereich haben sich Stauchfalten abgezeichnet.

Unmittelbar vor dem Abschluss des Querruderkastens sind Einrisse in der Beplankung vorhanden. Das Querruder ist an der Unterseite verschürft und weist Stauchfalten an der Oberseite auf. Das dahinter montierte Trimmruder ist in sich verformt und steht an der Innenseite um ca. 80 mm über den Kantenverlauf.

Die rechte Landeklappe weist im äußeren als auch im inneren Bereich mehrfache Stauchfaltungen auf. An der Beplankung der Landeklappe liegen an der Unterseite Schürfspuren und Einrisse in der Landeklappenbeplankung vor.

Das rechte Gepäckfach ist unbeschädigt.

Das rechte Fahrwerk zeigte einen technisch einwandfreien Zustand, sämtliche Fahrwerkskomponenten waren unbeschädigt, das Fahrwerksgestänge war kraftschlüssig verbunden und nicht verbogen. Es konnte kein Mangel am rechten Hauptfahrwerk erkannt werden.

Der Hydraulikzylinder für das Aus- und Einfahren des Fahrwerkes befand sich in einem ordnungsgemäßen Zustand und war dicht. Die Zuleitungen waren ordnungsgemäß montiert und es waren keine Undichtheiten erkennbar.

Die Sicherung des Fahrwerks konnte über den Sicherungshaken ordnungsgemäß ausgeführt werden. Der Haken ging bei allen Betätigungsversuchen ordnungsgemäß in die dafür vorgesehene Nut an dem Umlenkgestänge und sicherte das Fahrwerk.

Die Endschalter für die Anzeige des ausgefahrenen bzw. eingefahrenen Zustandes befanden sich in technisch einwandfreiem Zustand und waren funktionstüchtig.

Die rechte Fahrwerksklappe war unbeschädigt.

Der Flugzeugrumpf weist an der Oberseite im vorderen Bereich keine kausalen Beschädigungen auf. An der Unterseite sind, etwa bis auf Höhe des Brandschotts, deutliche Schadeneinwirkungen erkennbar. Der hintere Rumpfbereich ist unbeschädigt, das Leitwerk selbst weist keine Schadeneinwirkungen auf.

Die an der Rumpfunterseite angebrachten Antennen sind abgeschliffen.

Die beiden Fahrwerksklappen des Bugfahrwerks sind in sich verformt und verdreht. Vor allem wurde die linke Bugfahrwerksklappe stark geknickt und ist im hinteren Bereich deutlich abgebogen. Ähnliche Beschädigungen, jedoch in geringerer Form, liegen an der rechten Seite vor.

Beide Bugfahrwerksklappen sind noch ordnungsgemäß mit den Scharnieren verbunden, die Verbindung der Bugfahrwerksbetätigung war ordnungsgemäß montiert, die Klappen ließen sich einwandfrei betätigen.

Der Fahrwerksdämpfer des Bugfahrwerks (nose gear shock strut) ist auffällig zusammengeschoben. Der Abstand der Bugfahrwerksgabel (Oberseite) bis zur Unterseite des Dämpfergehäuses beträgt nur mehr ca. 46 mm, wodurch ein deutlicher Verlust an hydraulischer und pneumatischer Dämpfleistung am Bugfahrwerksdämpfer besteht.

Abbildung 25 Bugfahrwerk



Quelle: SV

Das Bugfahrwerk mit der Gabel, den Führungen und dem Dämpfergehäuse befindet sich in einem ordnungsgemäßen Zustand und weist keine Beschädigungen auf.

Anlässlich einer 50 Std. Kontrolle wurde am Workreport 21-3038 (06.04.2021 – 12.04.2021) unter „Item Code Number“ 320003 des Maintenance Manuals “Nose Gear Shock Strut – Check for evidence of leakage, proper extension; check strut barrel for corrosion, pitting and cleanliness“ bestätigt.

Auffällig an der Bugfahrwerksgabel sind beidseitig im oberen Bereich deutliche Lackabschürfungen an den Seitenteilen, die auf Grund ihrer Oberflächenstruktur als frische Schäden zu erkennen sind.

Die Sicherung des Bugfahrwerkes gegen Einknicken wurde durch den Sicherungshaken ordnungsgemäß hergestellt. Der gesicherte Zustand konnte sowohl mit hydraulischer Energie als auch durch Ausfahren des Bugfahrwerks mittels Schwerkraft hergestellt werden. In beiden Fällen kam es zu einer ordnungsgemäßen Sicherung des Bugfahrwerks.

Der Bugfahrwerkskasten ist soweit ohne Befund.

Das Auspuffrohr der Zusatzheizung ist an der Unterseite, unmittelbar neben der rechten Fahrwerksklappe, handflächengroß verschürft.

An der Unterseite der linken Tragfläche liegen keine Beschädigungen vor. Das Auspuffrohr des linken Triebwerks ist unbeschädigt. Hingegen ist es an der rechten Seite durch das Einklappen des rechten Hauptfahrwerkes zu einer Kontaktnahme des Auspuffrohres mit der Landebahnoberfläche gekommen, wodurch das Auspuffrohr in sich verbogen und zurückgeschoben wurde. Das Auspuffendrohr ist derartig stark verformt, dass ein gänzlicher Verschluss des Auspuffrohres vorliegt.

Das linke Hauptfahrwerk weist einen ordnungsgemäßen Zustand auf, an dem Hauptfahrwerk und seinen Komponenten sind keine kausalen Beschädigungen erkennbar. Der Hydraulikzylinder und die Leitungen waren dicht.

Die Endschalter für die Aktivierung der Anzeige des ausgefahrenen bzw. eingefahrenen Zustandes befanden sich in technisch einwandfreiem Zustand und waren funktionstüchtig.

Sowohl im druckbeaufschlagten als auch im drucklosen Zustand lag jeweils eine ordnungsgemäße Sicherung des Hauptfahrwerkes im ausgefahrenen Zustand vor.

Sämtliche Gestängeteile des Hauptfahrwerkes waren kraftschlüssig verbunden und schadenfrei, der Fahrwerksdämpfer zeigte keine Schadeneinwirkungen und befand sich in einem ordnungsgemäßen Zustand.

Nach dem Anheben des Luftfahrzeuges und Abstellen auf Hebeböcken konnte das Fahrwerk in Hinblick auf seine Funktion im Detail geprüft werden.

Im vorgefundenen Zustand befand sich der Fahrwerksbetätigungshebel im Cockpit auf „Gear down“ und bei der Aktivierung des Hauptschalters leuchteten alle drei grünen Fahrwerkslichter.

Vorweg wird festgehalten, dass bei einer Überprüfung der Fahrwerksanzeigen im Cockpit eine ordnungsgemäße Funktion an allen Leuchten vorlag.

Es wurde die Anzeige für „Unsafe Gear“ (Gear in transition) mit dem roten Licht ordnungsgemäß angezeigt und im ausgefahrenen Zustand haben alle drei

Fahrwerksleuchten „grün“ geleuchtet. Nach Aktivierung des Einfahrvorganges am Fahrwerk erloschen alle drei grünen Leuchten.

Eine Prüfung der Warnung bei nicht ausgefahrenem Fahrwerk bei Leerlaufstellung der Leistungshebel ergab ein sofortiges Ansprechen des Warnhorns.

Bei der Prüfung der Fahrwerksbetätigung ließ sich beim ersten Versuch das Fahrwerk mittels Fahrwerksbetätigungshebel ordnungsgemäß aus- und einfahren.

Bei einer neuerlichen Betätigung des Fahrwerkshebels begann der Motor der Hydraulikpumpe kurz anzulaufen und stellte sich dann unmittelbar ab. Das Fahrwerk war zu diesem Zeitpunkt bereits aus den Sicherungen und ging in Folge durch Schwerkraft in eine ausgefahrene Position.

Ein neuerlicher Versuch, das Fahrwerk über den Fahrwerkshebel zu betätigen, brachte keinen Erfolg, der Hydraulikmotor ließ sich nicht mehr aktivieren.

Eine daraufhin durchgeführte Überprüfung der zuständigen Sicherungen bzw. auch eine Prüfung an dem Fahrwerkshebel erbrachte keinen Hinweis auf das Vorliegen eines Mangels.

Auf den Motor der Hydraulikpumpe wurden in Folge mit einem Werkzeug leichte Stöße abgegeben, woraufhin sich bei einem neuerlichen Versuch das Fahrwerk aktivieren ließ. Der Motor der Hydraulikpumpe lief ordnungsgemäß an, das Fahrwerk konnte ein- und wieder ausgefahren werden.

Bei einer neuerlichen Betätigung des Fahrwerks stellte sich der Motor wiederum selbstständig ab.

Daraufhin wurde der Motor der Hydraulikpumpe nochmals durch Klopfen in leichte Vibration versetzt, was wiederum zu einer Funktion des Motors führte. Das Fahrwerk konnte ein- und ausgefahren werden. Eine neuerliche Betätigung des Fahrwerks war sofort mit einem Abstellen des Motors der Hydraulikpumpe verbunden.

Bei den durchgeführten Ein-/Ausfahrversuchen konnte unter anderem festgestellt werden, dass an beiden Hauptfahrwerken und am Bugfahrwerk die Sicherung des Fahrwerks über den Sicherungshaken ordnungsgemäß ausgeführt werden.

Der jeweilige Haken ging bei allen Versuchen ordnungsgemäß in die dafür vorgesehene Nut am Umlenkgestänge und sicherte das Fahrwerk.

Die Sicherung der Fahrwerke erfolgte sowohl im druckbeaufschlagten als auch im nicht druckbeaufschlagten Zustand (Ausfahren durch Schwerkraft).

Auf Grund des Ergebnisses aus den Fahrwerksbetätigungen wurde der Hydraulikmotor für das Fahrwerk fachgemäß von einem der anwesenden Luftfahrzeugwarte ausgebaut und einer gesonderten Überprüfung zugeführt.

Festzustellen ist, dass sich im Cockpit zwischen den Sitzen, hinter einer Abdeckklappe, der Betätigungshebel für das Notausfahren des Fahrwerkes befindet. Über den ausziehbaren Hebel kann mit einer Handpumpe der Hydraulikdruck in Richtung der Fahrwerkszylinder aufgebracht werden, so dass in einem Notfall – wenn z.B. die Hydraulikpumpe nicht betätigt werden kann - trotzdem eine Sicherung der Fahrwerke gegen ein Einklappen hergestellt werden kann.

Abbildung 26 Abdeckung der Fahrwerkshandpumpe zwischen den Pilotensitzen



Quelle: SV

Abbildung 27 Fahrwerkshandpumpe zwischen den Pilotensitzen



Quelle: SV

In der Folge wurde der aus dem Luftfahrzeug ausgebaute Elektromotor der Fahrwerk-Hydraulikpumpe in einer Werft am Flughafen Graz geprüft.

Der Motor (PartNr: 9881141-1 / SerNr: 2997) hatte äußerlich einen, dem Alter entsprechenden Zustand, mit entsprechender Verschmutzung, jedoch ohne weitere Auffälligkeiten.

Abbildung 28 Elektromotor der Fahrwerk-Hydraulikpumpe



Quelle: SV

Der Motor wurde zerlegt und geprüft. Innerhalb des Motors zeigte sich ein entsprechender Belag an Abrieb.

Abbildung 29 Elektromotor der Fahrwerk-Hydraulikpumpe, zerlegt



Quelle: SV

Abbildung 30 Schleifkohlen des Motors der Fahrwerk-Hydraulikpumpe



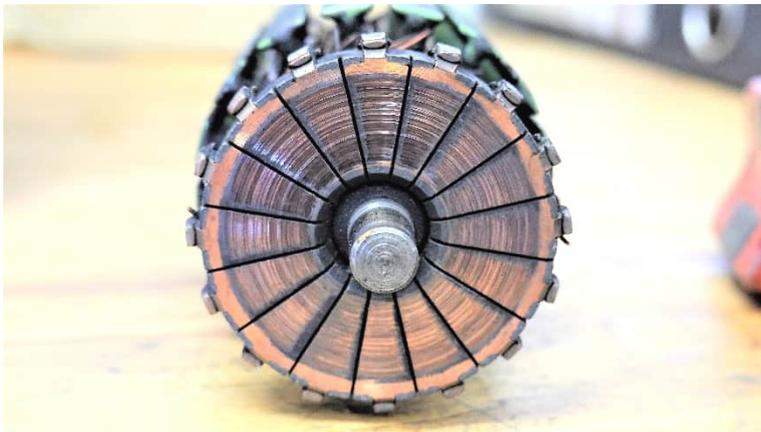
Quelle: SV

Die vorgefundenen Schleifkohlen waren an der Lauffläche entsprechend eingelaufen, zeigten allerdings keine Abnormitäten. Die Leitungen waren in Ordnung.

Der Kollektor war gegengleich eingelaufen und zum Teil mit Kohlestaub in den Spalten bedeckt. Die Wicklungen und die dazugehörigen Leitungen zeigten keine Abnormität.

An den Lagerungen war ein normales Bild gegeben.

Abbildung 31 Kollektor des Motors der Fahrwerk-Hydraulikpumpe



Quelle: SV

Abbildung 32 Wicklungen des Motors der Fahrwerk-Hydraulikpumpe



Quelle: SV

Abbildung 33 Wicklungen des Motors der Fahrwerk-Hydraulikpumpe



Quelle: SV

Die einzelnen Wicklungsfelder wurden überprüft - es zeigte sich dabei keinerlei Unterbrechung innerhalb der magnetischen Felder.

Ebenso wurden die einzelnen Wicklungen durchgemessen und auch daran konnten keinerlei Abnormitäten erkannt werden. Sämtliche Wicklungen waren frei durchgängig und ohne Mangel.

Grundsätzlich konnte nach eingehender Prüfung festgestellt werden, dass der Motor ohne Mängel war.

Daher wurde am 14.06.2021 eine weitere Begutachtung an dem gegenständlichen Luftfahrzeug durchgeführt, wobei in erster Linie die Verkabelung, die elektrischen Sicherungen, sowie der sogenannte Contactor (Relais) für die Schaltung des Hydraulikmotors überprüft wurden.

An der Verkabelung konnte nach eingehender Prüfung kein Hinweis auf das Vorliegen eines Mangels erkannt werden. Auch an den Sicherungen zeigte sich keinerlei Hinweis auf das Vorliegen eines Mangels. Die Sicherungen waren elektrisch durchgängig.

Am Luftfahrzeug wurde eine externe Batterie angeschlossen, die Grundspannung der Batterie betrug 28,43 Volt. Danach wurden am sogenannten „Contactor“ (Relais) Spannungsmessungen durchgeführt. Bei mehreren Messungen konnte festgestellt werden, dass die Batteriespannung von 28,43 Volt auch am Relais anlag.

Bei dem Contactor handelt es sich um ein Produkt der Firma ESSEX RBM, 24 Volt, mit der Typennummer S-1577, sowie der weiteren Nummer 8781-1.

Abbildung 35 Contactor



Quelle: SV

Abbildung 36 Contactor



Quelle: SV

Das geschlossene Gehäuse verfügt über einen aufgedrehten Deckel und eine Bügelhalterung, mit der der Bauteil am Luftfahrzeug montiert ist. Die drei Pole, welche aus dem Gehäuse führen, waren ordnungsgemäß isoliert und wiesen keinerlei Abnormitäten auf.

Sämtliche Anschlüsse waren korrekt montiert, eine vor der Demontage durchgeführte Prüfung der Verkabelung bzw. Messung der Funktion erbrachte keinerlei Hinweise auf irgendwelche Abnormitäten.

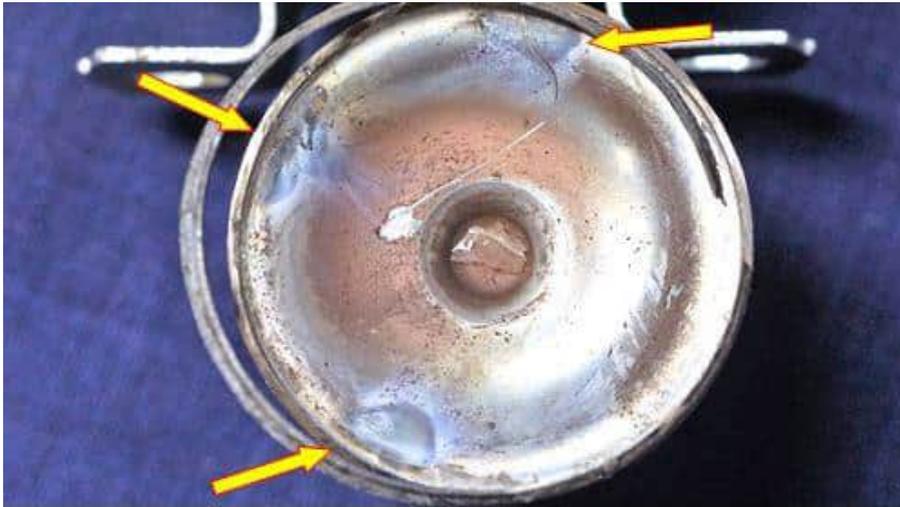
In weiterer Folge wurde der Contactor mechanisch geöffnet, um die innen liegenden Elemente überprüfen zu können.

Abbildung 37 Contactor geöffnet



Quelle: SV

Abbildung 38 Contactor geöffnet mit Kurzschlussmarken

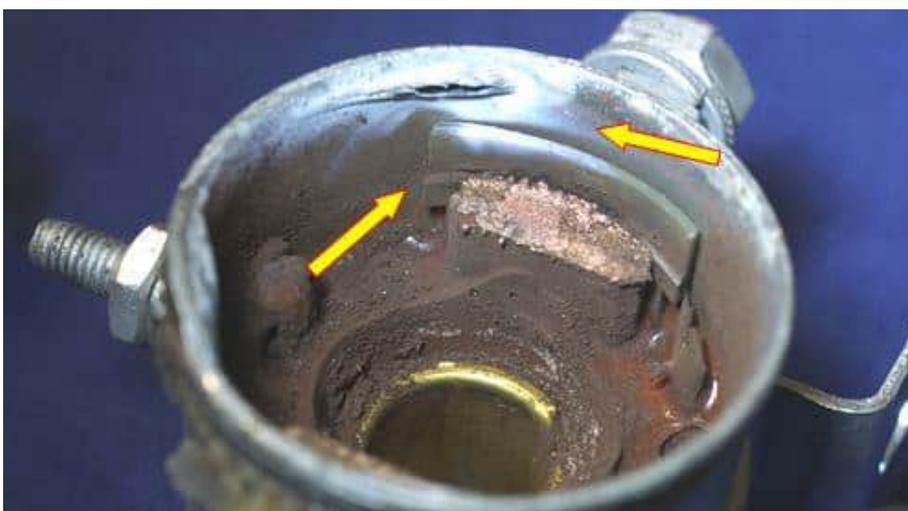


Quelle: SV

An der Innenseite des Gehäusedeckels waren an drei Stellen markante Kurzschlussmarken mit thermischer Erhitzung des Blechmaterials und deutlicher Abzeichnung von weißlichen Schmauchspuren vorhanden.

Diese Schmauchspuren zogen sich am Gehäuse seitlich bis in den Bereich der Kontaktpole.

Abbildung 39 Contactor mit Schmauchspuren



Quelle: SV

Der Kontaktgeber zwischen den beiden Polen besteht aus einem Metallzylinder und einer darauf aufgesetzten Kupferscheibe und wird mit einer Feder in der geöffneten Grundposition gehalten.

Die Kupferscheibe verfügt an der Unterseite (Kontaktseite) rundum über Anschmorungen im Kupfermaterial, die Feder ist ohne Befund.

Abbildung 40 Contactor-Kontaktgeber



Quelle: SV

Abbildung 41 Contactor-Kontaktgeber Detail



Quelle: SV

Abbildung 42 Contactor-Kontaktgeber Detail



Quelle: SV

Der galvanisierte Metallzylinder, mit dem der Kontaktgeber im Gehäuse geführt wird, verfügt rundum über markante Abriebspuren an der Galvanisierung, die einerseits auf einen entsprechenden Freiraum im angezogenen, aktivierten Zustand hinweisen sowie über deutliche Spuren, die auf eine schräge Stellung (Verkantung) in der Führungshülse hinweisen.

An der Unterseite des Zylinders sind Spuren eines drehenden Abriebes vorhanden.

Außerdem haftet rundum eine braune, körnige Substanz an, bei der es sich offensichtlich um den Abbrand von Isolationsmaterial handelt, welches auch an der Innenseite des Gehäuses anliegt.

Abbildung 43 Contactor Metallzylinder des Kontaktgebers



Quelle: SV

Abbildung 44 Contactor-Innen mit Polen und Anschlüssen



Quelle: SV

Die beiden Pole und die Anschlüsse sind im Gehäuse fixiert und die Messung auf einen Schluss erbrachte keine Abnormitäten.

An dem Pol mit der Kennzeichnung „BAT“ sind umfangreiche Anschmelzungen im Kupfermaterial mit einer teilweise deutlichen Tropfenbildung vorhanden.

Abbildung 45 Contactor-Innen mit Anschmelzungen



Quelle: SV

Abbildung 46 Contactor-Innen mit Anschmelzungen im Detail



Quelle: SV

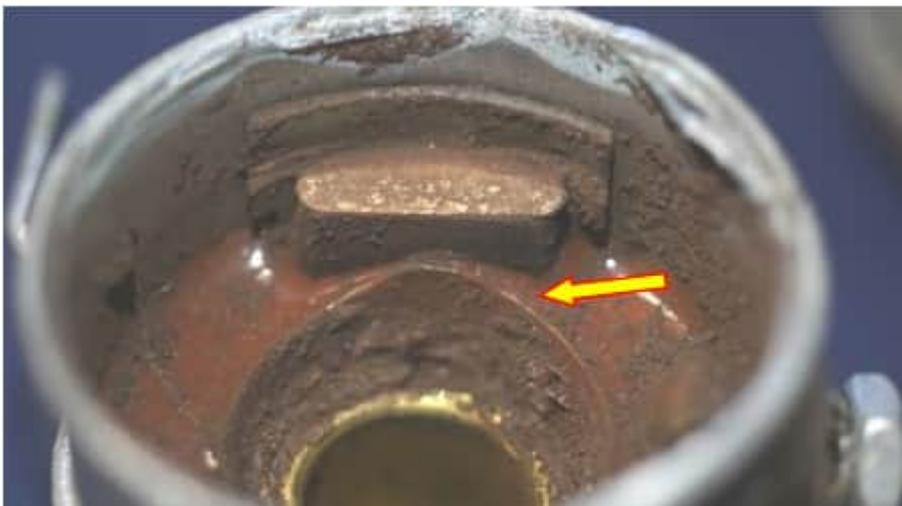
Der Gegenpol verfügt über keine derartigen Anschmelzungen, es sind allerdings auch Unregelmäßigkeiten in der Oberfläche vorhanden.

Abbildung 47 Contactor Gegenpol



Quelle: SV

Abbildung 48 Contactor Gegenpol



Quelle: SV

Auffällig sind die Anschmelzungen am Isolationsmaterial, mit dem die oberen Pole des Primärkreises gegenüber der darunterliegenden Wicklung des Sekundärkreises isoliert sind.

Es liegen in Richtung des jeweiligen Pols deutliche Anschmelzungen im Isolationsmaterial vor, wobei diese Anschmelzungen am BAT-Pol deutlich intensiver ausgefallen sind und es hierbei zu regelrechten Materialvertragungen in Richtung Pol gekommen ist.

Abbildung 49 Contactor-Anschmelzungen am BAT Pol



Quelle: SV

Die Messingbuchse, in der der Zylinder für den Kontaktgeber läuft, verfügt an der Wand über mehrfache Scheuerspuren. Vor allem im Bereich der oberen Kante sind deutliche Spuren einer Verkantung des Zylinders am Buchsenrand erkennbar.

Abbildung 50 Contactor-Messingbuchse



Quelle: SV

Abbildung 51 Contactor-Messingbuchse



Quelle: SV

Abbildung 52 Contactor-Messingbuchse



Quelle: SV

2 Auswertung

2.1 Flugbetrieb

2.1.1 Flugverlauf

Der Pilot führte am 08.05.2021 mit dem Luftfahrzeug CESSNA T303 im Großraum Zeltweg (Steiermark-Österreich) Fotoflüge durch.

Um bei diesen Fotoflügen mit einer möglichst geringen Geschwindigkeit fliegen zu können, flog der Pilot nach eigenen Angaben in Landekonfiguration (Gear down / Flaps down).

Nach Abschluss der Fotoflüge beabsichtigte der Pilot einen direkten Weiterflug nach Italien (LIPU) und selektierte das Einfahren des Fahrwerks und der Klappen.

Dabei bemerkte er, dass sich das Fahrwerk nicht einfahren ließ und in „gear unsafe“ Position verblieb.

Trotz mehrmaliger Versuche ließ sich das Fahrwerk nicht einfahren, weshalb der Pilot mit dem Fluglotsen im Kontrollturm des Militärflugplatzes Zeltweg (LOXZ) Kontakt aufnahm und um eine Freigabe für ein „touch and go“ auf der Piste 26L bat.

Nachdem der Fluglotse ihm diese Freigabe erteilte, führte der Pilot um 08:57 Uhr ein „touch and go“ Manöver auf der Piste 26L durch.

Im darauffolgenden Steigflug bemerkte der Pilot, dass sich das Fahrwerk weiterhin nicht einfahren ließ und erbat ein nochmaliges „touch and go“ auf der Piste 26L.

Nach der Freigabe setzte der Pilot das Luftfahrzeug um 09:07 Uhr auf der Piste 26L auf, betätigte nach eigenen Angaben die Radbremsen zwei bis dreimal und beschleunigte das Luftfahrzeug wieder, als das rechte Fahrwerk und das Bugfahrwerk einknickten und dadurch die Propeller und die rechte Tragfläche mit der Asphaltoberfläche der Piste Kontakt nahmen. Das Luftfahrzeug kam nach ca. 270 m Schleifspur am rechten Pistenrand zu stehen.

Bei dem Vorfall blieben die beiden im Luftfahrzeug befindlichen Personen unverletzt, das Luftfahrzeug wurde durch den Vorfall umfangreich beschädigt.

2.1.2 Besatzung

Der Pilot hat nach Abschluss der Fotosequenz das Einfahren der Landeklappen und des Fahrwerks selektiert. Dabei bemerkte er, dass sich das Fahrwerk nicht einfahren ließ, sondern in einer Stellung „gear unlocked“, mit einem Hinweis durch eine rote Warnleuchte im Cockpit, im ausgefahrenen Zustand verblieb. Auch mehrfache Versuche, das Fahrwerk aus- und einzufahren, brachten keinen Erfolg. Darauf entschied sich der Pilot, das Luftfahrzeug auf der Piste des Militärflugplatzes zu landen und wollte offensichtlich durch härteres Aufsetzen und durch Bremsmanöver irgendetwas am Fahrwerk aktivieren, was dem Einfahrvorgang entgegenstand (z.B. Sensor etc.).

Der Pilot gab später an, es ging ihm in Kenntnis des Systems darum, ein mögliches Kontaktproblem am „gear safety switch“ (squat) auszuschließen.

Ein derartiges Verfahren (touch&go) wird im Flughandbuch des Luftfahrzeugs C T303 nicht beschrieben. Auszüge aus dem Handbuch (POH) siehe Anhang.

Das im Flughandbuch angeführte Verfahren „Landing gear fails to retract“ zählt diverse durchzuführende Verfahrensschritte auf. Wenn diese Schritte zu keinem Erfolg führen, dann solle man mit ausgefahrenem Fahrwerk zu einer Werft fliegen.

Der Pilot, der laut Flugplan (siehe 1.1.1) nach Italien weiterfliegen sollte, um dort einen weiteren Fotoflug durchzuführen, entschied sich zu einer weiteren Landung auf der Piste 26L am Militärflugplatz Zeltweg. Offensichtlich hat der Pilot, während er die Platzrunde zur Piste 26L flog, noch versucht, das Fahrwerk zu aktivieren. Jedenfalls hat er offensichtlich nicht darauf geachtet, dass sich das Fahrwerk kurz vor dem Aufsetzen auf der Piste nicht in einer gesicherten Position befand (three green) und hat das Luftfahrzeug mit einem ungesicherten Fahrwerk auf der Piste aufgesetzt. Mit an Sicherheit grenzender Wahrscheinlichkeit hat zu diesem Zeitpunkt das rote Warnlicht „gear unsafe“ geleuchtet.

Im Zuge der durchgeführten Untersuchungen am Fahrwerk lag bei den mehrfachen manuellen Ausfahrversuchen ohne Hydraulikpumpe (freier Fall) jedes Mal ein selbstständiges und vollständiges Ausfahren der Fahrwerke in die Endpositionen vor, wobei

gleichzeitig immer die Sicherungshaken eingriffen und im Cockpit die „3 Grünen“ leuchteten.

Der Pilot hatte offenbar übersehen, dass sich das Fahrwerk, möglicherweise durch die Luftanströmung, nicht in seiner Endstellung befunden hat. Jedenfalls hätte der Pilot den nicht gesicherten Zustand des Fahrwerks anhand der Warnleuchte erkennen können und müssen, bevor er das Luftfahrzeug auf der Piste aufsetzte. Dem Piloten wäre es auch möglich gewesen, das nicht ganz ausgefahrene Fahrwerk mit der hydraulischen Handpumpe in die Endstellung zu pumpen und so einen gesicherten Zustand herzustellen. Dazu sind allerdings Kenntnisse über das Fahrwerkssystem, sowie die Handhabung der manuellen Pumpe und deren Wirkung notwendig.

2.2 Luftfahrzeug

2.2.1 Beladung und Schwerpunkt

Beladung und Schwerpunkt des Luftfahrzeuges waren während des gesamten Fluges innerhalb der zulässigen Grenzen.

2.2.2 Luftfahrzeug Wartung

Aus den vorgelegten Wartungsunterlagen der letzten Monate (ab 09/2020) konnte erkannt werden, dass es eine Work-Order mit der Nummer 21-3022 vom 05.03.2021 an die Firma xxxxxx unter dem Titel „troubleshoot on landing gear retraction system (Partially not retracting)“ (siehe Abbildung 2) gegeben hat.

Der festgestellte Fehler war beschrieben mit: „ Customer was complaining landing gear was not retracting after takeoff. No problems during extraction. “

Vom Wartungsunternehmen wurden folgende Aktivitäten durchgeführt und beschrieben:

- Jacked up aircraft and checked retraction and extraction system several times.
- No problems occurred.
- Checked fluid level in hydraulic power pack. No findings
- Checked voltage at powerpack during retraction and extraction. No findings
- Checked landing gear downlock hooks and indications. No findings, removed aircraft from jacks.

ACTION: Several landing gear retraction and extraction cycles performed

Der ausgestellte "Release to Service" ist gestempelt und unterfertigt von xxxxxx.

Aus luftfahrttechnischer Sicht erscheinen die durchgeführten Aktivitäten der Werft nur auf ein Minimum reduziert, was unter dem Aspekt, dass eine Fahrwerks-Fehlfunktion, die offensichtlich eindeutig (und möglicherweise mehrfach) vorgelegen hat, einen Mangel darstellt, der aus sicherheitstechnischer Betrachtung nicht so einfach zu vernachlässigen sein sollte. Ein mehrfaches Aus- und Einfahren, ohne Beanstandung bei der Überprüfung, ist aus technischer Sicht keine zufriedenstellende Prüfaktivität durch ein Fachunternehmen. Wenn die einzelnen Elemente und hier vor allem der 'Contractor' elektrisch vermessen worden wären, hätte man mit großer Wahrscheinlichkeit die innerhalb des Teiles aufgetretenen Spannungsabfälle erkennen können, was zur Fehlerfindung wesentlich beigetragen hätte. Gleichzeitig wäre vermutlich dabei auch die erhebliche Erhitzung des Gehäuses aufgefallen.

Das mehrfache, beanstandungslose Aus- und Einfahren des Fahrwerks auf den Lagerböcken erscheint bei der Fehlersuche am Fahrwerk eines Luftfahrzeugs technisch als zu wenig Aktivität, vor allem fehlt die grundlegende Fehlersuche.

Nachdem das Gehäuse des 'Contactors' fix verschlossen ist und daher eine Prüfung der inneren Teile nicht möglich ist, sollte man von Seiten des Herstellers eine Änderung am Bauteil mit einer demontierbaren Kappe ausführen oder einen klaren Prüfvorgang bei Auftreten von Problemen zu diesen Fahrwerken ausgeben (diese Art von Fahrwerken ist auch bei anderen Luftfahrzeugen verbaut)

2.2.3 Technische Untersuchung

Wie die durchgeführten Untersuchungen am Luftfahrzeug zeigten, lag am Fahrwerk-System ein Problem in der Elektrik vor.

Aber nicht nur der elektrische Bereich des Fahrwerks hatte ein Problem, auch der Dämpfer des Bugfahrwerks war derartig zusammengeschoben, dass keine korrekte Dämpfung mehr vorgelegen hat. Dies führte u.a. dazu, dass die Gabel des Bugfahrwerks beidseitig mit den Führungen im Fahrwerkskasten Kontakt hatte und Schürfspuren an der Gabel abgezeichnet hat.

Dem Piloten war offensichtlich weder der Umstand der unkorrekten Dämpfungleistung (geringer Abstand Bugfahrwerksgabel zu Dämpfergehäuse), noch die frischen Schürfspuren

an der Buggabel aufgefallen. Daher erhebt sich die Frage, ob ein ordnungsgemäßer Außencheck am Luftfahrzeug durchgeführt wurde.

Das vorliegende Fahrwerk-System arbeitet elektro-hydraulisch, wobei nach Aktivierung über den Fahrwerkshebel eine elektrisch angesteuerte Hydraulikpumpe das Hydrauliksystem mit Druck beaufschlagt und damit das Bug- und das Hauptfahrwerk über den jeweiligen Hydraulikzylinder in eine ausgefahrene Position gebracht wird.

Wenn die Fahrwerke ihre Endposition erreicht haben, stoppt die Hydraulikpumpe und gleichzeitig haken bei jedem Fahrwerk Sicherungshaken ein und verhindern das Einfahren des Fahrwerks.

Die Ansteuerung der Hydraulikpumpe erfolgt über den Fahrwerksschalter (gear lever switch), der bei Betätigung über einen Stromkreis den sogenannten 'Contactor' (Relais) ansteuert und den Stromkreis für die Hydraulikpumpe freigibt.

Wie die Detailuntersuchung zeigte, lagen am Contactor erhebliche Abnützungserscheinungen vor, die zu einer Fehlfunktion führten.

Der Metallzylinder mit dem aufgesetzten Kontaktgeber wird in einer Buchse geführt, wobei sowohl an der Buchse als auch an dem Zylinder selbst rundum Reibspuren zu erkennen waren, die auf eine nicht mehr korrekte Führung hinweisen.

Um diese Buchse liegt eine Wicklung an (sekundärer Stromkreis), die bei Aktivierung des Fahrwerkhebels den Zylinder elektrisch anzieht, über den Kontaktgeber die beiden Pole verbindet und innerhalb des Gehäuses den Stromkreis zur Hydraulikpumpe freigibt.

Offensichtlich ist es an beiden Polen – aber vor allem am Pol mit der Bezeichnung „BAT“ – zum Auftreten von Lichtbogen gekommen, weshalb es einerseits zu einem Masseschluss mit dem Gehäuse und andererseits zu Anschmelzungen an der Isolation der Wicklung des Sekundär-Stromkreises gekommen ist.

Dadurch kam es auch zu Verkantungen des Zylinders in der Buchse, wodurch vermutlich der Kontaktgeber einseitig hängen blieb.

Wie die Spuren an dem Pol „BAT“ zeigten, kam es in diesem Bereich zu intensiven Anschmelzungen an der Pol-Oberfläche, wobei sich kugelartige Schmelzperlen abgesetzt haben.

Durch diese Fehlfunktionen bedingt, stellt sich während des Fahrwerkbetriebes die Hydraulikpumpe ab oder lässt sich überhaupt nicht aktivieren und das Fahrwerk kann nicht mehr eingefahren werden.

Es wurde geprüft, ob der Hersteller des 'Contactors' ein Limit oder ein Service-Bulletin ausgegeben hat. Dazu konnten keine Einträge in den Maintenance Manuals bzw. den Service Bulletins gefunden werden.

Auf Grund des vorgefundenen Schadenbildes kann mit Sicherheit davon ausgegangen werden, dass diese Mängel schon längere Zeit vorgelegen haben.

2.3 Flugwetter

Meteorologische Faktoren können als Unfallursache ausgeschlossen werden.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der Pilot verfügte zum Unfallzeitpunkt über die notwendigen Berechtigungen zur Durchführung des Fluges.
- Das Luftfahrzeug war zum Unfallszeitpunkt ordnungsgemäß zugelassen und abgesehen von dem Bugfahrwerk dämpfer bzw. der Problematik mit dem nicht einfahrbaren Fahrwerk ordnungsgemäß gewartet.
- Am Luftfahrzeug lag ein technischer Mangel im elektrischen Bereich des Fahrwerkssystems vor.
- Ein technischer Mangel am mechanischen System des Fahrwerks kann ausgeschlossen werden.
- Bereits im März 2021 hat ein derartiges Problem mit dem Fahrwerk vorgelegen. Der mit der Prüfung beauftragte Werftbetrieb hat damals, nach eigenen Angaben, keinen Fehler gefunden und das Luftfahrzeug frei gezeichnet.
- Die von dem Werftbetrieb ausgeführten technischen Prüfungen und Kontrollen erscheinen angesichts der Tatsache, dass es sich um Probleme mit dem Fahrwerk gehandelt hat, als zu oberflächlich.
- Der Pilot hat nach dem Auftreten des Fahrwerkproblems ein Verfahren gewählt, welches nicht im offiziellen Flughandbuch des Herstellers angeführt ist.
- Eine EMERGENCY CHECK LIST (Bordausführung) wurde im Luftfahrzeug nicht vorgefunden. Dafür waren zwei allgemeine Checklisten an Bord, die mit dem gegenständlichen Luftfahrzeugmodell nicht konform sind.
- Der Pilot hat ohne ausreichende Prüfung der Fahrwerkssituation das Flugzeug mit einem nicht gesicherten Fahrwerk auf der Piste aufgesetzt, woraufhin dieses eingeknickt ist.
- Die Funktion der Anzeigeleuchten für das Fahrwerk war im Zuge der durchgeführten Überprüfungen ordnungsgemäß gegeben.
- Mangelnde Systemkenntnis des Piloten über das Fahrwerkssystem
- Eine Haftpflicht-Versicherung war aufrecht.
- Die am Unfalltag herrschenden Wetterbedingungen hatten keinen Einfluss auf den Unfallverlauf.
- Die durchgeführte Rückrechnung der Beladung und des Schwerpunktes ergab einen korrekten Beladungszustand.

3.2 Wahrscheinliche Ursachen

- Technischer Mangel an der elektrischen Steuerung des Fahrwerks

3.2.1 Wahrscheinliche Faktoren

- Falsche Systemanwendung des Piloten

4 Sicherheitsempfehlungen

Nr. SE/UUB/LF/02/2022, ergeht an: EASA

Piloten mit MEP Berechtigung – Nachweis über Systemkenntnis:

Es wird empfohlen, dass der Wissenstand über die Luftfahrzeugsysteme nach der Typeneinschulung nachgewiesen werden sollte. Insbesondere das Notverfahren bei Fahrwerksproblemen sollte im Zuge eines Checkfluges THEORETISCH durchgespielt werden. (Kenntnis der im Flughandbuch beschriebenen Systeme und Verfahren, wie ist die Reihenfolge der durchzuführenden Tätigkeiten, wo sind die betreffenden Sicherungen, wo ist der Pumpebel, wie lange muss gepumpt werden, bis das Fahrwerk ausgefahren und verriegelt ist etc.

Nr. SE/UUB/LF/03/2022, ergeht an: EASA

Mitführen von Normal- und Emergency Checklisten.

Eine Normal Checklist und eine Emergency Checklist in handlicher Form (Minimum-Standard laut Handbuch) sollten verpflichtend an Bord mitgeführt werden. Das Vorhandensein sollte bei der jährlichen Überprüfung des Luftfahrzeuges kontrolliert werden.

Nr. SE/UUB/LF/04/2022, ergeht an: Textron Aviation Inc. als Type Certificate Holder

Kontrollmöglichkeiten und –verfahren zum Test des „Contactors“ des „Hydraulic Power Packs“.

Ein Defekt des Contactors des Hydraulic Power Packs des Fahrwerks trug zum Unfall bei.

Es wird empfohlen, dass der Luftfahrzeughersteller bzw. Type Certificate Holder Kontrollmöglichkeiten und -verfahren zum Test des 'Contactors' des Hydraulic Power Packs ausarbeitet und dies in das Maintenance Manual aufnimmt.

Nr. SE/UUB/LF/05/2022, ergeht an: Textron Aviation Inc. als Type Certificate Holder

Umfassende Anweisung zur technischen Prüfung bei Fahrwerksproblemen.

Beim gegenständlichen Luftfahrzeug wurde aufgrund einer Beanstandung die Fahrwerksfunktion durch einen Werftbetrieb überprüft. Der eigentliche Fehler wurde jedoch nicht entdeckt. Das Luftfahrzeug wurde klargeschrieben. Zwei Monate später geschah der gegenständliche Unfall aufgrund von Fahrwerksproblemen.

Es wird empfohlen, dass der Luftfahrzeughersteller bzw. Type Certificate Holder die Wartungsanweisungen beim Auftreten von Fahrwerksproblemen detaillierter spezifiziert, sodass eine umfassendere Prüfung der Mechanik, der Elektrik und der Hydraulik durchgeführt werden muss.

5 Konsultationsverfahren / Stellungnahmeverfahren

Gemäß Art. 16 Abs. 4 Verordnung (EU) Nr. 996/2010 hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Veröffentlichung des Abschlussberichts Bemerkungen der betroffenen Behörden, einschließlich der EASA und des betroffenen Inhabers der Musterzulassung, des Herstellers und des betroffenen Betreibers (Halter) eingeholt.

Bei der Einholung solcher Bemerkungen hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes die internationalen Richtlinien und Empfehlungen für die Untersuchung von Flugunfällen und Störungen, die gemäß Artikel 37 des Abkommen von Chicago über die internationale Zivilluftfahrt angenommen wurden, eingehalten.

Gemäß § 14 Abs. 1 UUG 2005 idgF. hat die Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes vor Abschluss des Untersuchungsberichts dem Halter des Luftfahrzeuges, den Hinterbliebenen bzw. Opfern Gelegenheit gegeben, sich zu den für den untersuchten Vorfall maßgeblichen Tatsachen und Schlussfolgerungen schriftlich zu äußern (Stellungnahmeverfahren).

Die eingelangten Stellungnahmen wurden, wo diese zutreffend waren, im Untersuchungsbericht berücksichtigt bzw. eingearbeitet.

6 Anhänge

Abbildung 53 Beschreibung des Fahrwerkssystems im POH



Quelle: Cessna T303 POH

Abbildung 54 Beschreibung des Fahrwerkssystems im POH

**SECTION 7
AIRPLANE & SYSTEMS DESCRIPTIONS**

**CESSNA
MODEL T303**

(red) light and the green gear down lights (one for each gear) are tested using the toggle switch, labeled TEST, located on the annunciator panel.

LANDING GEAR OPERATION

To retract or extend the landing gear, pull out on the gear lever and move it to the desired position. During a normal cycle, the gear retracts fully or extends and locks, limit switches close, and the green indicator lights come on (down cycle only) indicating completion of the cycle. While the gear is in transit, or whenever any gear is not fully retracted or locked down, the red gear unlocked light will illuminate. After the green indicator lights illuminate or after the red indicator light goes out, the power pack will continue to run until fluid pressure reaches 1500 PSI, at which time the pressure switch opens, and turns off the power pack. Whenever fluid pressure in the system drops below 1000 PSI, the pressure switch will close and start power pack operation. During cruising flight with the landing gear retracted, automatic cycling on of the hydraulic pump motor to restore system pressure bleed down may normally occur up to twice per hour. More frequent cycling is an indication of abnormal pressure loss and the cause of such a condition should be investigated.

The safety (squat) switch, actuated by the left main gear, electrically prevents inadvertent retraction whenever the gear strut is compressed by the weight of the airplane. A "pull-off" type circuit breaker is also provided in the system as a maintenance safety feature. With the circuit breaker pulled out, landing gear operation by the gear pump motor is prevented. After maintenance is completed, and prior to flight, the circuit breaker should be pushed back in.

EMERGENCY LANDING GEAR EXTENSION

In the event the landing gear fails to extend normally, slowing the airplane below 140 KIAS and placing the landing gear lever in the down position should allow the landing gear to "free fall" to the down and locked position as evidenced by the green gear down lights illuminating. Following this procedure, should the gear lights indicate that the gear is still not down and locked, utilize the hand-operated hydraulic pump located between the front seats, to manually pump the gear down. The landing gear cannot be retracted with the hand pump. To utilize the pump, extend the handle forward and pump vertically. For complete emergency procedures, refer to Section 3, Emergency Procedures.

LANDING GEAR WARNING SYSTEM

The airplane is equipped with a landing gear warning system designed to help prevent the pilot from inadvertently making a wheels-up landing. The system consists of throttle-actuated switches which are electrically

7-16

31 July 1981

Quelle: Cessna T303 POH

Abbildung 55 Beschreibung des Fahrwerkssystems im POH.

CESSNA
MODEL T303

SECTION 7
AIRPLANE & SYSTEMS DESCRIPTIONS

connected to a dual warning unit. The warning unit is connected to the airplane speaker.

When either throttle is retarded below approximately 13 inches of manifold pressure at low altitude (battery switch on), the throttle linkage will actuate a switch which is electrically connected to the gear warning portion of a dual warning unit. If the landing gear is retracted (or not down and locked), an intermittent tone will be heard on the airplane speaker. In addition, an interconnect switch in the wing flap system also sounds a tone when the wing flaps are extended beyond 15° with the landing gear retracted.

BAGGAGE COMPARTMENTS

Four separate baggage compartments are provided in the airplane. A nose compartment is located just forward of the instrument panel. Baggage loads of up to 150 pounds are loaded through a door on the forward left side of the fuselage. This door is equipped with a key-operated lock which should be locked before each flight. The cabin area aft of the cabin entry door may also be utilized for baggage loads up to 200 pounds. In addition, a wing locker compartment is located in the aft section of each engine nacelle. The capacity of each compartment is 120 pounds. Access to each compartment is through a lockable door located on the top aft section of each nacelle. When loading the airplane, any material that might be hazardous to the airplane or occupants should not be placed anywhere in the airplane. For baggage area and door dimensions and detailed loading information, refer to Section 6, Weight and Balance/Equipment List.

A forward baggage compartment door open warning system is provided as a safety feature on the airplane. In the event the forward baggage door or the main cabin door is not properly closed, a red light, labeled DOOR OPEN, located on the annunciator panel, comes on to alert the pilot.

SEATS

The airplane may be equipped with either the conventional or club style six-seat arrangement. Conventional seating consists of six separate four-way adjustable seats, and club style seating utilizes either four or five forward facing four-way adjustable seats and either one or two aft facing non-adjustable seats. The pilot's and front passenger's seats are also available in a six-way adjustable configuration. Details of the club style arrangement (if installed) are presented in Section 9, Supplements.

The four-way seats may be moved forward and aft and the seat back angle can be changed. Position the seat by lifting up on the tubular handle

31 July 1981

7-17

Quelle: Cessna T303 POH

Abbildung 56 Beschreibung des Hydrauliksystems im POH

CESSNA
MODEL T303

SECTION 7
AIRPLANE & SYSTEMS DESCRIPTIONS

pointers should rapidly move to a zero reading, check the cylinder head temperature and oil temperature gages for operation. If these gages are not indicating, an electrical malfunction has occurred.

The auxiliary fuel pumps are controlled by two yellow rocker switches on the lower left part of the instrument panel. The switches are labeled AUX FUEL PUMPS, LEFT ENG., RIGHT ENG. and are ON in the upper position and OFF in the lower position. The switches are switched ON for takeoff, landing, and anytime vapor is suspected in the fuel system. With the switches in the ON position, the pumps normally operate at single speed. However, in the event of an engine-driven fuel pump failure or other malfunction which causes fuel pressure to drop below approximately 5 PSI with the throttles advanced to approximately 16 inches Hg. manifold pressure or more, a pressure switch in the system activates a high-speed circuit in the auxiliary pumps to supply sufficient fuel flow to maintain adequate engine power. The pumps continue to operate at full capacity until the throttles are retarded below approximately 18 inches Hg. or system pressure reaches approximately 6 PSI. Under such conditions, the pumps continue to operate at low speed until switched OFF with the yellow rocker switches.

Under hot day-high altitude conditions, or conditions during a climb which are conducive to fuel vapor formation, it may be necessary to utilize the auxiliary fuel pumps to attain or stabilize the fuel flow required for the type of climb being performed. Select the ON position and adjust the mixtures to the desired fuel flow, as required. If fluctuating fuel flow (greater than 5 PPH) is observed during climb or cruise on hot days, place the appropriate auxiliary fuel pump switch in the ON position to clear the fuel system of vapor. The auxiliary fuel pumps may be operated continuously in flight, if necessary. Each time the fuel pump switches are turned ON or OFF, the mixtures may require readjustment.

The fuel system is equipped with drain valves to provide a means for the examination of fuel in the system for contamination and grade. The system should be examined before the first flight of every day and after each refueling by using the fuel sampler provided to drain fuel from the wing tank sump drains, the fuel strainer drains, and the crossfeed line drains. The fuel tank sump drains are located just outboard of each main landing gear well and the fuel strainer drains are located just outboard of each main gear shock strut. Crossfeed line drains are located at the lower surface of the leading edge of each wing near the fuselage intersection. The fuel tanks should be filled after each flight to minimize condensation.

HYDRAULIC SYSTEM

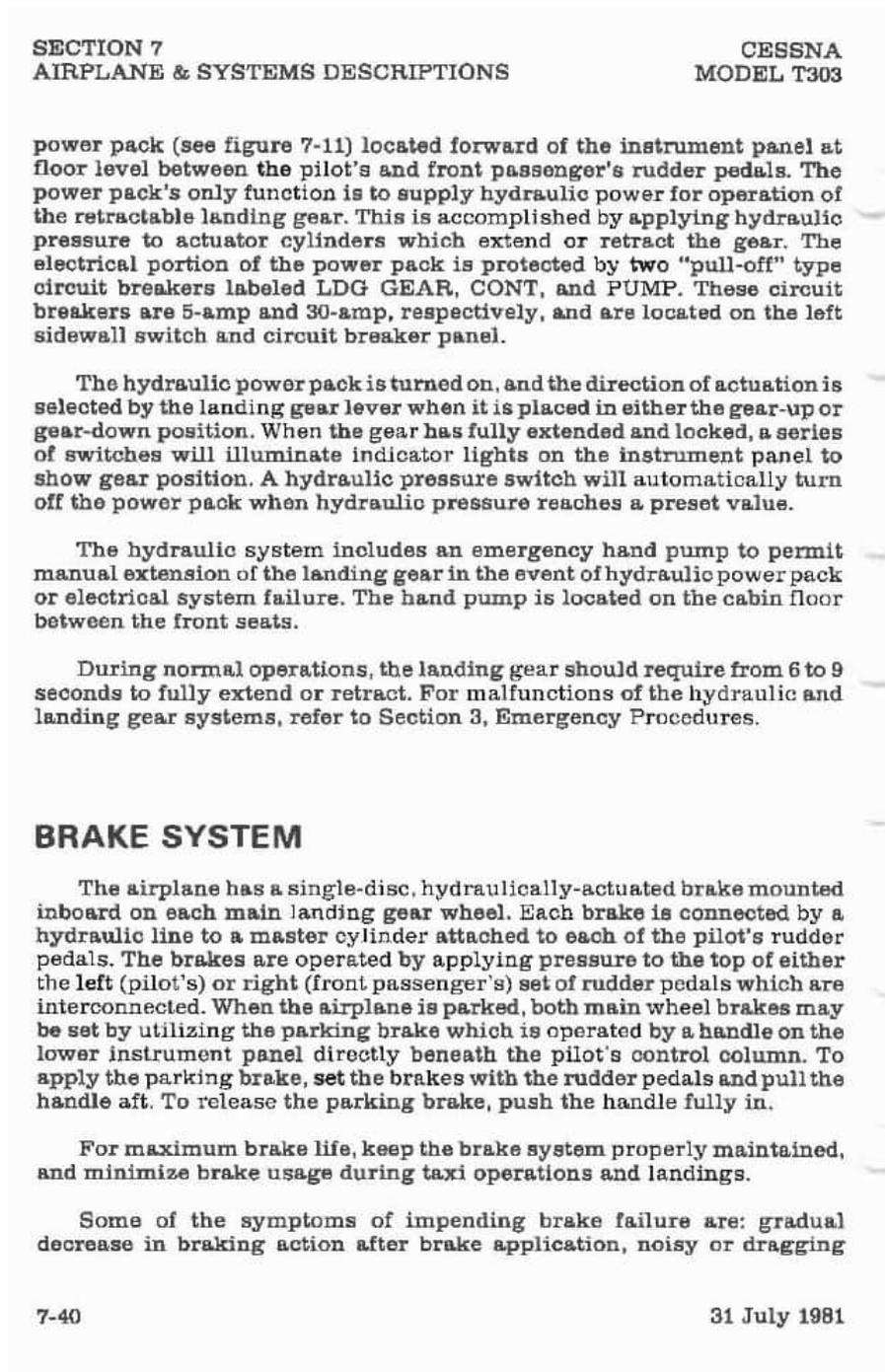
Hydraulic power is supplied by an electrically-driven hydraulic

31 July 1981

7-39

Quelle: Cessna T303 POH

Abbildung 57 Beschreibung des Hydrauliksystems im POH



Quelle: Cessna T303 POH

Abbildung 58 Landing Gear Malfunction Procedures im POH

CESSNA
MODEL T303

SECTION 3
EMERGENCY PROCEDURES

3. Mixture Control -- ADJUST for power setting.
4. Airplane -- LAND as soon as practical.

STARTER CONTACTOR DOES NOT DISENGAGE (RED STARTER BUTTON LIGHT ON)

1. Battery and Alternator Switches -- OFF, then ON.
2. Starter Button Light -- CHECK OFF.

If starter button light remains on:

3. Affected Starter Circuit Breaker -- PULL.

If starter button light still remains on:

4. Flight Controls -- MANEUVER FOR LANDING as soon as practical, if in flight. If not in flight, shut down engine and determine cause of starter malfunction.

NOTE

The battery will drain very rapidly if contactor remains engaged. Turn battery and alternator switches off if flight conditions permit until required for gear and flap extension.

LANDING GEAR MALFUNCTION PROCEDURES

LANDING GEAR FAILS TO RETRACT (GREEN GEAR DOWN AND/ OR RED GEAR UNLOCKED LIGHTS REMAIN ON)

1. Battery and Alternator Switches -- ON.
2. Landing Gear Lever -- CHECK in RETRACT (UP) position.
3. Circuit Breakers -- CHECK GEAR IND and LDG GEAR, CONT, PUMP, and GR/STL WARN breakers IN.
4. Landing Gear Lever -- EXTEND (DOWN) position.
5. Landing Gear Lights -- CHECK GREEN ON, RED OFF.
6. Landing Gear Lever -- RECYCLE to RETRACT (UP) position.

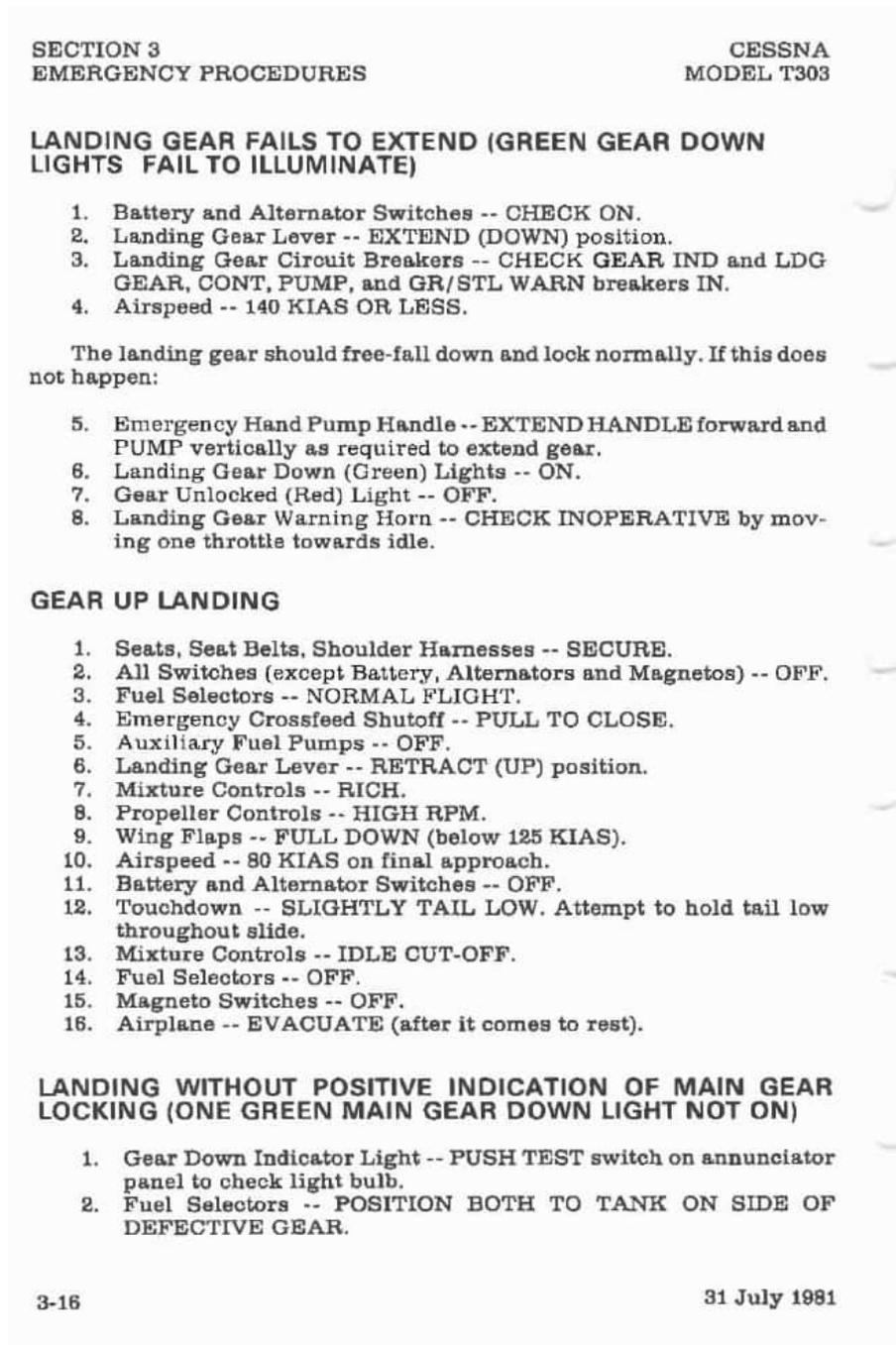
If gear still fails to retract, reposition the landing gear lever to the extend (down) position, and fly to repair station.

31 July 1981

3-15

Quelle: Cessna T303 POH

Abbildung 59 Landing Gear Malfunction Procedures im POH



Quelle: Cessna T303 POH

Abbildung 60 Landing Gear Malfunction Procedures im POH

**SECTION 3
EMERGENCY PROCEDURES**

**CESSNA
MODEL T303**

If ignition system malfunctions occur at high altitude and high power, as evidenced by roughness and possible backfiring on one or both magnetos, the power should be reduced as required. This condition is an indication of excessive spark plug gaps which, in turn, causes arcing across the magneto points.

LOW OIL PRESSURE

If low oil pressure is accompanied by normal oil temperature, there is a possibility the oil pressure gage or relief valve is malfunctioning. Power should be reduced as a precautionary measure and a landing planned at the next airport having service facilities.

If a total loss of oil pressure is accompanied by a sudden rise in oil temperature, there is reason to suspect an engine failure is imminent. Close the throttle and verify the faulty engine before feathering the propeller. After reviewing single-engine approach procedures in this section, perform an engine-out landing at the nearest suitable airport.

LANDING GEAR MALFUNCTION PROCEDURES

In the event of possible landing gear retraction or extension malfunctions, there are several general checks that should be made prior to initiating the steps outlined in the following paragraphs.

In analyzing a landing gear malfunction, first check that the battery switch is on and the GEAR IND and LDG GEAR, CONT, and PUMP circuit breakers are in; reset if necessary. Also, check all landing gear position indicator lights for operation by utilizing the press-to-test feature on the annunciator panel.

A malfunction in either the electrically-driven hydraulic pump or the landing gear system could cause the hydraulic pump to run continuously after gear extension or retraction. A malfunction could also cause the pump to run intermittently. Pump operation at intervals of less than five minutes is considered excessive. Continuous or intermittent pump operation should be stopped by pulling out on the circuit breaker labeled LDG GEAR, PUMP. This will prevent damage to the pump motor. Prior to attempting a landing, push the circuit breaker in and extend the landing gear normally. After extension, pull the circuit breaker back out.

RETRACTION MALFUNCTIONS

If the landing gear fails to retract normally or an intermittent red GEAR UNLOCKED indicator light is present, attempt to recycle the

3-34

31 July 1981

Quelle: Cessna T303 POH

Abbildung 61 Landing Gear Malfunction Procedures im POH

CESSNA
MODEL T303

SECTION 3
EMERGENCY PROCEDURES

landing gear. If the gear still fails to retract, reposition the landing gear lever to the extend (down) position, and fly to a repair station.

EXTENSION MALFUNCTIONS

If the landing gear fails to extend normally or an intermittent red GEAR UNLOCKED indicator light is present, check that the GEAR IND and LDG GEAR, CONT, and PUMP circuit breakers are in. Cycle the gear selector lever once, assuring that it is fully down. If the problem persists, slow to 140 KIAS and the landing gear should lock down. If for some reason the problem is still present, the emergency hand pump can be used to force the gear into the down position. Pull the hand pump extension handle forward and pump vertically until the green GEAR DOWN indicator lights illuminate and pressure is felt in the system.

GEAR UP LANDING

If the landing gear remains retracted or is only partially extended, and all efforts to fully extend it (including manual extension) have failed, plan a wheels-up landing. In preparation for landing, reposition the landing gear lever to the retract position. Then proceed in accordance with the checklist.

LANDING WITH SUSPECTED DEFECTIVE LANDING GEAR

After performing the appropriate checks listed under Landing Gear Malfunctions, if possible, request a tower operator or another airplane to confirm that the gear is extended. Then proceed in accordance with the appropriate checklist.

LANDING WITH A FLAT TIRE

In the event of a blowout on takeoff, do not attempt to retract the landing gear. The tire may be distorted enough to bind the gear within the wheel well and prevent later extension. Accomplish the landing in accordance with the appropriate checklist.

PRACTICE MANUAL GEAR EXTENSION

To perform a practice manual gear extension, it is necessary to first pull the LDG GEAR, PUMP circuit breaker prior to performing the Landing Gear Fails to Extend checklist.

31 July 1981

3-35

Quelle: Cessna T303 POH

Tabellenverzeichnis

Tabelle 1 Personenschäden	10
Tabelle 2 Wartungstätigkeiten seit 09/2020	14

Abbildungsverzeichnis

Abbildung 1 Gegenständliches Luftfahrzeug	13
Abbildung 2 Work Report Fahrwerk.....	16
Abbildung 3 Auszug aus dem Handbuch des Luftfahrzeuges (POH).....	18
Abbildung 4 Pilots Operating Handbook	19
Abbildung 5 External Power Source Checklist	20
Abbildung 6 Aircraft Operating Checklist	21
Abbildung 7 Checklist	22
Abbildung 8 Hydraulic System – Schema Darstellung im POH	23
Abbildung 9 Landing Gear System Schematic – Fahrwerk ausgefahren	24
Abbildung 10 Landing Gear System Schematic – Fahrwerk eingefahren.....	25
Abbildung 11 Trouble Shooting - Extension and Retraction Systems - Maintenance Manual	26
Abbildung 12 Sichtanflugkarte Zeltweg.....	30
Abbildung 13 Flugplatzkarte Zeltweg	31
Abbildung 14 Piste 26L und Vermessung	31
Abbildung 15 Schleifspuren auf der Piste 26L	32
Abbildung 16 Sicht vom Kontrollturm auf die Unfallstelle	33
Abbildung 17 Luftfahrzeug in Endlage.....	33
Abbildung 18 Cockpit Mitte und links	34
Abbildung 19 Cockpit links	35
Abbildung 20 Cockpit rechts	35
Abbildung 21 Cockpit rechts	36
Abbildung 22 Cockpit Mitte	37
Abbildung 23 Cockpit Schalter und Sicherungen links	37
Abbildung 24 Cockpit Sicherungen links.....	38
Abbildung 25 Bugfahrwerk	43
Abbildung 26 Abdeckung der Fahrwerkshandpumpe zwischen den Pilotensitzen.....	46
Abbildung 27 Fahrwerkshandpumpe zwischen den Pilotensitzen	47
Abbildung 28 Elektromotor der Fahrwerk-Hydraulikpumpe.....	47
Abbildung 29 Elektromotor der Fahrwerk-Hydraulikpumpe, zerlegt	48
Abbildung 30 Schleifkohlen des Motors der Fahrwerk-Hydraulikpumpe	48
Abbildung 31 Kollektor des Motors der Fahrwerk-Hydraulikpumpe	49
Abbildung 32 Wicklungen des Motors der Fahrwerk-Hydraulikpumpe.....	49
Abbildung 33 Wicklungen des Motors der Fahrwerk-Hydraulikpumpe.....	50
Abbildung 34 Hydraulic System Schema aus POH	51

Abbildung 35 Contactor	52
Abbildung 36 Contactor	52
Abbildung 37 Contactor geöffnet.....	53
Abbildung 38 Contactor geöffnet mit Kurzschlussmarken	54
Abbildung 39 Contactor mit Schmauchspuren	54
Abbildung 40 Contactor-Kontaktgeber.....	55
Abbildung 41 Contactor-Kontaktgeber Detail.....	55
Abbildung 42 Contactor-Kontaktgeber Detail.....	56
Abbildung 43 Contactor Metallzylinder des Kontaktgebers.....	57
Abbildung 44 Contactor-Innen mit Polen und Anschlüssen	57
Abbildung 45 Contactor-Innen mit Anschmelzungen	58
Abbildung 46 Contactor-Innen mit Anschmelzungen im Detail	58
Abbildung 47 Contactor Gegenpol	59
Abbildung 48 Contactor Gegenpol	59
Abbildung 49 Contactor-Anschmelzungen am BAT Pol.....	60
Abbildung 50 Contactor-Messingbuchse.....	60
Abbildung 51 Contactor-Messingbuchse.....	61
Abbildung 52 Contactor-Messingbuchse.....	61
Abbildung 53 Beschreibung des Fahrwerkssystems im POH.....	73
Abbildung 54 Beschreibung des Fahrwerkssystems im POH.....	74
Abbildung 55 Beschreibung des Fahrwerkssystems im POH.....	75
Abbildung 56 Beschreibung des Hydrauliksystems im POH	76
Abbildung 57 Beschreibung des Hydrauliksystems im POH	77
Abbildung 58 Landing Gear Malfunction Procedures im POH.....	78
Abbildung 59 Landing Gear Malfunction Procedures im POH.....	79
Abbildung 60 Landing Gear Malfunction Procedures im POH.....	80
Abbildung 61 Landing Gear Malfunction Procedures im POH.....	81

Verzeichnis der Regelwerke

Bundesgesetz vom 2. Dezember 1957 über die Luftfahrt (**Luftfahrtgesetz 1957 – LFG**), BGBl. Nr. 253/1957 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 92/2017.

Verordnung (EU) Nr.996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivilluftfahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG in der geltenden Fassung.

Bundesgesetz über die unabhängige Sicherheitsuntersuchung von Unfällen und Störungen (**Unfalluntersuchungsgesetz – UUG 2005**), BGBl. I Nr. 123/2005 zuletzt geändert durch BGBl. I Nr. 102/2017.

Verordnung des Bundesministers für Verkehr, Innovation und Technologie sowie des Bundesministers für Landesverteidigung und Sport über die Regelung des Luftverkehrs 2014 (**Luftverkehrsregeln 2014 – LVR 2014**), BGBl. II Nr. 297/2014, zuletzt geändert durch BGBl. II Nr. 357/2018.

Verordnung (EU) Nr.376/2014 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 03. April 2014 über die Meldung, Analyse und Weiterverfolgung von Ereignissen in der Zivilluftfahrt, zur Änderung der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates und zur Aufhebung der Richtlinie 2003/42/EG des Europäischen Parlaments und des Rates und der Verordnungen (EG) Nr. 1321/2007 und (EG) Nr. 1330/2007 der Kommission in der geltenden Fassung.

Durchführungsverordnung (EU) Nr. 923/2012 der Kommission vom 26. September 2012 zur Festlegung gemeinsamer Luftverkehrsregeln und Betriebsvorschriften für Dienste und Verfahren der Flugsicherung und zur Änderung der Durchführungsverordnung (EG) Nr. 1035/2011 sowie der Verordnungen (EG) Nr. 1265/2007, (EG) Nr. 1794/2006, (EG) Nr. 730/2006, (EG) Nr. 1033/2006 und (EU) Nr. 255/2010. (**SERA**)

Verordnung (EU) Nr. 965/2012 der Kommission vom 5. Oktober 2012 zur Festlegung technischer Vorschriften und von Verwaltungsverfahren in Bezug auf den Flugbetrieb gemäß der Verordnung (EG) Nr. 216/2008 des Europäischen Parlaments und des Rates.

Anhang 2 (Annex 2) zum Abkommen Über Die Internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 über die Luftverkehrsregeln (*Rules of the Air*), 10. Ausgabe vom Juli 2005.

Abkürzungen

Abs	Absatz
ACG	Austro Control GmbH
Art.	Artikel
ATC	Air Traffic Control
AVGAS	Aviation Gasoline
BCMG (BECMG)	Becoming
BCMT	Beginning of Civil Morning Twilight
BGBI.	Bundesgesetzblatt
BKN	Broken (5/8 - 7/8)
CPL	Commercial Pilot Licence
CI	Cirrus
COTRA	Contrail
CU	Cumulus
DCT	Direct
DEP	Departure
DOF	Date of Flight
ECET	End of Civil Evening Twilight
ELT	Emergency Locator Transmitter
EU	Europäische Union
FAA	Federal Aviation Administration
FEW	Few (1/8-2/8)
Ft	Foot/Feet
Gal	Gallone/Gallonen
GZ	Geschäftszahl
Hrs.	Hours
ICA	Instructions for Continued Airworthiness
idgF.	In der geltenden Fassung
IFR	Instrument Flight Rules

IPC	Illustrated Parts Catalog
Kg	Kilogramm
Km	Kilometer
Kt	Knot/Knots
l / Ltr	Liter
Lct	Local Time
LDG	Landing
LFG	Luftfahrtgesetz
LH	Left Hand
LVR	Luftverkehrsregeln
M	Meter
M	Minus
Mm	Millimeter
MEP	Multi Engine Piston
METAR	Aviation Routine Weather Report
MHz	Megahertz
MSL	Mean Sea Level
N	Nord
NOSIG	No Significant change
Nr.	Nummer
O	Ost
POH	Pilots Operating Handbook
QNH, Q	Höhenmesser-Skaleneinstellung, um bei der Landung die Flugplatzhöhe zu erhalten
RH	Right Hand
RMK	Remark
RXO	Abklärung durch einen Augenfacharzt
SCT	Scattered (3/8 - 4/8)
SE	Sicherheitsempfehlung
SEP	Single Engine Piston

SERA	Standardized European Rules of the Air
SPO	Specialised Operations
SUB	Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes
SV	Sachverständiger
TAF	Aerodrome Forecast
TCH	Type Certificate Holder
TEMPO	Temporary
TSO	Time Since Overhaul
UTC	Coordinated Universal Time
UUG	Unfalluntersuchungsgesetz
V, VRB	Variable
VO	Verordnung
VML	Muss im Flugbetrieb multifokale Korrekturgläser tragen und eine Ersatzbrille mitführen
w/o	Workorder
WGS84	World Geodetic System 1984
Z	zulu – siehe UTC
z.B.	Zum Beispiel

Sicherheitsuntersuchungsstelle des Bundes

Radetzkystraße 2, 1030 Wien

+43 1 711 62 65-0

fus@bmk.gv.at

bmk.gv.at/sub