



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen BFU
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation BEAA
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici UIIA
Uffizi d'inquisiziun per accidents d'aviatica UIAA
Aircraft accident investigation bureau AAIB

Schlussbericht Nr. 2103

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall
des Flugzeuges Diamond DA 42, HB-LUO
vom 19. April 2010
auf dem Flughafen Zürich

Cause

L'accident est dû au fait que l'avion a été obligé d'effectuer un atterrissage avec le train rentré en raison de l'impossibilité de déploiement du train d'atterrissage gauche.

La cause de ce problème provient du fait que le train d'atterrissage gauche n'était pas centré dans son logement de roue et que le pneu s'est coincé dans ce logement.

Les points suivants ont contribué à l'accident:

- La procédure de contrôle du constructeur pour la vérification du jeu entre le pneu et son logement était lacunaire.
- Le fait que le train gauche était équipé d'un pneu dont le diamètre extérieur et sa section différaient légèrement des dimensions prévues par le constructeur.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des Büros für Flugunfalluntersuchungen (BFU) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Art. 3.1 der 9. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 1. November 2001, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Die deutsche Fassung dieses Berichts entspricht dem Original und ist massgebend.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) angegeben. Für das Gebiet der Schweiz galt im Unfallzeitpunkt die mitteleuropäische Sommerzeit (MESZ) als Normalzeit (*local time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, MESZ und UTC lautet: $LT = MESZ = UTC + 2 \text{ h}$.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster	Diamond DA 42	HB-LUO
Halter	Swiss Aviation Training Ltd., Postfach, CH-8058 Zürich	
Eigentümer	Swiss Aviation Training Ltd., Postfach, CH-8058 Zürich	

Pilot A (Fluglehrer)	Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1954			
Ausweis	ATPL(A), erstmals ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) am 26. September 1994			
Wesentliche Berechtigungen	A330/340 PIC, MEP (land), Pilatus PC7, SEP (land) FI(A), TRI(A) restricted, MPLI(A), FII(A), IRI(A)			
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1&2, ohne Einschränkungen gültig vom 19. Mai 2009 bis 6. Juni 2010			
Flugstunden	insgesamt	18 814:14 h	während der letzten 90 Tage	195:47 h
	auf dem Unfallmuster	344:29 h	während der letzten 90 Tage	28:02 h

Pilot B (Fluglehrer in Weiterbildung)	Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1976			
Ausweis	ATPL(A), erstmals ausgestellt durch das BAZL am 11. Dezember 2003			
Wesentliche Berechtigungen	A330/340 COPI, MEP (land), SEP (land), FI(A)			
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1&2, ohne Einschränkungen gültig vom 09. November 2009 bis 18. November 2010 resp. 18. November 2014			
Flugstunden	insgesamt	5907:45 h	während der letzten 90 Tage	105:45 h
	auf dem Unfallmuster	22:08 h	während der letzten 90 Tage	12:34 h

Ort	Flughafen Zürich		
Koordinaten	---	Höhe	---
Datum und Zeit	19. April 2010, 17:01 UTC		

Betriebsart	Schulung
Flugphase	Landung
Unfallart	Landung mit eingefahrenem Fahrwerk

Personenschaden

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	2	1	3	Nicht zutreffend
Gesamthaft	2	1	3	0

Schaden am Luftfahrzeug Leicht beschädigt: Einstiegstritte, Motorverschalung, Auspuffrohre und Propellerspitzen

Drittsschaden Keiner

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die Beschreibung des Flugverlaufs wurden die Aufzeichnungen des Sprechfunkverkehrs, der Radardaten und die Aussagen der Besatzung verwendet. Das Flugzeug war weder mit einem CVR (*cockpit voice recorder*) noch mit einem FDR (*flight data recorder*) ausgerüstet.

Am Tag des Unfalls war der Luftraum über der ganzen Schweiz, wie auch in den meisten Ländern Europas, für gewerbsmässige Flüge nach Instrumentenflugregeln (*instrument flight rules – IFR*) beziehungsweise für den Betrieb von Strahlflugzeugen geschlossen. Der Grund dafür lag beim Ausbruch des Vulkans Eyjafjalljökull in Island, welcher über ganz Europa Vulkanasche unbekannter Konzentration verbreitete. Flüge nach Sichtflugregeln waren hingegen erlaubt.

Der Flug erfolgte im Rahmen eines Fluglehrerkurses zur Ausbildung von Instrumentenfluglehrern auf mehrmotorigen Flugzeugen. Im linken Sitz sass ein Fluglehrer und im rechten Sitz ein Fluglehrer in Weiterbildung. Dieser war ein ausgebildeter Fluglehrer auf einmotorigen Flugzeugen (*single engine piston – SEP*) und hatte die Berechtigung zum Fliegen des Flugzeugmusters DA 42 (*multi engine piston – MEP*) bereits im Januar 2010 erworben.

Anflug und Landung auf dem Flughafen Zürich wurden durch den Fluglehrer im linken Sitz ausgeführt.

Der Flug erfolgte nach Sichtflugregeln (*visual flight rules – VFR*).

1.1.2 Vorgeschichte

In der Zeit vom 12. bis 23. April 2010 führte die Flugschule "Swiss Aviation Training" in Grenchen einen Fluglehrerkurs durch. Im Rahmen dieses Kurses erfolgte eine Weiterbildung auf dem Muster DA 42. Dabei ging es primär darum, die angehenden Fluglehrer auf die Flugzeugführung vom rechten Sitz aus zu schulen.

Am Morgen des 19. April 2010 wurde das Flugzeug in Grenchen mit 103 Liter Treibstoff betankt. Die Haupttanks waren danach gefüllt, es befanden sich 49 US gal (185.5 l) ausfliegbaren Treibstoffs an Bord. Vor dem Unfallflug startete das Flugzeug HB-LUO um 11:51 UTC von Grenchen aus zu einem Flug nach Bern. Der am Unfall beteiligte Fluglehrer (Pilot A) sass im linken Pilotensitz und ein anderer Teilnehmer des Fluglehrerkurses im rechten. Der am Unfall beteiligte Fluglehrer in Weiterbildung (Pilot B) sass als Passagier auf dem hinteren Sitz. In Bern wurden vier *touch and go*¹ durchgeführt und anschliessend flog die Besatzung nach Ecuwillens. Während dieses Fluges flog die Besatzung auf einer maximalen Flughöhe von 5500 bis 6000 ft QNH. Nach zwei in Ecuwillens durchgeführten Durchstarts (*go around*) flog die Besatzung weiter nach Lausanne, wo sie um 13:45 UTC landete.

¹ *touch and go* – Aufsetzen und Durchstarten

1.1.3 Flugverlauf

Um 14:23 UTC startete das Flugzeug DA 42, eingetragen als HB-LUO, in Lausanne zu einem Schulungsflug nach Sichtflugregeln. An Bord befanden sich auf dem linken Sitz Pilot A in der Rolle als Flugschüler und auf dem rechten Sitz Pilot B in der Rolle als Fluglehrer. Der zweite Teilnehmer des Fluglehrerkurses sass als Passagier auf dem hinteren Sitz.

Nach einer Platzrunde in Lausanne, gefolgt von einem Durchstart in geringer Höhe (*low go around*), flog die Besatzung in die Region Villeneuve-Aigle, um verschiedene Flugmanöver durchzuführen.

Eine dieser Übungen verlangte einen langsamen Sinkflug mit einer Geschwindigkeit von 80 kt und einer Sinkrate von 500 ft pro Minute. Um diesen durchführen zu können, musste das Fahrwerk ausgefahren werden. Das Flugzeug befand sich auf einer Flughöhe von 6500 ft QNH.

Nach dem Ausfahren des Fahrwerkes bemerkte die Besatzung, dass nur die Anzeige des rechten Hauptfahrwerkes und des Bugrades grün leuchtete. Das linke Hauptfahrwerk zeigte kein grünes Licht und das rote *unsafe light* leuchtete auf.

Die Flugübungen wurden abgebrochen und eine Fehlersuche wurde eingeleitet.

Ein zweites Schulflugzeug, eine DA 42 mit dem Rufzeichen HB-LUK, welches sich ebenfalls in der Luft befand, wurde via Funk gerufen, um von aussen visuell das Fahrwerk zu überprüfen. Die Besatzung der HB-LUK bestätigte, dass das rechte Hauptfahrwerk und das Bugrad ausgefahren waren und das linke Hauptfahrwerk eingefahren war. Dies entsprach der Anzeige im Cockpit der HB-LUO. Von aussen liess sich ebenfalls feststellen, dass sich das linke Hauptfahrwerk beim Ein- und Ausfahren nur ganz leicht aus der eingefahrenen Position bewegte.

Mit Hilfe der Besatzung der HB-LUK wurde auch mit einem Spezialisten für das Muster DA 42 der *flight maintenance* der Motorfluggruppe Zürich (MFGZ) telefonisch Kontakt aufgenommen. Nebst der Konsultation der entsprechenden Prüflisten und der Informationen im Flughandbuch (*airplane flight manual* – AFM) des Flugzeugherstellers wurde mit verschiedenen Flugmanövern mit positiver und negativer Beschleunigung versucht, das Fahrwerk auszufahren. Alle Versuche, die auch die Betätigung des Notfall-Fahrwerkhebels (*emergency gear extension lever*) umfassten, blieben erfolglos.

Ein weiterer Versuch bestand darin, die elektrische Speisung des Flugzeuges zu unterbrechen. Über dem Flugplatz Langenthal schaltete die Besatzung die beiden Alternatoren und den *electric master switch* aus. Die Besatzung hatte den Eindruck, dass das Fahrwerk unmittelbar nach dem Ausschalten des Bordnetzes ausfuhr. Da im stromlosen Cockpit keine Anzeige möglich war, liess sich die Besatzung der HB-LUO diesen Zustand durch die Besatzung der mitfliegenden HB-LUK bestätigen. Es zeigte sich das bekannte Bild des asymmetrisch ausgefahrenen Fahrwerkes.

Auch der zweite Teilnehmer des Fluglehrerkurses, auf dem hinteren Sitz, wurde in die Fehlersuche miteinbezogen.

Da alle Versuche, das Fahrwerk auszufahren, scheiterten, entschloss sich die Besatzung zu einer Landung mit eingefahrenem Fahrwerk (*gear up landing*) auf dem Flughafen Zürich-Kloten.

Für die vorgesehene *gear up landing* konsultierte die Besatzung die entsprechenden Notverfahren in den Prüflisten und im Luftfahrzeug-Flughandbuch (*aircraft flight manual – AFM*) des Flugzeugherstellers. In der Folge entschloss sich die Besatzung, wie im AFM vorgegeben, kurz vor der Landung die beiden Motoren und die Treibstoffzufuhr abzustellen, um das Risiko eines Feuers bei der Landung zu verringern. Sie verzichtete jedoch auf das Ausschalten des *electric master switch*, da sie ein erneutes unvollständiges Ausfahren des Fahrwerks verhindern wollte.

Die Besatzung der zweiten, sich in der Luft befindenden DA 42, HB-LUK, rief um 16:47:24 UTC die Platzverkehrsleitstelle des Flughafens Zürich auf. Dabei teilte sie mit, dass sie sich fünf Meilen südlich des Flughafens auf 3500 ft QNH befinde und meldete sich für eine Landung an. Ungefähr eine halbe Minute später informierte sie die Platzverkehrsleitstelle, dass sich in ungefähr fünf Minuten eine zweite DA 42 mit Fahrwerkproblemen melden würde, um in Zürich eine *gear up landing* durchzuführen.

Um 16:53:56 UTC meldete sich die Besatzung der HB-LUO bei der Platzverkehrsleitstelle von Zürich wie folgt: *"Züri tower guete Tag Hotel Bravo Lima Uniform Oskar, approaching Sierra at three thousand five hundred feet, we have ah gear problem and for that reason I declare PAN-PAN, PAN-PAN, PAN-PAN for a gear up landing in Zürich and we request a very long runway."*

Der Flugverkehrsleiter (FVL) gab der Besatzung im Folgenden die Freigabe für einen direkten Anflug auf die Piste 34. Um 16:55:09 UTC verlangte die Besatzung bei der Platzverkehrsleitstelle zusätzlich die Feuerwehr, was vom betreffenden FVL umgehend bestätigt wurde.

In der Zwischenzeit landete die zweite DA 42, die HB-LUK, auf der Piste 28 in Zürich-Kloten.

Nach einer kurzen Diskussion bezüglich des Aufsetzpunktes bei der Landung bestätigte die Besatzung der HB-LUO dem FVL, dass sie zu Beginn der Piste 34 aufsetzen wolle, um noch vor der Kreuzung mit der Piste 28 zum Stillstand zu kommen.

Um 16:57:31 UTC informierte die Besatzung den FVL wie folgt: *"Roger, and ah short before touchdown we shut down two, ah both engines and ah after landing we will not have ah communication ah with you."* Der FVL bestätigte diese Meldung und erteilte der Besatzung kurz darauf die Landefreigabe mit der zusätzlichen Information, dass die Feuerwehr bereit sei.

Kurz vor dem Aufsetzen stellte die Besatzung die beiden Motoren ab, schaltete die Treibstoffzufuhr aus und setzte das Flugzeug mit einer Geschwindigkeit von ca. 60 kt, kurz nach der Pistenbezeichnung "34" auf der *centerline* auf. Nach 220 Metern kam das Flugzeug zum Stillstand (Anlage 5).

Die beiden Piloten und der als Passagier mitfliegende dritte Pilot konnten das Flugzeug unverletzt verlassen. Das Flugzeug wurde beschädigt.

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kap. 1.2.2 bis 1.2.4 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

1.2.2 Allgemeine Wetterlage

Ein flaches Hoch erstreckte sich von Spanien über den Alpenraum bis zur Nordsee. Mit schwachen nordwestlichen Höhenwinden wurden zunehmend trockenere Luftmassen gegen die Alpen geführt. Damit sank die Obergrenze der labilen Grundsicht bis auf etwa 10 000 ft AMSL.

1.2.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

Aufgrund der aufgeführten Informationen können auf folgende Wetterbedingungen am Unfallort zur Unfallzeit geschlossen werden:

<i>Wolken</i>	<i>1/8 um 8400 ft AMSL</i>
<i>Wetter</i>	<i>-</i>
<i>Sicht</i>	<i>Um 20 km</i>
<i>Wind</i>	<i>Westnordwest mit 4 kt</i>
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>18 °C / 02 °C</i>
<i>Luftdruck</i>	<i>QNH LSZH 1013 hPa, QNH LSGG 1013 hPa, QNH LSZA 1011 hPa</i>
<i>Sonnenstand</i>	<i>Azimut 273°, Höhe 12°</i>
<i>Gefahren</i>	<i>Keine erkennbar</i>

1.2.4 Flugplatzwettermeldungen

Im Zeitraum des Unfalls waren für den Flughafen Zürich die folgenden Flugplatzwettermeldungen (*meteorological terminal aerodrome report - METAR*) gültig:

LSZH 191650Z 28004KT 250V320 9999 FEW070 19/02 Q1013 NOSIG=

Im Klartext bedeutet dies: Am 19. April 2010 wurden kurz vor der Ausgabezeit der Flugplatzwettermeldung von 16:50 UTC die folgenden Wetterbedingungen beobachtet:

Wind	Aus 280° mit 4 kt, Windrichtung wechselnd zwischen 250° und 320°
Meteorologische Sicht	Mindestens 10 km
Bewölkung	1-2 Achtel auf 7000 ft AAL ²
Temperatur/Taupunkt	19 °C / 02 °C
Luftdruck	1013 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre
Kurzfrist-Vorhersage	In den nächsten 2 Stunden sind keine signifikanten Änderungen zu erwarten.

² ft AAL: *feet above aerodrome level*: Höhe in Fuss über der Bezugshöhe des Flugplatzes

Im Weiteren war für den Flughafen Zürich folgende Langzeit-Flugplatzwettervorhersage (*terminal area forecast* – TAF) aktiv:

*LSZH 191125Z 1912/2018 25005KT 9999 FEW035 TX18/1914Z TN06/2006Z
TX16/2014Z BECMG 2006/2009 BKN060 TEMPO 2013/2018 SHRA*

Im Klartext bedeutet dies: Am 19. April 2010 um 11:25 UTC waren für den Flughafen Zürich zwischen 12:00 UTC am 19. April und 18:00 UTC am 20. April 2010 folgende Langzeit-Wetterbedingungen vorhergesagt:

Wind	Aus 250° mit 5 kt
Meteorologische Sicht	Mindestens 10 km
Bewölkung	1-2 Achtel auf 3500 ft AAL
Prognostizierte Temperaturen	Am 19. April um 14:00 UTC beträgt die Maximum Temperatur 18 °C; am 20. April um 06:00 UTC beträgt die Minimum-Temperatur 6 °C und um 14:00 UTC die Maximum Temperatur 16 °C.
Wetteränderung	Am 20. April findet zwischen 06:00 und 09:00 UTC ein gleichmässiger oder ungleichmässiger Übergang zu einer Bewölkung von 5-7 Achtel statt. Am 20. April sind zwischen 13:00 UTC und 18:00 UTC zeitweilige Regenschauer zu erwarten, im einzelnen Fall weniger als eine Stunde, gesamt-haft weniger als zweieinhalb Stunden, andauernd.

Vom Flughafen Zürich wurde zum Zeitpunkt des Unfalls folgende Information für An- und Abflug (*automatic terminal information service* – ATIS) ausgestrahlt:

"Zürich arrival information alfa, landing runway 14, ILS approach, met report Zürich 1650Zulu, wind varying between 250 and 320 degrees, three knots, visibility ten kilometers or more, touchdown zone ten kilometers or more, clouds few 7000 ft, temperature 19 degrees, dew point 2 degrees, QNH 1013, nosig."

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

1.3.1	Allgemeines	
	Eintragungszeichen	HB-LUO
	Luftfahrzeugmuster	Diamond DA 42
	Charakteristik	Zweimotoriges Propellerflugzeug in Kunststoffverbund Bauweise, ausgeführt als Tiefdecker mit vier Sitzplätzen, ausgerüstet mit einem einziehbaren Fahrwerk in Bugradanordnung.
	Hersteller	Diamond Aircraft Industries GmbH, Wiener Neustadt, Österreich
	Baujahr	2008
	Werknummer	42.334
	Eigentümer	Swiss Aviation Training Ltd., Postfach, CH-8058 Zürich
	Halter	Swiss Aviation Training Ltd., Postfach, CH-8058 Zürich

Triebwerk	Thielert Aircraft Engines Baumuster TAE 125-02-99, Baujahr 2008 RH Serie-Nr. 02-02-02223 LH Serie-Nr. 02-02-02225
Propeller	MT Propeller Baumuster MTV-6-A-C-F, Baujahr 2008 RH Serie-Nr. 080081 LH Serie-Nr. 080080
Betriebsstunden	932.7 h
Anzahl Landungen	2147
Höchstzulässige Massen	Höchstzulässige Abflugmasse: 1785 kg Höchstzulässige Landemasse: 1700 kg
Masse und Schwerpunkt	Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befinden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeug-Flughandbuch (<i>aircraft flight manual – AFM</i>) zulässigen Grenzen.
Unterhalt	Die letzte geplante Unterhaltsarbeit fand am 25. Februar 2010 bei 906.7 Betriebsstunden statt (100-Stundenkontrolle). Für weitere Details vgl. Kapitel 1.5.
Zugelassene Treibstoffqualität	Flugpetrol JET A1
Treibstoffvorrat	Nach dem Unfall befanden sich noch 6 US gal (22.7 l) im linken und 4 US gal (15.1 l) Treibstoff im rechten Tank.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 26. Juni 2008, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister.
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 26. Juni 2008, gültig bis auf Widerruf.
Lufttüchtigkeits-Folgezeugnis	Datum der Ausstellung: 19. Juni 2009 Datum des Ablaufs der Gültigkeit: 26. Juni 2010
Zulassungsbereich	Privat
Kategorie	VFR bei Tag / VFR bei Nacht IFR Kategorie I / B-RNAV (RNP 5)
1.3.2	Fahrwerk
1.3.2.1	Allgemeines
	Das Flugzeugmuster DA 42 verfügt über ein einziehbares Fahrwerk in Bugradanordnung, welches hydraulisch betrieben wird. Eine elektrisch angetriebene Hydraulikpumpe sorgt für den nötigen Hydraulikdruck.
	Der Fahrwerkhebel befindet sich am Instrumentenbrett und muss herausgezogen werden, damit er in die entsprechende "up" oder "down" Position gebracht werden kann.

Wird das Fahrwerk eingefahren, werden die Hauptfahrwerkkräder in entsprechende Aussparungen des Flügels, die Fahrwerkschächte, eingefahren und das Bugrad findet im Bug des Flugzeuges Platz. Hydraulikdruck hält das Fahrwerk in der eingefahrenen Position.

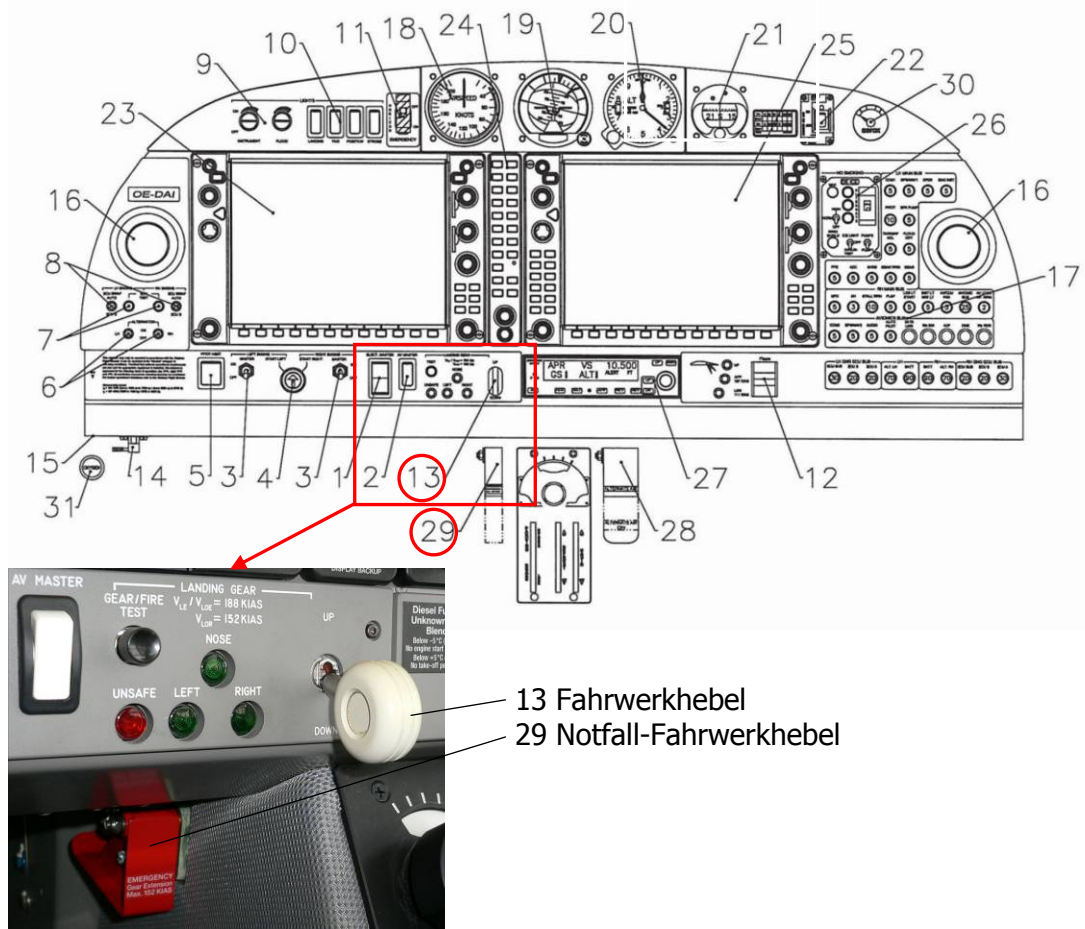
Federn unterstützen das Hydrauliksystem beim Ausfahren und sichern das Fahrwerk in ausgefahrener Position.

Drei grüne Lichter (*left, nose, right*), direkt neben dem Fahrwerkhebel, zeigen an, wenn das Fahrwerk ausgefahren und gesichert ist. Ist das Fahrwerk weder ganz ein-, noch ganz ausgefahren, leuchtet das rote Warnlicht (*unsafe*), welches sich direkt neben den grünen Lichtern befindet, auf (vgl. Kap. 1.3.2.3).

1.3.2.2 Notverfahren

Das Fahrwerk ist so konstruiert, dass es bei einem Fehler im Hydrauliksystem manuell ausgefahren werden kann. Zu diesem Zwecke muss der Notfall-Fahrwerkhebel (*emergency gear extension lever*) gezogen werden. Dieser befindet sich unterhalb des Instrumentenbretts, auf der linken Seite der Mittelkonsole. Eine Betätigung des Notfall-Fahrwerkhebels führt zu einem Abbau des Hydraulikdrucks, sodass das Fahrwerk unter dem Einfluss der Schwerkraft ausfährt und durch die Federn verriegelt wird.

1.3.2.3 Anzeigen und Bedienelemente im Cockpit



13 Fahrwerkhebel
29 Notfall-Fahrwerkhebel

1.3.2.4 Bereifung

Gemäss dem Ersatzteil-Katalog (*illustrated parts catalog*) des Flugzeugherstellers ist das Hauptfahrwerk mit je einem Reifen mit der Diamond Teilenummer D60-9032-17-02 und der Bezeichnung 15x6.0-6 (6 *ply rating*) [Type, entsprechend Goodyear *part number*: 156E61-3] ausgerüstet. Gemäss *aircraft tire data book, section 4 data section-tires*, des Reifenherstellers Goodyear, beträgt der Aussendurchmesser dieses sogenannten *Flight Special II* Reifens beim Nenndruck von 68 PSI (4.7 bar) minimal 14.55 in (36.96 cm) und maximal 15.2 in (38.6 cm).

Gemäss AFM des Flugzeugherstellers, Kapitel *handling, care, maintenance*, beträgt der korrekte Druck 4.5 bar (65 PSI).

Das Bugrad ist mit einem Reifen der *part No.* D60-9032-23-02 und der Bezeichnung: Goodyear 505C01-2; 5.00-5; 10 *ply rating*, ausgerüstet. Gemäss *aircraft tire data book, section 4 data section-tires*, des Reifenherstellers Goodyear, beträgt der Nenndruck bei allen Reifen der Grösse 5.00-5; 10 *ply rating* 88 PSI (6.1 bar).

Gemäss AFM des Flugzeugherstellers, Kapitel *handling, care, maintenance*, beträgt der korrekte Druck 6.0 bar (87 PSI).

1.3.2.5 Zusätzliche Angaben zur Reifenwahl

Gemäss *aircraft tire data book, section 4 data section-tires*, des Reifenherstellers Goodyear gab es drei Reifen der Grösse 15x6.0-6 (*part no* 156E66-1, *Flight Custom II*; *part no* 156E61-3, *Flight Special II*; *part no* 156E66-4, *Flight Custom III*), welche identische Abmessungen aufwiesen und sich nur in der zugelassenen Höchstgeschwindigkeit (*rated speed*) unterschieden. Der vom Flugzeughersteller im Ersatzteilkatalog aufgeführte Reifen (*part no* 156E61-3) für das Flugzeugmuster DA 42 hatte gemäss *aircraft tire data book* eine *rated speed* von 120 *miles per hour* (MPH), während die beiden andern erwähnten Reifen eine solche von 160 MPH hatten.

Auf der Goodyear *homepage* wird der Reifen mit der *part no* 156E66-4, *Flight Custom III*, für die Verwendung am Flugzeugmuster DA 42 vorgeschlagen. Warum dieser Reifen von Goodyear für das Flugzeug DA 42 empfohlen und angeboten wird, entzieht sich gemäss Aussage des Flugzeugherstellers dessen Kenntnis.

Ein anderer Flugzeughersteller, der ursprünglich den Goodyear Reifen *Flight Special II* für seine Flugzeugmuster verwendete, schreibt in einer Technischen Information bezüglich Reifenwahl unter anderem folgendes:

"Der Reifentyp 15x6.00-6 FS II (Flight Special II), P/N 156E61-3, der bei verschiedenen [Name des Herstellers] Flugzeugen verwendet wird, ist nur noch eingeschränkt lieferbar.

Als Alternative kann der Reifentyp 15x6.00-6 FC III (Flight Custom III) P/N 156E66-4 oder 15x6.00-6 FS II (Flight Special II) P/N 156E66B1 verwendet werden.

ACHTUNG: *Gemischte Reifenkonfigurationen sind nicht zulässig."*

Der Reifenhersteller Goodyear erklärt, dass die beiden *part no* 156E61-3 und P/N 156E66B1 den gleichen Reifen, den *Flight Special II*, bezeichnen. Der einzige Unterschied bestehe darin, dass der Reifen mit der *part no* 156E61-3 in den Vereinigten Staaten von Amerika hergestellt wird und der Reifen mit der P/N 156E66B1 in Brasilien.

1.4 Befunde nach dem Unfall

1.4.1 Zelle

Nach der Landung mit eingefahrenem Fahrwerk konnte das Flugzeug mittels Schlaufen und einem Kran angehoben werden. Die Betätigung des Fahrwerkhebels zeigte das gleiche Resultat wie während des Fluges. Das Bugrad und das rechte Hauptfahrwerk konnten ausgefahren werden. Das linke Hauptfahrwerk bewegte sich leicht, blieb aber in der eingefahrenen Position.

Nachdem ein Spezialist des Flugzeugmusters DA 42 des Unterhaltsbetriebes der Motorfluggruppe Zürich (MFGZ) einen Schraubenzieher zwischen Reifen und der entsprechenden Aussparung im Flügel, dem Fahrwerkschacht, hin und her bewegte, fiel das linke Hauptfahrwerk in die ausgefahrene Position.

Dieser Zustand konnte reproduziert werden. Es zeigte sich, dass das linke Rad an der Innenwand der entsprechenden Aussparung im Flügel streifte. Auch nach dem Reinigen der Reifenspuren waren noch Streifspuren ersichtlich (Anlage 1).

1.4.2 Hauptfahrwerk

Am rechten und am linken Hauptfahrwerkrad waren zwei verschiedene Reifenmuster montiert. Am rechten Rad war es ein Reifen der Marke "Goodyear" mit der *part No.* 156E66-4 und am linken Rad ein Reifen der Marke "Air Hawk" mit der *part No.* 33031. Letzterer weist einen anderen Querschnitt auf und hat im Gegensatz zum Goodyear Reifen, welcher zwei Rillen aufweist, vier Rillen.



Bild 1: linkes Rad

Reifenaufdruck:
*"AIR HAWK
15X600-6
Type B III TSO-062d
6 PLY RATING MAX LOAD 1950 LBS
PART NO 33031"*



Bild 2: rechtes Rad

Reifenaufdruck:
*"FLIGHT CUSTOM III
15X6.0-6
Goodyear
6 PLAY RATING 160 MPH
LOAD RATING 1950 LBS
P/N 156 E 66-4"*

Im linken Reifen wurde ein Druck von 4.7 bar und im rechten ein solcher von 4.6 bar gemessen.

1.4.3 Angaben der Reifenhersteller

Der Hersteller des Air Hawk Reifens erwähnt in seinen Angaben die typischen Reifeneigenschaften, macht aber keine Hinweise auf minimale oder maximale Aussendurchmesser, noch erwähnt er, für welche Flugzeugmuster der Reifen 15X600-6 verwendet werden soll.

Wie oben aufgeführt, ist auf der Goodyear *homepage* unter der P/N 156E66-4 festgehalten, dass dieser Reifen für das Flugzeugmuster DA 42 verwendbar ist.

1.5 Unterhalt am Luftfahrzeug

1.5.1 Allgemeines

Der Unterhalt des Flugzeuges HB-LUO wurde zum Zeitpunkt des Unfalls durch die Firma FAST auf dem Flugplatz Grenchen wahrgenommen. Diese Firma wurde im Jahre 2005 gegründet. Sie entstand aus der früheren Firma FARNER Air Services SA und führt auf dem Flugplatz Grenchen Unterhaltsarbeiten an Flugzeugen und Helikoptern durch. Zusätzlich offeriert sie Entwicklung und Zertifizierung von Produkten, hauptsächlich für die Flugindustrie.

Nach Angaben des Flugzeugeigentümers und Halters war vorgesehen, vom Unterhaltsbetrieb (*maintenance provider*) in Grenchen zu einem Unterhaltsbetrieb in Zürich (MFGZ) zu wechseln und in Grenchen nur noch die *daily maintenance* ausführen zu lassen.

Dieser Wechsel wurde im Juli 2010, drei Monate nach dem Unfall, vollzogen.

1.5.2 Arbeiten am Fahrwerk

Am 13. April 2010 wurde im Rahmen der Bereitstellungsarbeiten des Flugzeuges HB-LUO der Reifen des linken Hauptfahrwerks gewechselt. Zwischen dem 13. April und dem 19. April 2010 wurden keine Landungen durchgeführt. Im *authorized release certificate* (FAA Form 8130-3, *airworthiness approval*) wird bestätigt, dass der gelieferte Reifen des Typs 15x6.00-6 und der *part number* 33031 die verlangten *design* Daten erfüllt und einen sicheren Betrieb gewährleistet: "*Certifies the items identified above were manufactured in conformity to: approved design data and are in a condition for safe operation*". Es wird aber auch festgehalten, dass derjenige, der den Reifen montiert, überprüfen muss, ob dieser sich anhand der verfügbaren technischen Daten eignet: "*The installer must cross-check eligibility with applicable technical data*".

Zur Frage, warum ein Reifen mit einer anderen *part number* als derjenigen, welche der Flugzeughersteller im *illustrated parts catalog* angibt, montiert wurde, äusserte sich einer der verantwortliche Mechaniker dahingehend, dass er den Reifen nach der vorgeschriebenen Dimension 15x6.00-6 ausgewählt habe.

1.5.3 Zusätzliche Angaben

Nach Angaben von Mechanikern im Unterhaltsbetrieb in Zürich hatte es zu einem früheren Zeitpunkt bereits einmal Probleme mit dem Fahrwerk einer DA 42 des gleichen Halters und Eigentümers gegeben. Anlässlich von Unterhaltsarbeiten wurden am aufgebockten Flugzeug bei der Fahrwerkbetätigung Unregelmässigkeiten festgestellt. Das rechte Fahrwerk blieb anlässlich der *normal operation* etwas-, und bei der *emergency operation* ganz hängen.

Es zeigte sich, dass ein Reifen mit einer falschen *part number* montiert war. Dieser Zustand wurde korrigiert und dem Unterhaltsbetrieb in Grenchen mitgeteilt. Die verantwortlichen Leute im Unterhaltsbetrieb in Grenchen sagten aus, dass sie sich nicht daran erinnern würden. Es wäre nur einmal generell – ohne einen konkreten Fall zu erwähnen – über die Reifen diskutiert worden. An Details würden sie sich aber nicht mehr erinnern, und das Betätigen des Fahrwerks an aufgebockten Flugzeugen hätte bei ihnen nie Probleme bereitet.

1.6 Versuche und Forschungsergebnisse

1.6.1 Versuche und Abklärungen beim Flugzeughersteller

Beim Flugzeughersteller Diamond wurde auf einer Felge eines Hauptfahrwerkkrades der Air Hawk Reifen des am Unfall beteiligten Flugzeuges montiert. Der Aussendurchmesser wurde bei verschiedenen Reifendrücken gemessen; es zeigte sich folgendes Bild:

Reifendruck	Aussen \varnothing	gemäss Goodyear <i>aircraft tire data book</i>
3.9 bar (57 PSI)	38.60 cm	
4.1 bar (59 PSI)	38.83 cm	
4.3 bar (62 PSI)	38.90 cm	
4.5 bar (65 PSI)	38.93 cm	Flight Special II Reifen: bei 68 PSI maximal 15.2 in (38.6 cm)
4.7 bar (68 PSI)	38.96 cm	
4.9 bar (71 PSI)	39.10 cm	
5.1 bar (74 PSI)	39.13 cm	

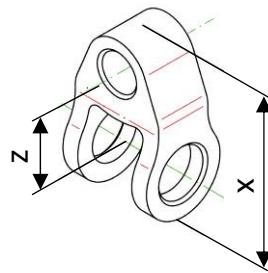
Im Weiteren wurde beim Flugzeughersteller die Auslegung des Fahrwerkschachts im Flügel untersucht. Dieser ist als fester Bestandteil des Flügels aus Kunststoff geformt und hat gemäss Konstruktionszeichnungen einen Durchmesser von 400 mm, mit einer Toleranz von ± 4 mm.

Der am Unfallflugzeug gemessene Durchmesser der Radaussparung respektive des Fahrwerkschachts bewegte sich zwischen 400 und 404 mm.

Bei anderen, sich in Produktion befindenden Flugzeugen, wurde der Fahrwerkschachtdurchmesser ebenfalls gemessen. Er betrug überall 400 ± 0 mm.

Gemäss Aussage des Flugzeugherstellers wurde bei der Auslegung mit einem Freiraum von 5 mm rund um den Reifen gerechnet. Gemäss Zeichnung im *aircraft maintenance manual (AMM)*, 32-10-00 page 240a figure 7A: *main landing gear tire clearance measurement* wird der minimale Abstand vom Reifen zum Fahrwerkschacht mit 4 mm (0.16 in) angegeben.

Die Zentrierung des Rades gegenüber dem Fahrwerkschacht wird vom Werk fest eingestellt und durch einen Unterhaltsbetrieb nicht verändert. Diese Einstellung ist durch die Montage des *main landing gear joint (MLG joint)* gegeben, welcher gemäss Hersteller zwischen den beiden Achsen ein Nominalmass (z) von 32 mm hat. Der MLG *joint* ist in drei verschiedenen Übergrössen erhältlich, damit das Rad gegenüber dem Fahrwerkschacht zentriert werden kann. Gemäss Hersteller können am linken und am rechten Fahrwerk MLG *joints* verschiedener Grösse verwendet werden.



MLG joint (Masse in mm)

-51 joint:	$x=59; z=32$
-52 joint oversize 1:	$x=61; z=34$
-53 joint oversize 2:	$x=63; z=36$
-54 joint oversize 3:	$x=65; z=38$

MLG joint, gemäss AMM 32-10-00 page 209c, 30 Jun 2010
part number: D60-3217-23-51/52/53/54

Bild 3: main landing gear joint (MLG joint)

Im Juli 2010 wurde mit Datum vom 30. Juni 2010 vom Flugzeughersteller eine *temporary revision* (AMM-TR-MÄM 42-447) publiziert, welche Instruktionen zum Ersetzen des MLG joint enthält. Diese Publikation erfolgte im Zusammenhang mit dem *mandatory service bulletin* No. MSB 42-088/1, effektiv vom 5. Juli 2010, welches eine Inspektion des MLG joint verlangt und gemäss *work instruction* WI-MSB 42-088 folgenden Zweck hatte: "This work Instruction describes the inspection of the joints that connect the MLG (main landing gear) damper with the trailing arm for cracks."

In dieser Arbeitsanweisung wird explizit erwähnt, dass beim Wechseln des MLG joint erstens einer der gleichen Grösse (Nominalmass (z), respektive entsprechendes Übermass) montiert werden muss und zweitens bei eingefahrenem Fahrwerk der Mindestabstand von 4 mm zwischen Reifen und Fahrwerkschacht kontrolliert werden muss. Eine solche Kontrolle wird bei einem normalen Rad- oder Reifenwechsel nicht verlangt wird (AMM 32-40-00, page 204 vom 30. Juni 2008).

1.6.2 Versuche am Flugzeug

Nach dem Unfall wurde das Flugzeug HB-LUO im Unterhaltsbetrieb der Motorfluggruppe Zürich aufgebockt und es wurden diverse Fahrwerkfunktionen durchgeführt.

Dabei ging man von folgender Ausgangslage aus:

- Montage des Air Hawk Reifens (des Unfallfluges) auf dem linken Rad, Reifendruck 4.5 bar gemäss AMM. Gemessener Aussendurchmesser 39.02 cm.
- Neuer Flight Custom III Reifen auf dem rechten Rad, Reifendruck 4.5 bar, gemäss AMM. Gemessener Aussendurchmesser 37.72 cm (gemäss *aircraft tire data book* von Goodyear darf der Aussendurchmesser zwischen 36.96 cm und 38.61 cm betragen).

Die Fahrwerkfehlfunktion, so wie sie sich beim Unfall zeigte, konnte reproduziert werden. Das linke Rad klemmte und fuhr erst mit Verspätung und einem Ruck ein. Das rechte Rad konnte problemlos eingezogen werden und erfüllte die Anforderung einer minimalen Rundum-Freiheit von 4 mm.

Beim Ausfahren des Fahrwerks blieb das linke Rad im Fahrwerkschacht hängen. Es ist anzunehmen, dass die zweite Profilirinne des Reifens auf der Kante des Fahrwerkschachts auflag (Anlage 2). Erst nachdem ein Schraubenzieher zwischen Reifen und der entsprechenden Aussparung im Flügel, dem Fahrwerkschacht, hin und her bewegt wurde, fiel das linke Hauptfahrwerk in die ausgefahrene Position.

In der Folge wurden die beiden Räder vertauscht und die Fahrwerkfunktionen erneut überprüft. Das Fahrwerk konnte ohne Probleme ein- und ausgefahren werden. Bei eingezogenem Fahrwerk erfüllte der Air Hawk Reifen auf dem rechten Rad die Anforderung einer Rundumfreiheit von 4 mm zwischen Reifen und Fahrwerkschacht. Der am linken Rad montierte Flight Custom III Reifen erfüllte diese Anforderung nicht. Auf einer Länge von rund 6 cm betrug diese Freiheit maximal 3 mm (Anlage 2).

Im Weiteren zeigte eine Vermessung der Abstände zwischen dem Drehpunkt des *trailing arm* und Achse des Rades, eine Distanz von 10.5 cm im linken Fahrwerk gegenüber einer Distanz von 9.8 cm im rechten Fahrwerk.

Fahrwerk links
→→ Flugrichtung

Fahrwerk rechts
←← Flugrichtung

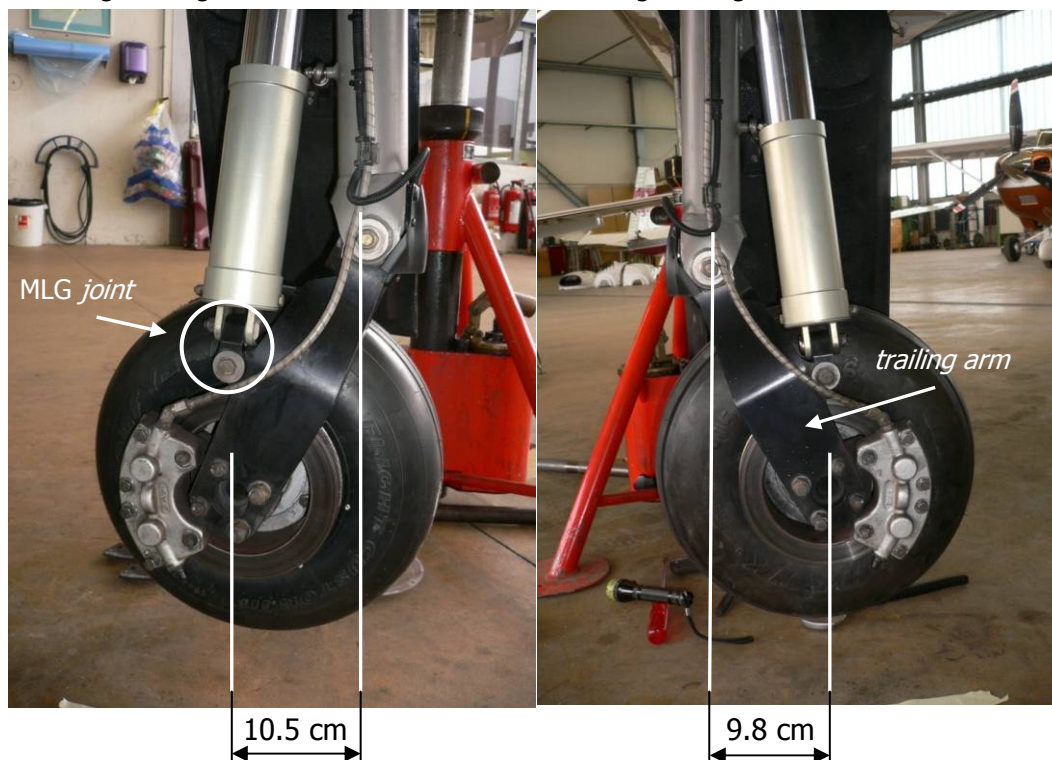


Bild 4: linkes und rechtes Fahrwerkbein des Flugzeuges HB-LUO

Am Flugzeug HB-LUO wurde das in Kapitel 1.6.1 erwähnte *mandatory service bulletin* nach dem Unfall ausgeführt, und die beiden *MLG joint* mussten nicht gewechselt werden. Links war ein *MLG joint* der Übergrösse 3 (maximale Übergrösse) montiert ($z=38$ mm) und rechts ein solcher der Übergrösse 2 ($z=36$ mm).

1.7 Notverfahren des Herstellers

Im Luftfahrzeug-Flughandbuch (*aircraft flight manual* – AFM) des Flugzeugherstellers ist im Kapitel "*emergency procedures*" (Doc. No. 7.01.05.E) ein Verfahren für die Landung mit eingezogenem Fahrwerk publiziert (vgl. Anlage 3).

Ein analoges Verfahren ist in der Prüfliste für Notfälle und abnormale Zustände (*emergency + abnormal checklist*) publiziert (vgl. Anlage 4). Diese Prüfliste (Edition # 14.4. GFC700), herausgegeben von der Trainingsabteilung des Flugzeugherstellers (*Diamond Aircraft Flight Training Division*) unterscheidet sich von derjenigen des AFM insofern, dass die Verfahrenshinweise zur Reduktion eines möglichen Risikos von Feuer erst bei den Massnahmen nach dem Aufsetzen aufgeführt sind.

Ein Versuch der Besatzung, das Fahrwerk auszufahren, bestand darin, das Bordnetz des Flugzeuges auszuschalten. Sie machte dabei die Erfahrung, dass das Fahrwerk unmittelbar daraufhin in die asymmetrische Konfiguration ausfuhr.

Das Notverfahren, das dem stromlosen Flugzeug entspricht "*complete failure of the electrical system*" (DA 42 AFM, *page* 3-48, vom 15-Nov-2007, Doc. No. 7.01.05-E) hält dazu unter anderem folgendes fest:

NOTE

The landing gear uplock is no longer ensured. The landing gear may slowly extend.

The landing gear can be extended manually according to 3.6.2 - MANUAL EXTENSION OF THE LANDING GEAR.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Gemäss den Unterlagen des Flugzeugherstellers hat der Fahrwerkschacht einen Durchmesser von 400 mm, mit einer Toleranz von ± 4 mm. Der gemäss Hersteller im *part catalog* aufgeführte Reifen (*part no* 156E61-3) des Typs Goodyear *Flight Special II* hat einen maximalen Aussendurchmesser von 38.608 cm. Damit bleibt unter Ausnützung der Toleranzen, bei zentriertem Rad, eine Rundumfreiheit im Fahrwerkschacht von mindestens 5 mm. Bereits bei einer Verschiebung des Fahrwerkbeines um einen Millimeter aus dem Zentrum heraus, gelangt man an die Toleranzgrenze der Rundumfreiheit von 4 mm. Der beim Unfall montierte Reifen der Marke Air Hawk, mit einem gemessenen Durchmesser von 38.93 cm, würde unter diesen Bedingungen selbst bei zentriertem Rad, die Rundumfreiheit von 4 mm nicht erfüllen.

Wie die nachträgliche Untersuchung am Flugzeug gezeigt hatte, konnte das rechte Hauptfahrwerk auch mit dem Air Hawk Reifen problemlos ein- und ausgefahren werden. Dies, weil das Rad gegenüber dem Fahrwerkschacht genau zentriert war und der Fahrwerkschacht einen Durchmesser von 400 mm hatte. Somit blieb eine Rundumfreiheit von gut 5 mm.

Umgekehrt zeigte sich beim linken Fahrwerk, welches nicht genau zentriert war, dass auch der *Flight Custom III* Reifen die Rundumfreiheit von 4 mm auf einer Länge von rund 6 cm um einen Millimeter unterschritt (Anlage 2). Dieser Reifen wies einen Aussendurchmesser von 37.72 cm auf. Auch ein vom Hersteller zugelassener Reifen würde deshalb den Fahrwerkschacht streifen, wenn er den maximal zulässigen Aussendurchmesser von 38.608 cm hätte. Die Schleifspuren im Fahrwerkschacht (Anlage 1) deuten im Übrigen darauf hin, dass schon zu einem früheren Zeitpunkt Reifen am Fahrwerkschacht gestreift haben müssen.

Im Weiteren zeigten die Messungen des Abstandes zwischen Radachsenmittelpunkt und Drehpunkt des *trailing arm* einen Unterschied von 7 mm (Bild 4). Wäre am linken Fahrwerk dieser Abstand statt 10.5 cm ebenfalls 9.8 cm wie am rechten Fahrwerk gewesen, wäre im Flugzeug HB-LUO die Rundumfreiheit, unabhängig der Reifenwahl, gewährleistet gewesen. Eine solche Verkleinerung des Abstandes kann zum Beispiel mit einem MLG *joint* mit einer Übergrösse bewerkstelligt werden. Im vorliegenden Fall war aber am linken Fahrwerkbein bereits ein MLG *joint* mit der maximalen Übergrösse eingebaut. Das genügte unter den gegebenen Umständen offenbar nicht, um das Fahrwerkbein gegenüber dem Fahrwerkschacht zu zentrieren.

Ein Fahrwerk ist naturgemäss grossen mechanischen Beanspruchungen ausgesetzt, die zu geringfügigen Verformungen führen können. Auch die Reifen selbst können zum Beispiel durch längere Standzeiten, Bremsvorgänge oder äussere Einwirkungen verformt werden. Alle diese Einflüsse sollten die Funktion eines Einziehfahrwerkes nicht beeinträchtigen.

Im vorliegenden Fall stellte sich heraus, dass das linke Hauptfahrwerk nicht zentriert war. Geht man davon aus, dass es bei Ablieferung des Flugzeuges durch den Hersteller korrekt ausgerichtet war, so muss sich die Verschiebung des Fahrwerkbeins im Laufe des Betriebes ergeben haben.

Es stellt sich deshalb die grundsätzliche Frage, ob es sinnvoll ist, ein einziehbares Fahrwerk und dessen Schacht mit so geringem Rundumabstand, wie im vorliegenden Fall, auszulegen.

Die Fahrwerkzentrierung wird im Allgemeinen durch die Unterhaltsbetriebe nicht verändert. Dies zeigt zum Beispiel das *mandatory Service Bulletin 42-088/1*, in dem verlangt wird, den montierten MLG *joint*, sollte er Risse haben, mit einem der gleichen Länge zu ersetzen.

Das sowohl in diesem *service bulletin*, wie auch im *aircraft maintenance manual* (AMM) im Kapitel 32-10-00 beschriebene Messverfahren zur Überprüfung der Freiheit von 4 mm zwischen Rad und Fahrwerkschacht weist einen grundsätzlichen Fehler auf. Es berücksichtigt in keiner Weise, dass der Reifen-Aussendurchmesser variieren kann. Wird dieses *main landing gear clearance measurement* zufälligerweise mit einem Reifen durchgeführt, der einen relativ kleinen Aussendurchmesser aufweist, so bleibt eine nicht korrekte Zentrierung des Fahrwerkbeins unentdeckt. Erfolgt dann zu einem späteren Zeitpunkt die Montage eines Reifens, dessen Aussendurchmesser an der oberen Toleranzgrenze liegt, so kann es wie im vorliegenden Fall zu einem Verklemmen des Rades im Fahrwerkschacht kommen.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Besatzung

Als die Besatzung der HB-LUO feststellte, dass gemäss Anzeige das linke Hauptfahrwerk nicht ausgefahren und verriegelt war, rief sie die HB-LUK, ein Flugzeug, das im gleichen Fluglehrerkurs im Einsatz war, um von aussen die Fahrwerkposition bestimmen zu lassen. Diese Massnahme, so wie auch die durchgeführten Verfahren des Flugzeugherstellers und die Kontaktnahme mit Spezialisten am Boden, inklusive der durchgeführten Flugmanöver zeigen eine überlegte und alle Möglichkeiten ausschöpfende Handlungsweise der Besatzung.

Die Entscheidung, auf dem Flughafen Zürich zu landen, war zweckmässig und schaffte bezüglich möglicher Risiken vor und nach der *gear up* Landung die bestmögliche Ausgangslage. Die Besatzung befolgte kurz vor der Landung zur Minderung des Risikos von Feuer die im AFM erwähnten Massnahmen, ohne aber den *electric master switch* auszuschalten. Der Verzicht auf das Ausschalten des Bordnetzes entsprach nicht der Checkliste des entsprechenden Notverfahrens. Da die Besatzung aber bei der Vorbereitung der Notlandung festgestellt hatte, dass das Fahrwerk bei stromlosem Flugzeug in die asymmetrische Konfiguration ausfährt, war es umsichtig, auf das Ausschalten des *electric master switch* zu verzichten. Die Besatzung stellte damit sicher, dass das Flugzeug mit vollständig eingefahrenem Fahrwerk die *gear up* Landung durchführen konnte.

Das Aufsetzen des Flugzeuges geschah ohne Querlage, was dazu führte, dass das Flugzeug hauptsächlich auf den Einstiegstritten und der Motorenverschalung, respektive den Auspuffrohren aufsetzte und damit der Rumpfunterteil mit den daran montierten Antennen praktisch unbeschädigt blieb.

2.2.2 Unterhaltsbetrieb

Der Unterhaltsbetrieb wechselte am 13. April 2010 den Reifen des linken Hauptfahrwerks. Dass ein Reifen mit einer *part number* montiert wurde, die nicht derjenigen des Ersatzteil-Katalogs (*illustrated parts catalog*) entsprach, ist nicht im Sinne einer umsichtigen Unterhaltsarbeit.

Wie die Verantwortlichen des Unterhaltsbetriebes aussagten, hatten sie den neuen Reifen nur nach der Grössenbezeichnung ausgewählt. Dies sollte grundsätzlich möglich sein, nur müsste in einem solchen Falle eine Genehmigung des Herstellers eingeholt werden. Dies wurde im vorliegenden Fall nicht gemacht.

Schwer nachvollziehbar ist, dass ein Unterhaltsbetrieb ein Flugzeug für den Betrieb frei gab, an welchem zwei von der Formgebung her so unterschiedliche Reifen montiert waren (vgl. Bilder 1 und 2). Nicht umsonst schreibt zum Beispiel ein anderer Flugzeughersteller in einer Technischen Information unter anderem Folgendes: "**ACHTUNG:** Gemischte Reifenkonfigurationen sind nicht zulässig."

Dass zu einem früheren Zeitpunkt schon einmal eine gleiche Reifenwahl Probleme geschaffte hatte, zeigt, dass die Betriebsabläufe, respektive die Verarbeitung von Vorfällen mit der Einleitung von entsprechenden Massnahmen im Unterhaltsbetrieb nicht optimal waren.

2.2.3 Verfahren des Flugzeugherstellers

Der Unfall hat gezeigt, dass durch das Abstellen der beiden Motoren kurz vor der Landung, erheblicher Schaden an den Motoren vermieden werden konnte. Abgesehen davon wurde damit das Risiko eines möglichen Feuersausbruchs nach der Landung reduziert.

Dass im AFM des Herstellers auf diese Möglichkeit hingewiesen wird, ist zweckmässig und überlässt es dem Piloten, nach Beurteilung aller Fakten, ob er die Motoren kurz vor der Landung abstellen will oder nicht.

Die durch den Flugzeughersteller herausgegebene Prüfliste gibt an, dass diese Massnahmen erst nach dem Aufsetzen durchzuführen sind. Damit weisen die beiden Verfahren einen Widerspruch auf. Der Hinweis auf der Prüfliste, dass diese das AFM nicht ersetze, ist für den Piloten in einer solchen Phase wenig hilfreich, zumal das Flugzeugmuster DA 42 für den Betrieb durch einen Piloten zugelassen ist.

Erwähnt werden muss in diesem Zusammenhang die Tatsache, dass beim Abschalten der Stromversorgung das Fahrwerk nicht mehr in eingefahrenem Zustand gesichert ist und wieder ganz oder teilweise ausfährt. Der vorliegende Unfall hat dies bestätigt und auch das Notverfahren für einen vollständigen Stromausfall weist auf diese Tatsache hin. Der Umstand, dass der Hersteller in seinem Notverfahren im AFM "*landing with gear up*" empfiehlt, nebst dem Abstellen der Motoren und dem Schliessen der Treibstoffzufuhr auch den *electric master switch* auf *off* zu schalten, birgt dies insbesondere bei einer asymmetrischen Fahrwerkstörung eine erhebliche Gefahr. Damit bleibt das Fahrwerk nicht eingefahren und die Besatzung hat keine Möglichkeit mehr, um an dieser Situation etwas zu ändern.

2.2.4 Publikationen des Flugzeugherstellers

Im Ersatzteil-Katalog (*illustrated parts catalog*) des Flugzeugherstellers wird als Position 150 für den Reifen des Hauptfahrwerks der Reifen mit der *part No.* D60-9032-17-02 angegeben. Unter *remarks* findet sich der Hinweis: *type 156E61-3*. Dieser Hinweis entspricht der *part number* des Goodyear Reifens (*Flight Special II*), welcher vom Flugzeughersteller werkseitig montiert wird und welcher für das Flugzeug DA 42 zugelassen wurde.

Auf dem Flugzeug HB-LUO war am rechten Hauptfahrwerkrad ein Goodyear Reifen mit der *part number* 156E66-4 montiert. Dieser mit Kevlar verstärkte Reifen ist gemäss Goodyear *homepage (Flight Custom III)* ausdrücklich für das Flugzeug Diamond DA 42 zugelassen. Es entzieht sich der Kenntnis des Flugzeugherstellers, warum dieser Reifentyp für die DA 42 empfohlen und angeboten wird.

Diese Unsicherheit in der Reifenauswahl sollte vom Flugzeughersteller nicht zugelassen werden. Grundsätzlich sollte jeder Reifen mit der entsprechenden Reifengrösse montiert werden können. Sollte dies nicht möglich sein, wäre zwingend im Ersatzteil-Katalog (*illustrated parts catalog*) des Flugzeugherstellers zu erwähnen, welche *part number(s)* zugelassen sind.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Das Flugzeug war zum Verkehr VFR/IFR zugelassen.
- Die Untersuchung zeigte, dass das linke Fahrwerkbein, respektive die Radachse, gegenüber dem Fahrwerkschacht nicht zentriert war.
- Im *aircraft maintenance manual* des Musters DA 42 gibt es ein Verfahren zur Überprüfung der Freiheit zwischen Rad und Fahrwerkschacht. Dieses Verfahren berücksichtigt jedoch nicht, dass die Reifen-Aussendurchmesser verschiedene Grössen haben können.
- Am linken Fahrwerkbein war ein MLG *joint* mit der maximalen Übergrösse 3 montiert; am rechten ein solcher mit der Übergrösse 2. Dies entsprach der ursprünglichen Werkseinstellung.
- Der Unterhaltsbetrieb hatte am 13. April 2010 einen Reifen auf dem linken Hauptfahrwerk montiert, dessen Dimension dem vom Flugzeughersteller vorgeschriebenen Reifen entsprach.
- Dieser am 13. April 2010 montierte Reifen stammte von einem anderen Hersteller als der, welcher im *illustrated parts catalog* des Flugzeugherstellers vorgesehen ist.
- Die Piloten besaßen die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen der Piloten vor.
- Die Versuche der Besatzung, das Fahrwerk auszufahren, waren der Situation angepasst und entsprachen den Vorgaben des Flugzeugherstellers.
- Der Entscheid der Besatzung, eine Landung mit eingefahrenem Fahrwerk auf dem Flughafen Zürich durchzuführen, war sinnvoll und der Situation angepasst.
- Das in der Prüfliste für Notfälle und abnormale Zustände des Herstellers angegebene Verfahren für eine Landung mit eingezogenem Fahrwerk unterscheidet sich von demjenigen im Luftfahrzeug-Flughandbuch.
- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf den Unfall.

3.2 Ursache

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug eine Landung mit eingezogenem Fahrwerk durchführen musste, weil sich das linke Hauptfahrwerk nicht ausfahren liess.

Kausal für diese Fahrwerkstörung war der Umstand, dass das linke Hauptfahrwerk gegenüber dem Fahrwerkschacht nicht zentriert war, so dass sich der Reifen im Fahrwerkschacht verklemmte.

Die folgenden Punkte haben zum Unfall beigetragen:

- Das durch den Flugzeughersteller vorgegebene Verfahren zur Überprüfung der Freiheit zwischen Rad und Fahrwerkschacht war mangelhaft.
- Der Umstand, dass auf dem Rad des linken Fahrwerks ein Reifen montiert wurde, der bezüglich Aussendurchmesser und Querschnitt geringfügig von demjenigen abwich, welcher vom Flugzeughersteller vorgesehen war.

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Nach Vorgabe des Anhangs 13 der ICAO richten sich alle Sicherheitsempfehlungen, die in diesem Bericht aufgeführt sind, an die Aufsichtsbehörde des zuständigen Staates, welche darüber zu entscheiden hat, inwiefern diese Empfehlungen umzusetzen sind. Gleichwohl ist jede Stelle, jeder Betrieb und jede Einzelperson eingeladen, im Sinne der ausgesprochenen Sicherheitsempfehlungen eine Verbesserung der Flugsicherheit anzustreben.

Die schweizerische Gesetzgebung sieht in der Verordnung über die Untersuchung von Flugunfällen und schweren Vorfällen (VFU) bezüglich der Umsetzung folgende Regelung vor:

„Art. 32 Sicherheitsempfehlungen

Das Bundesamt unterrichtet das Büro innerhalb von sechs Monaten nach der Veröffentlichung des Untersuchungsberichtes über die Massnahmen, die gestützt auf die Sicherheitsempfehlungen des Untersuchungsberichtes getroffen werden, oder über die Gründe, weshalb auf Massnahmen verzichtet wird.“

4.1 Sicherheitsempfehlungen

4.1.1 Sicherheitsdefizit

Im Rahmen einer Fluglehrerausbildung startete am 19. April 2010 um 14:23 UTC das Flugzeug Diamond DA 42, eingetragen als HB-LUO, in Lausanne zu einem Schulungsflug unter VFR. An Bord befanden sich auf dem linken Sitz ein Fluglehrer und auf dem rechten Sitz ein Fluglehrer in Weiterbildung. Ein weiterer Teilnehmer des Fluglehrerkurses befand sich auf dem hinteren Sitz als Passagier.

Nach einer Platzrunde in Lausanne, gefolgt von einem Durchstart auf tiefer Höhe, flog die Besatzung in die Region Villeneuve-Aigle um verschiedene Flugmanöver durchzuführen. Bei einer dieser Übungen musste das Fahrwerk ausgefahren werden. Das Flugzeug befand sich auf einer Flughöhe von 6500 ft QNH.

Das rechte Hauptfahrwerk und das Bugrad konnte normal ausgefahren werden. Das linke Hauptfahrwerk blieb eingefahren, weil sich der Reifen im Fahrwerkschacht verklemmt hatte. Alle Versuche, diesen Zustand zu ändern, blieben erfolglos und die Besatzung entschloss sich zu einer Landung mit eingefahrenem Fahrwerk in Zürich-Kloten.

Ein Versuch für die Vorbereitung der Notlandung bestand darin, das elektrische Bordnetz des Flugzeuges auszuschalten. Dabei schaltete die Besatzung die beiden Alternatoren und den *electric master switch* aus. Die Besatzung hatte den Eindruck, dass das Fahrwerk unmittelbar nach dem Ausschalten des Bordnetzes ausfuhr. Da im stromlosen Cockpit keine Anzeige möglich war, liess sich die Besatzung der HB-LUO diesen Zustand durch die Besatzung eines mitfliegenden Flugzeuges bestätigen. Es zeigte sich das bekannte Bild des asymmetrisch ausgefahrenen Fahrwerks.

Die Auslegung des Flugzeuges führt dazu, dass beim Ausschalten der Stromversorgung das Fahrwerk nicht mehr in eingefahrenem Zustand gesichert ist und wieder ganz oder teilweise ausfährt. Die Erfahrung der Besatzung der HB-LUO bei der Vorbereitung der Landung mit eingefahrenem Fahrwerk hat dies bestätigt und auch das Notverfahren für einen vollständigen Stromausfall weist auf diese Tatsache hin. Der Umstand, dass der Hersteller zum Zeitpunkt des Unfalls in seinem Notverfahren im AFM *"landing with gear up"* empfahl, nebst dem Abstellen

der Motoren und dem Schliessen der Treibstoffzufuhr auch den *electric master switch* auf *off* zu schalten, barg dies insbesondere bei einer asymmetrischen Fahrwerkstörung eine erhebliche Gefahr. Damit blieb das Fahrwerk nicht eingefahren und eine betroffene Besatzung hatte keine Möglichkeit mehr, um an dieser Situation etwas zu ändern.

Im vorliegenden Fall verzichtete die Besatzung der HB-LUO auf das Ausschalten des *electric master switch* um ein unbeabsichtigtes Ausfahren der nicht verklemmten Fahrwerkbeine während der Landung zu verhindern. Das Aufsetzen erfolgte um 17:01 UTC und die drei Insassen konnten das Flugzeug unverletzt verlassen. Das Flugzeug wurde beschädigt.

Als Ursache dieses Unfalls hielt die Untersuchung folgendes fest:

"Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug eine Landung mit eingezogenem Fahrwerk durchführen musste, weil sich das linke Hauptfahrwerk nicht ausfahren liess.

Kausal für diese Fahrwerkstörung war der Umstand, dass das linke Hauptfahrwerk gegenüber dem Fahrwerkschacht nicht zentriert war, so dass sich der Reifen im Fahrwerkschacht verklemmte.

Die folgenden Punkte haben zum Unfall beigetragen:

- *Das durch den Flugzeughersteller vorgegebene Verfahren zur Überprüfung der Freiheit zwischen Rad und Fahrwerkschacht war mangelhaft.*
- *Der Umstand, dass auf dem Rad des linken Fahrwerks ein Reifen montiert wurde, der bezüglich Aussendurchmesser und Querschnitt geringfügig von demjenigen abwich, welcher vom Flugzeughersteller vorgesehen war."*

4.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 438

Das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL) bzw. die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency – EASA*) sollte sicherstellen, dass beim Flugzeugmuster Diamond DA 42 eine ausreichende Rundumfreiheit zwischen dem Hauptfahrwerkschacht und dem Rad gewährleistet ist, so dass ein Verklemmen des Rades im Normalbetrieb nicht möglich ist.

4.2 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.2.1 Durch den Unterhaltsbetrieb in Grenchen

Die Verantwortlichen des Unterhaltsbetriebs in Grenchen sagten aus, dass sie seit dem Unfall auf dem Flugzeug DA 42 nur noch Reifen des Typs Goodyear Flight Special II montieren würden.

4.2.2 Durch den Flugzeughersteller

Als Reaktion auf den Unfall traf der Flugzeughersteller folgende Massnahmen bzw. veranlasste entsprechende Massnahmen beim Reifenhersteller Goodyear:

Gemäss den Angaben des Flugzeugherstellers war die auf der Goodyear *homepage* empfohlene Verwendung des *Flight Custom III* Reifens (part. No. 156E66-4) für das Flugzeugmuster DA 42 nicht mit dem Flugzeughersteller abgesprochen. In einer Telefonkonferenz zwischen dem Flugzeughersteller und Goodyear vom 1. Dezember 2010 wurde Goodyear darauf hingewiesen, dass der *Flight Custom III* Reifen derzeit nicht für das Flugzeugmuster DA 42 zugelassen ist.

Der Flugzeughersteller hat am 27. Mai 2011 die AMM-TR-MÄM 42-47c & AMM-TR-MÄM 42-452/b Revision veröffentlicht, welche um einen zusätzlichen Punkt ergänzt wurde. Künftig muss auch bei einem Rad- bzw. Reifenwechsel die Rundumfreiheit von 4 mm geprüft werden.

Der Flugzeughersteller teilt mit Schreiben vom 27. Mai 2011 zusätzlich folgendes mit: *"Die Anweisungen des DA 42 AFM im Falle einer Landung mit eingezogenem Fahrwerk werden in die Unterlagen der Diamond Aircraft Training Division aufgenommen."*

Im Weiteren hat der Flugzeughersteller als Reaktion auf die Erkenntnisse aus der Untersuchung die Prüfliste für Notverfahren geändert. Bei einer Landung mit eingezogenem Fahrwerk wird nicht mehr empfohlen, den *electric master switch* kurz vor dem Aufsetzen auszuschalten. Damit wird verhindert, dass das Fahrwerk wieder ausfahren kann. Diese Änderung hat der Flugzeughersteller mit der *temporary revision TR-MÄM 42-542* (Doc.#7.01.06-E), datiert vom 4. Juli 2011, wie folgt publiziert:

3.6.3 LANDING WITH GEAR UP

NOTE

This procedure applies if the landing gear is completely retracted.

- 1. Approach with power at normal approach
airspeeds and flap settings
- 2. POWER lever IDLE / just before
touchdown

If the time / situation allows, the following steps can help to reduce the risk of fire:

- 3. ENGINE MASTER both OFF
- 4. FUEL SELECTOR both OFF

Touchdown:

- █ 5. Touchdown Contact surface with minimum
airspeed
- █ 6. On ground Maintain directional control with
rudder as long as possible so as
to avoid collision with obstacles

█ *Immediately after touchdown:*

- █ 7. ELECT. MASTER OFF

NOTE

- █ If the ELECT. MASTER is switched OFF before touchdown
- █ the landing gear will extend slowly.

END OF CHECKLIST

4.2.3 Durch den Reifenhersteller Goodyear

In einer Telefonkonferenz zwischen dem Flugzeughersteller und Goodyear vom 1. Dezember 2010 wurde Goodyear darauf hingewiesen, dass der *Flight Custom III* Reifen derzeit nicht für das Flugzeugmuster DA 42 zugelassen ist.

Auf der Goodyear *homepage* ist diese Empfehlung zurückgenommen worden. Für den *Flight Custom III* Reifen (part. No. 156E-66-4) wird als empfohlenes Modell neu "GUA" (*general utility aircraft*) angegeben.

Payerne, 15. Juni 2011

Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Art. 3.1 der 9. Ausgabe des Anhanges 13, gültig ab 1. November 2001, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Anlagen

Anlage 1: Spuren in der Rad-Aussparung des linken Flügels



Bild 5: vor dem Reinigen der Reifenspuren



Bild 6: verbleibende Streifspuren nach dem Reinigen der Reifenspuren

Anlage 2: Versuche am Flugzeug

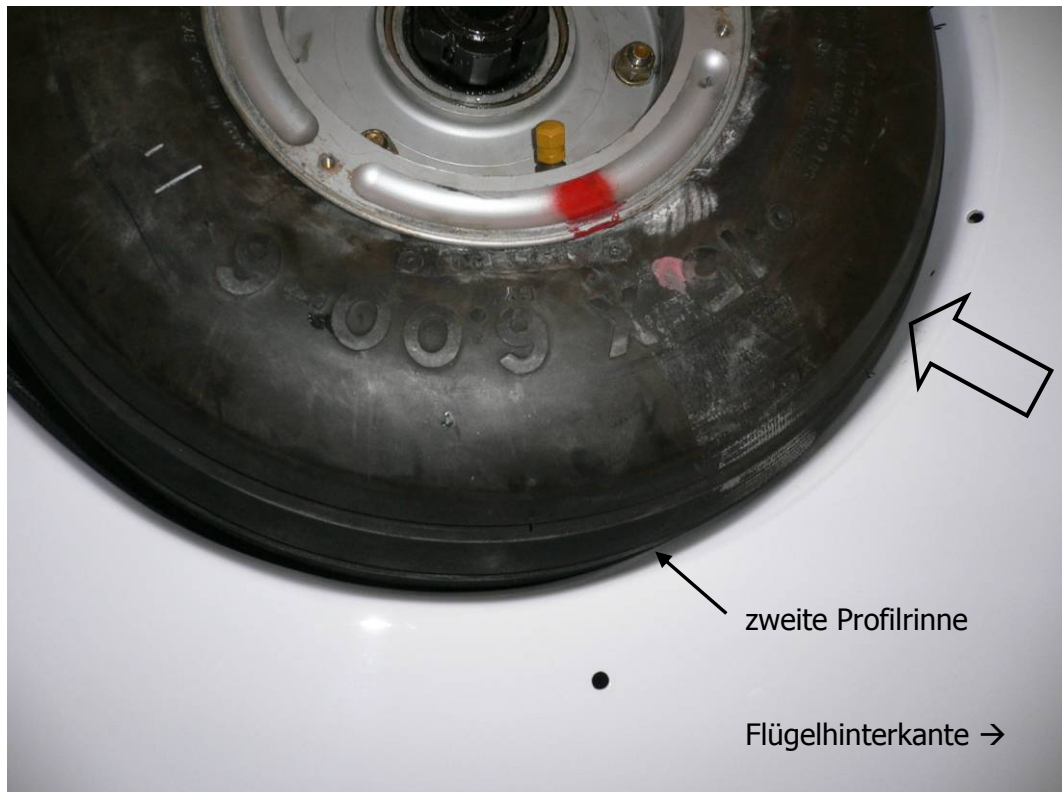


Bild 7: Air Hawk Reifen am linken Fahrwerk

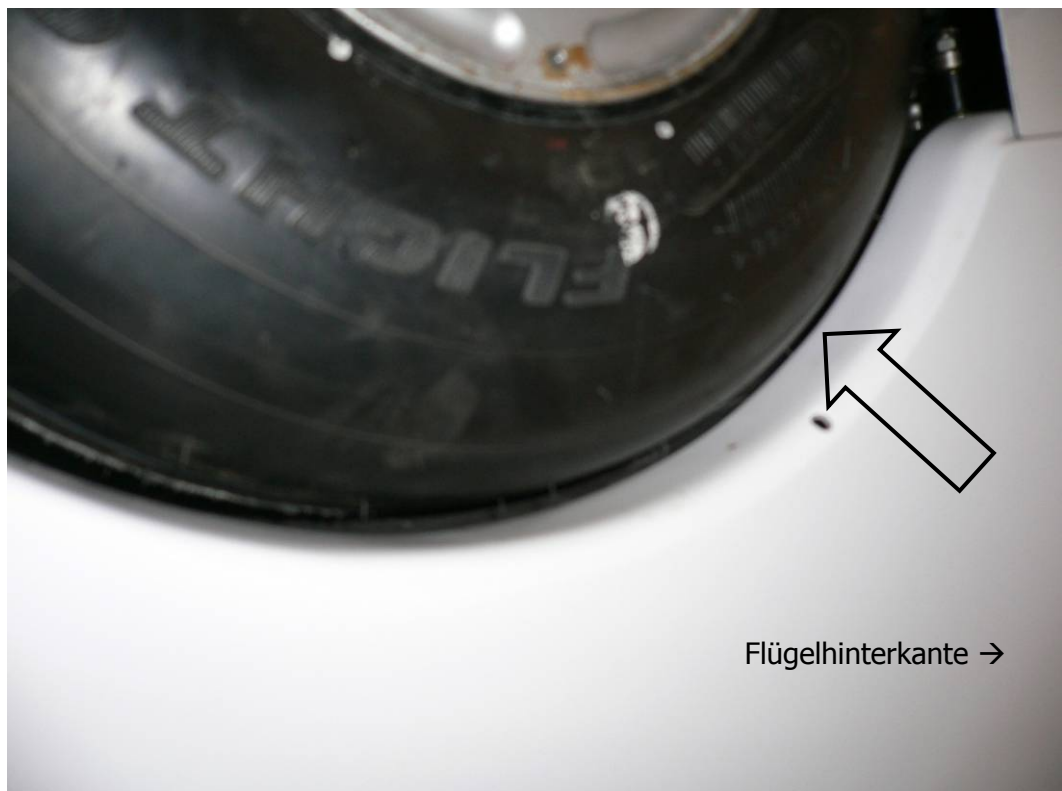


Bild 8: Flight Custom III Reifen am linken Fahrwerk

Anlage 3: AFM – Verfahren des Herstellers

3.6.3 LANDING WITH GEAR UP

NOTE

This procedure applies if the landing gear is completely retracted.

- 1. Approach with power at normal approach
airspeeds and flap settings
- 2. POWER lever IDLE / just before
touchdown

If the time / situation allows, the following steps can help to reduce the risk of fire:

- 3. ENGINE MASTER both OFF
- 4. FUEL SELECTOR both OFF
- 5. ELECT. MASTER OFF

Touchdown:

- 6. Touchdown Contact surface with minimum
airspeed
- 7. On ground Maintain directional control with
rudder as long as possible so as
to avoid collision with obstacles

END OF CHECKLIST

Anlage 4: Verfahren in der Prüfliste des Herstellers

LANDING GEAR UP LANDING

(Landing gear completely retracted)

- | | | |
|---|------------------------------|---|
| 1 | ApproachNORMAL | 1 |
| | Just before touchdown: | |
| 2 | Power lever IDLE | 2 |
| | After touchdown: | |
| 3 | Engine Masters (2) OFF | 3 |
| 4 | Fuel selectors (2) OFF | 4 |
| 5 | Electric Master OFF | 5 |

Anlage 5: Flugzeug nach der Landung mit eingefahrenem Fahrwerk

