



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST
Service suisse d'enquête de sécurité SESE
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Bereich Aviatik

Schlussbericht Nr. 2273 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges
PA-28RT-201T, HB-PLC,

vom 30. Mai 2015

Regionalflugplatz Grenchen/SO

Causes

L'accident est dû à un atterrissage avec un train d'atterrissage partiellement sorti, lors duquel le train d'atterrissage principal gauche s'est rétracté et l'avion a quitté la piste à faible vitesse pour s'arrêter dans une prairie adjacente.

Sous l'effet des facteurs conjugués suivants, aussi bien la procédure normale d'extension que l'alternative « *free fall* » n'ont permis l'extension complète du train d'atterrissage principal gauche :

- une résistance mécanique accrue a provoqué le blocage d'une jambe du train d'atterrissage ;
- suite à la rupture d'un câble lié au train d'atterrissage principal, la pompe hydraulique a cessé de fonctionner avant le verrouillage du train d'atterrissage affecté.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Artikel 3.1 der 10. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 18. November 2010, 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 ist das Original und daher massgebend.

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des Unfalls.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die zum Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster	PA-28RT-201T	HB-PLC		
Halter	MaximAir AG, Flughafenstrasse 117, 2540 Grenchen			
Eigentümer	MaximAir AG, Flughafenstrasse 117, 2540 Grenchen			
Fluglehrer	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1959			
Ausweis	Berufspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>commercial pilot licence aeroplane</i> – CPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)			
	Fluglehrer auf Flugzeugen (<i>flight instructor</i> – FI(A))			
Flugstunden	insgesamt	8679 h	während der letzten 90 Tage	85:19 h
	auf dem Unfallmuster	ca. 3000 h	während der letzten 90 Tage	17:33 h
Pilot	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1964			
Ausweis	CPL(A)) nach EASA, ausgestellt durch das BAZL			
Flugstunden	Insgesamt	605 h	während der letzten 90 Tage	2:05 h
	auf dem Unfallmuster	ca. 75 h	während der letzten 90 Tage	2:05 h
Ort	Regionalflugplatz Grenchen (LSZG)/SO			
Koordinaten	---	Höhe	---	
Datum und Zeit	30. Mai 2015, 16:28 Uhr			
Betriebsart	Schulung			
Flugregeln	VFR			
Flugphase	Landung			
Unfallarten	Systemausfall und -fehlfunktion, Landung mit teilweise ausgefahrenem Fahrwerk, seitliches Überrollen der Piste			
Abflugort	Regionalflugplatz Grenchen (LSZG)			
Bestimmungsort	Regionalflugplatz Grenchen (LSZG)			

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

Drittschaden Keiner

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden im Wesentlichen die Aufzeichnungen des Sprechfunkverkehrs, Radardaten sowie die Aussagen der beiden Piloten verwendet.

Der Flug wurde nach Sichtflugregeln (*visual flight rules* – VFR) durchgeführt. Es handelte sich um einen Schulungsflug.

1.1.2 Vorgeschichte

Am 30. Mai 2015 trafen sich der Fluglehrer mit den Piloten A und B um 9:50 Uhr zu einem eingehenden Briefing über die Standardbetriebsverfahren der Flugschule MaximAir. Im Anschluss an das Briefing fand am Flugzeug PA-28RT-201T, eingetragen als HB-PLC, ein ausführlicher *outside check* statt, bei dem u.a. auch das Fahrwerk gründlich geprüft wurde. Der Fluglehrer zeigte den beiden Piloten sämtliche zu kontrollierenden Punkte einschliesslich der *micro-switches* (vgl. Kapitel 1.3.2.1). Dabei wurden keine Auffälligkeiten festgestellt.

Im Anschluss folgte ein erster ereignisloser Schulungsflug mit Pilot A und Fluglehrer, bei dem der Pilot B auf dem Rücksitz als Beobachter Platz nahm.

Nach dem Mittagessen erfolgte ein weiteres Briefing mit Pilot B, bei dem die beiden Durchstartverfahren, der *high go-around* und der *low go-around*, erläutert wurden. Ziel des zweiten Fluges am Nachmittag war es, nach vier bis sechs Platzrunden, gefolgt von Anflügen mit Aufsetzen und Durchstarten (*touch-and-go*), eine Einführung in die *high go-around* und *low go-around* zu geben. Es handelte sich um den ersten Flug des Fluglehrers mit Pilot B.

Im Anschluss an das Briefing, wurden im Rahmen der Flugvorbereitung die üblichen Unterlagen (METAR¹, TAF², NOTAM³, DABS⁴) studiert und das Flugzeug mit 18 Liter auf rund 50 US gal betankt. Um 14:23 Uhr verliess die HB-PLC das Vorfeld und rollte zum Rollhaltepunkt der Hartbelagpiste 25. Nebst dem Fluglehrer und dem Piloten B⁵ befand sich auf dem Rücksitz ein Passagier ohne fliegerischen Hintergrund an Bord.

1.1.3 Flugverlauf

Das Flugzeug HB-PLC startete am 30. Mai 2015 um 14:34 Uhr von der Hartbelagpiste 25 des Regionalflugplatzes Grenchen (LSZG).

Nach vier ereignislosen Platzrunden bemerkten der Pilot und der Fluglehrer während des fünften Anfluges, dass das Fahrwerk nicht vollständig ausfuhr. Die Anzeige des Bug- und des rechten Hauptfahrwerks leuchteten grün, diejenige des linken Hauptfahrwerkes hingegen nicht. Der Fluglehrer ordnete um 15:11 Uhr einen Durchstart (*go-around*) an und übernahm ab diesem Zeitpunkt den Funk. Gemäss eigener Aussage führte die Besatzung für eine erste Situationsanalyse eine weitere Platzrunde durch (vgl. Anlage 1). Der Pilot steuerte das Flugzeug und der Fluglehrer tauschte in der Folge die Glühbirnen der Fahrwerksanzeige aus, um

¹ METAR: *meteorological aviation routine weather report*

² TAF: *terminal aerodrome forecast*

³ NOTAM: *notice to airmen*

⁴ DABS: *daily airspace bulletin Switzerland*

⁵ Im weiteren Verlauf des Schlussberichtes wird nur noch vom „Piloten“ gesprochen.

auszuschliessen, dass die Glühbirne der linken Fahrwerksanzeige defekt sein könnte.

Beim nächsten Anflug verhielt sich das Fahrwerk erneut gleich; nur zwei der drei Fahrwerksanzeigen leuchteten grün. Nach einem weiteren *go-around*, bei dem der Fluglehrer den Platzverkehrsleiter um 15:18 Uhr über das vorliegende Problem informierte, verliess die Besatzung die Platzrunde und stieg für eine vertiefte Fehlersuche (*trouble-shooting*) auf eine Höhe von rund 5500 ft QNH in Richtung Bielersee. Dort setzte die Besatzung eine Positionsmeldung ab und informierte dabei die Platzverkehrsleitstelle, dass sie auf der Frequenz bleiben und sich für den Anflug wieder melden würde.

In der Folge arbeitete die Besatzung in der Region um die St. Petersinsel auf einer Höhe zwischen 4000 ft und 5500 ft QNH die Notprüfliste „9 EMERGENCY LANDING GEAR EXTENSION“ (vgl. Kapitel 1.6.1) ab; dabei las der Fluglehrer die Punkte der Prüfliste und der Pilot führte die entsprechenden Manipulationen aus. Vor der Aktivierung des *emergency gear extender* wurde jeweils der *landing gear selector switch* in die „DOWN“-Position gebracht und der Sicherheitsautomat (*circuit breaker – CB*) „*landing gear*“ gezogen. In der ausgefahrenen Position des Fahrwerkes (*gear down position*) leuchteten nur die Anzeigen des vorderen und des rechten Fahrwerkes grün, diejenige des linken Fahrwerkes hingegen nicht.

Die Besatzung stellte beim mehrmaligen Ein- und Ausfahren des Fahrwerkes fest, dass das rote *gear unsafe light* (vgl. Kapitel 1.3.2.1) jeweils in der ein- bzw. ausgefahrenen Position erlosch. Daraus schloss die Besatzung, dass der *down lock switch* des linken Fahrwerkes eine mögliche Ursache des Problems sein könnte, und entschied sich, für einen tiefen Überflug (*low-pass*) nach Grenchen zurückzukehren. Anhand einer visuellen Prüfung durch den Platzverkehrsleiter wollte die Besatzung verifizieren lassen, ob der *down lock switch* die Ursache sei, oder eine effektive Fahrwerksstörung vorliege.

Auf einer Höhe von rund 4000 ft QNH über Erlach informierte die Besatzung die Platzverkehrsleiterstelle über den unveränderten Zustand des Fahrwerkes und verlangte einen *low-pass*. Zugleich verlangte sie für die nachfolgende Landung die Feuerwehr und setzte um 15:35 Uhr eine Notmeldung (MAYDAY) ab.

Als sich die Besatzung rund zehn Minuten später im linken Queranflug (*base*) erneut meldete, bot ihr der Platzverkehrsleiter einen *low-pass* über die Graspiste 25R an, was die Besatzung bestätigte.

Der Fluglehrer übernahm für den *low-pass* die Steuer und präzisierte auf Rückfrage des Platzverkehrsleiters, dass es sich um das linke Fahrwerkbein handle, das gemäss Anzeige nicht verriegelt sei. Dies wurde vom Platzverkehrsleiter bestätigt und er wies die Besatzung um 15:47 Uhr an, die Scheinwerfer auszuschalten und, nach vorgängiger Absprache mit seinem Kollegen am Arbeitsplatz der Bodenleitstelle (*ground control – GRO*), auf die Bodenfrequenz 121.800 MHz zu wechseln. Der Besatzung wurde so die Möglichkeit geboten, in Ruhe das vorliegende Problem anzugehen und dieses bei Bedarf ungestört mit weiteren Personen besprechen zu können.

Auf dieser Frequenz wurde die Besatzung von einem Mechaniker eines in Grenchen ansässigen Unterhaltsbetriebs umgehend aufgerufen. Es folgte ein kurzer Wortwechsel in Mundart, worin die Besatzung auf Rückfrage bestätigte, dass sie alle Möglichkeiten überprüft habe und davon ausgehe, dass das Fahrwerk aufgrund des jeweils ausgehenden *gear unsafe light* verriegelt sein sollte. Der Mechaniker wies die Besatzung darauf hin, dass das linke Fahrwerk nicht verriegelt sei. Der Flugverkehrsleiter GRO bestätigte am Funk, dass das linke Fahrwerk nach seiner Schätzung etwa zu 70 Grad ausgefahren sei (vgl. Abbildung 1).

In der Folge flog die Besatzung erneut in südwestlicher Richtung bis über den Neuenburgersee, wo sie abermals die Prüfliste „9 EMERGENCY LANDING GEAR EXTENSION“ abarbeitete. Im Anschluss daran führte der Fluglehrer in einer Höhe von rund 2500 bis 4000 ft QNH einige Manöver unter erhöhtem Lastvielfachen sowie ruckartige Schiebeflüge durch. Auch ein Sinkflug in der Konfiguration für den Endanflug bei der kleinsten sicheren Geschwindigkeit von 75 kt blieb erfolglos. Das linke Fahrwerk liess sich nicht vollständig ausfahren.

Daraufhin entschloss sich die Besatzung für einen erneuten *low-pass* über die Graspiste in Grenchen. Zur besseren Beobachtung verlangte sie beim Flugverkehrsleiter GRO diesmal die Piste 07L, was dieser bewilligte. Nach dem tiefen Überflug wurde der Besatzung erneut bestätigt, dass das linke Fahrwerk nicht vollständig ausgefahren sei.

In der Folge führte die Besatzung einen Ausflug nach Solothurn durch und bereitete sich für einen Anflug auf die Piste 25 vor. Dabei wurde im Detail mehrere Male die Aufgabenaufteilung bei der bevorstehenden Landung angesprochen. Ebenso wurde für den Passagier auf dem Rücksitz ein *emergency*-Briefing durchgeführt, worin u. a. die Schutzhaltung bei der Landung besprochen wurde. Um 16:23 Uhr wurde die Besatzung aufgefordert, sich für den Anflug wieder auf der Platzfrequenz zu melden.

Der Fluglehrer entschied, dass er den Anflug und die Landung auf der Hartbelagpiste 25 durchführen werde. Die Windverhältnisse bei 330 Grad mit 11 Knoten hätten in Bezug auf die Richtungsstabilität bei der Landung eher für einen Anflug auf die Piste 07 gesprochen; allerdings bevorzugte es der Fluglehrer, gegen den Wind und mit vollständig ausgefahrenen Landeklappen (*full flaps*) anzufliegen, um das Flugzeug mit möglichst geringer Energie gegenüber Boden aufzusetzen. Dabei fiel seine Wahl auf die Hartbelagpiste, um beim ersten Kontakt einen Überschlag oder eine unkontrollierte Drehung um die Hochachse (Ringelpiez) zu vermeiden. Der Fluglehrer stellte den Motor in der Ausschwebephase ab und brachte den Hauptschalter auf die Position „OFF“. Auf sein Geheiss, als das Flugzeug am Boden war, brachte der Pilot den Treibstoffwählschalter (*fuel selector*) in die Stellung „OFF“ und schaltete die Zündung (*magnetos*) aus. Der Fluglehrer versuchte während der Landung, das linke Hauptfahrwerk so lange wie möglich in der Luft zu halten. Nach sofortigem Einklappen des linken Hauptfahrwerks berührte der linke Flügel den Boden und die HB-PLC driftete nach links. Der Fluglehrer hielt das Flugzeug mit dem rechten Pedal so lange als möglich auf der Piste. Die HB-PLC verliess nach einer Distanz von rund 260 m vom Aufsetzpunkt für einmotorige Flugzeuge mit geringer Geschwindigkeit die Piste nach links und blieb um 16:28 Uhr im unmittelbar angrenzenden Wiesland stehen.



Abbildung 1: Die HB-PLC im Endanflug auf die Hartbelagpiste 25 des Regionalflugplatzes Grenchen (LSZG) mit nicht vollständig ausgefahrenem Fahrwerk (weisser Kreis).

Es brach kein Feuer aus. Die Insassen blieben unverletzt und konnten das Flugzeug aus eigener Kraft verlassen. Im Cockpit sei während der Zeit des *troubleshooting* bis zur Landung alles ruhig verlaufen.

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Ein Hochdruckausläufer weitete sich von der Biskaya nach Mitteleuropa aus. Gleichzeitig schwenkte ein Trog von der Nordsee zum Baltikum. Die Schweiz befand sich am Südrand dieses Troges.

1.2.2 Wetter zur Zeit und am Ort des Unfalls

Das Wetter war trocken und teilweise sonnig mit Quellwolken über dem Jura sowie ausgedehnten Cirrenfeldern über Jura und Mittelland.

Wetter	teilweise sonnig	
Wolken	3/8 – 4/8 auf 6000 ft AAE ⁶ 5/8 – 7/8 auf rund 25 000 ft AAE	
Sicht	10 km oder mehr	
Wind	290 Grad, 10 kt, die Windrichtung variierte im Intervall von 250 bis 330 Grad	
Temperatur/Taupunkt	21 °C / 9 °C	
Luftdruck QNH	1016 hPa	
Gefahren	keine	

1.2.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimut: 251 Grad	Höhe: 46 Grad
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

1.2.4 Webcam-Aufnahme



Abbildung 2: Webcam der Flugschule Grenchen in südlicher Blickrichtung, 16:30 Uhr

1.3 Angaben zum Luftfahrzeug

1.3.1 Allgemeine Angaben

Eintragungszeichen	HB-PLC
Luftfahrzeugmuster	PA-28RT-201T (Turbo Arrow IV)
Charakteristik	Einmotoriges viersitziges Flugzeug in Ganzmetallbauweise, ausgeführt als Tiefdecker mit T-Leitwerk und Einziehfahrwerk
Hersteller	Piper Aircraft Cooperation, Vero Beach Florida, USA
Eigentümer und Halter	MaximAir AG, Flughafenstrasse 117, 2540 Grenchen

⁶ AAE: *above aerodrome elevation*, über Flugplatzbezugshöhe

Baujahr	1982
Betriebsstunden	Zelle 6590:26 h TSN ⁷ Triebwerk 1096:51 h TSN Propeller 6517:25 h TSN, 1529:29 h TSO ⁸
Masse und Schwerpunkt	Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (<i>aircraft flight manual</i> – AFM) zulässigen Grenzen.
Unterhalt	Die letzte erweiterte 100-h-Kontrolle fand am 23. Dezember 2014 bei 6556:50 TSN und bei 9377 Landungen statt.
Betriebsstunden / Anzahl Landungen seit letzter 100-h-Kontrolle	33:39 Betriebsstunden 74 Landungen
Technische Einschränkungen	Keine
Durchschnittlicher Treibstoffverbrauch	ca. 45 Liter pro Stunde
Bescheinigung über die Prüfung der Lufttüchtigkeit durch die CAMO ⁹	Datum der Ausstellung: 23. Februar 2015 Ablauf der Gültigkeit: 15. März 2016

1.3.2 Fahrwerk

1.3.2.1 Systembeschreibung und normales Ausfahren

Die PA-28RT-201T ist mit einem Dreibeinfahrwerk in Bugradanordnung und einer elektrisch angetriebenen Hydraulikpumpe ausgerüstet. Je nach Drehrichtung dient die reversible Hydraulikpumpe zum Ein- oder Ausfahren des Fahrwerkes.

Beim Einfahren ist die Pumpe so lange in Betrieb, bis alle drei Fahrwerkbeine eingefahren sind und im Hydrauliksystem genügend Druck zum Halten des Fahrwerks aufgebaut ist. Das Rückschlagventil (*gear up check valve*) verhindert, dass sich der im System aufgebaute Druck über die abgeschaltete Pumpe abbauen kann. Fällt der Druck infolge Undichtheit ab, schaltet der Druckschalter (*pressure switch*) die Pumpe automatisch ein und baut den Druck im System erneut auf. Im Gegensatz zum ausgefahrenen wird das eingefahrene Fahrwerk mechanisch nicht verriegelt (vgl. Abbildung 3).

Beim Ausfahren bleibt die Pumpe im Betrieb, bis jedes der drei Fahrwerkbeine vollständig ausgefahren und mechanisch verriegelt ist. Das Ausschalten der Pumpe wird vom *down lock switch* gesteuert. Bei jedem der drei Fahrwerkbeine ist dieser *down lock switch* als Umschalter konzipiert. Solange das Fahrwerkbein nicht vollständig ausgefahren ist, bleibt die Pumpe über den *down lock switch* und einen separaten Stromkreis im Betrieb. Nach dem vollständigen Ausfahren des Fahrwerkbeins wird dieses selbsttätig verriegelt und dabei wird der Umschalter betätigt. Das hat zur Folge, dass die grüne Anzeigelampe im Cockpit aufleuchtet, was das Verriegeln resp. das vollständige Ausfahren des betreffenden Fahrwerkbeins anzeigt. Unterbrochen wird dabei ebenfalls der Stromkreis zur Pumpe. Da jedes Fahrwerkbein über einen separaten Stromkreis zur Pumpe verfügt, wird diese im Normalfall erst ausgeschaltet, wenn alle drei Fahrwerkbeine verriegelt sind.

⁷ TSN: *time since new*, Betriebszeit seit Herstellung

⁸ TSO: *time since overhaul*, Betriebszeit seit Überholung

⁹ CAMO: *continuing airworthiness management organisation* (CAMO)

1.3.2.2 Back Up Gear Extender

Zu Beginn der Serienproduktion wurde das vorliegende Flugzeugmuster mit einem sog. *back up gear extender* (BGE) ausgestattet. Diese zusätzliche Sicherheitsvorrichtung wurde installiert, um sowohl Landungen mit versehentlich eingefahrenem Fahrwerk als auch ein frühzeitiges Einfahren des Fahrwerks beim Start zu verhindern. Durch diese Installation wurde jedoch keine zusätzliche Möglichkeit für ein Ausfahren des Fahrwerkes geschaffen.

Aufgrund von angeblich beitragenden Faktoren in Flugunfällen erliess der Hersteller unter Abwägung der Vor- und Nachteile das *service bulletin* (SB) Nr. 866, wonach der BGE auszubauen war. Diese SB ist auf der HB-PLC ausgeführt worden.

1.3.2.3 Alternatives Ausfahren

Zum alternativen Ausfahren des Fahrwerks kann bei Störungen das „free fall“-Verfahren (*manual free fall emergency extend*) angewendet werden (vgl. Abbildung 3). Hierzu wird mittels des Notventils (*automatic gear down and emergency free fall gear valve*) das ganze Hydrauliksystem drucklos gemacht. Dadurch fällt das Fahrwerk durch Schwerkraft mit kontrollierter Geschwindigkeit in den ausgefahrenen Zustand und verriegelt sich selbsttätig.

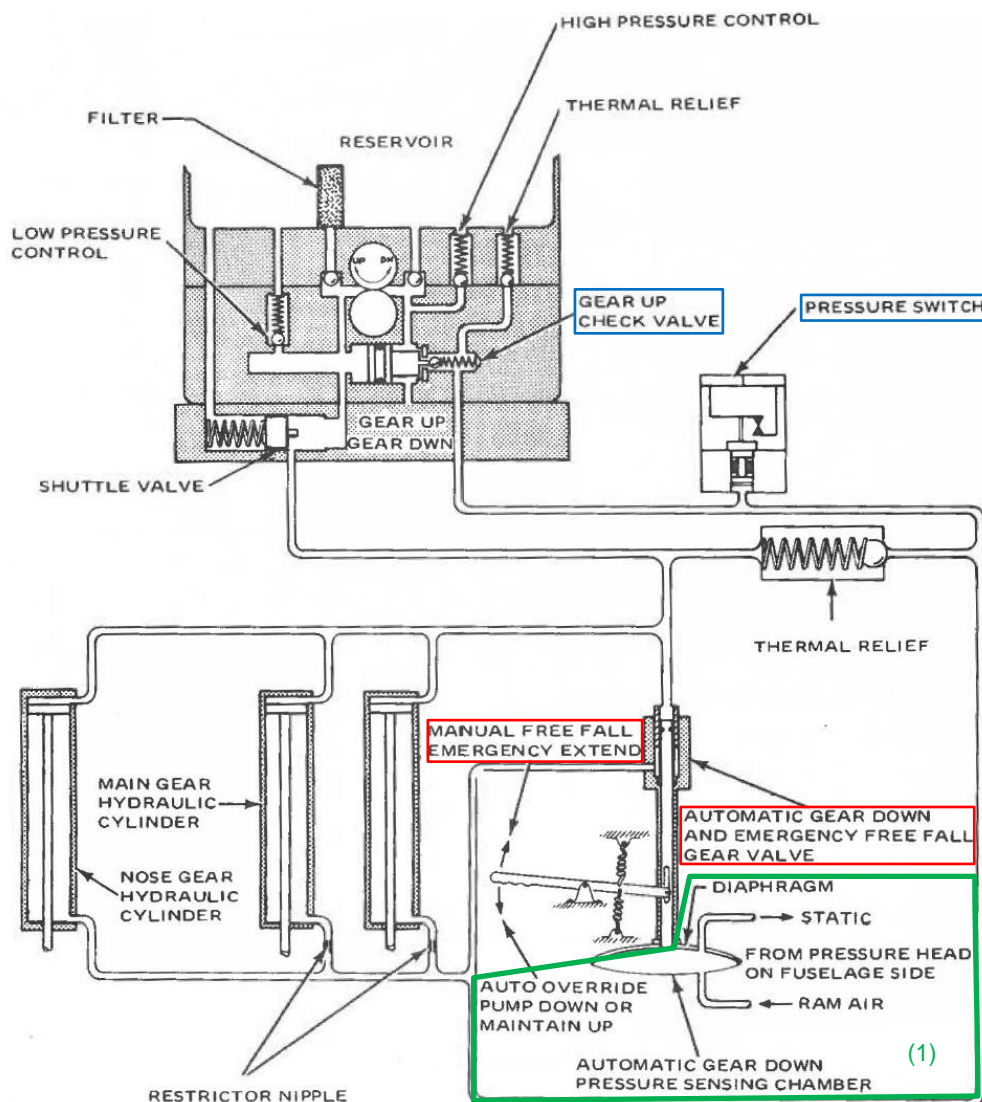


Abbildung 3: Schematisches Diagramm des Hydrauliksystems mit dem *back up gear extender* (1).

1.4 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

Entlang der Piste 25 waren deutliche Spuren sichtbar, die vom Hecksporn, dem Gestänge der linken Landeklappen sowie von der linken Flügelspitze der HB-PLC herrührten. Ebenso wurde ein *static discharger* auf der Piste gefunden.

In einer Distanz von ungefähr 260 Metern vom Aufsetzpunkt für einmotorige Flugzeuge entfernt (vgl. gelben Kreis in der rechten oberen Ecke der Abbildung 4), kam die HB-PLC im angrenzenden Wiesland zum Stillstand.



Abbildung 4: Endposition der HB-PLC (rot) sowie markante Merkmale der Schleifspur, die von der Landung der HB-PLC auf Piste 25 herstemten.

Der Rettungsdienst Grenchen, die stellvertretende Flugplatzleiterin sowie die Betriebsfeuerwehr des Regionalflugplatzes Grenchen befanden sich bereits vor Ort, als die HB-PLC die Notlandung durchführte (vgl. Abbildung).

Nach der Landung der HB-PLC wurde das Flugzeug von der Feuerwehr stabilisiert, damit kein weiterer Sachschaden entsteht. Dabei wurde der linke Flügel angehoben und das linke Hauptfahrwerk herausgezogen. Aufgrund des Gegendruckes zum rechten Hauptfahrwerk entriegelte sich dieses und knickte in der Folge ein. Mittels des Notventils (*automatic gear down and emergency free fall gear valve*) wurde der Druck abgelassen und beide Hauptfahrwerke wurden mit Kabelbindern in verriegelter Position fixiert. Es wurde festgestellt, dass kein Treibstoff ausfloss und sich kein Brand entwickeln konnte.



Abbildung 5: HB-PLC in der Endposition im unmittelbar angrenzenden Wiesland

Nach der Stabilisierung des Flugzeuges durch die Feuerwehr wurden folgende Feststellungen gemacht:

- Der linke Randbogen war beschädigt und der *static discharger* fehlte.
- Das Pitot-Rohr auf der Unterseite des linken Flügels war nach hinten weggedrückt.
- Der Propeller zeigte keine Berührungsspuren.
- Am linken Hauptfahrwerk waren deutliche Fettspuren auf der Aussenseite des Fahrwerkgestänges zu erkennen.
- Die Schalter der Batterie und des Alternators sowie der Treibstoffwählschalter (*fuel selector*) befanden sich in der „OFF“-Position.
- Die Zündung war ausgeschaltet.
- Der Fahrwerkwahlhebel (*gear selector*) befand sich in der „DOWN“-Position.
- Mit Einschalten der Batterie leuchteten alle drei Fahrwerksanzeigen grün auf.



Abbildung 6: Linkes Hauptfahrwerk der HB-PLC mit Kabelbindern (gelber Pfeil) und deutlichen Fettspuren auf der Aussenseite des Fahrwerkgestänges (weiss eingekreist)

1.5 Fehlersuche

Das Fahrwerk der HB-PLC wurde eingehend untersucht. Folgende Feststellungen wurden gemacht:

- Beim aufgebockten Flugzeug konnte die Störung sowohl beim normalen Ausfahren des Fahrwerks wie auch beim alternativen Verfahren (vgl. Kapitel 1.3.2.3) reproduziert werden.
- Nach der Demontage des Betätigungszyinders am linken Hauptfahrwerk war die Störung auch unter Nutzung des „free fall“-Verfahrens immer noch vorhanden.
- Die Kontrolle des Hydraulikölstands ergab einen vollen Tank.

Bei einer erneuten Prüfung des Ausfahrens des Fahrwerks wurde festgestellt, dass die Hydraulikpumpe zu früh abstellte, d. h. bevor alle drei Fahrwerkbeine voll ausgefahren und verriegelt waren.



Abbildung 7: Linkes Hauptfahrwerk der aufgebockten HB-PLC in nicht vollständig ausgefahrener Position

Der anschließende Test bei den drei Fahrwerkbeinen ergab folgenden Befund:

- Beim Betätigen des *down lock switch* des Bugfahrwerks wie auch desjenigen des rechten Hauptfahrwerks startete die Pumpe sofort.
- Beim Betätigen des *down lock switch* des linken Hauptfahrwerks zeigte die Pumpe keine Reaktion.
- Eine Überprüfung des ausgebauten *down lock switch* des linken Hauptfahrwerks in der Werkstatt ergab ein einwandfreies Funktionieren.
- Bei der weiteren Untersuchung wurde festgestellt, dass ein elektrisches Kabel, das vom *down lock switch* des linken Hauptfahrwerks zum Pumpenmo-

tor führt, einen von aussen nicht sichtbaren, elektrischen Unterbruch aufwies. Dadurch wurde die Hydraulikpumpe nicht mehr mit Strom versorgt, obwohl sich das linke Hauptfahrwerk noch nicht in der Endposition befand und folglich auch unverriegelt war (vgl. Anlage 3).

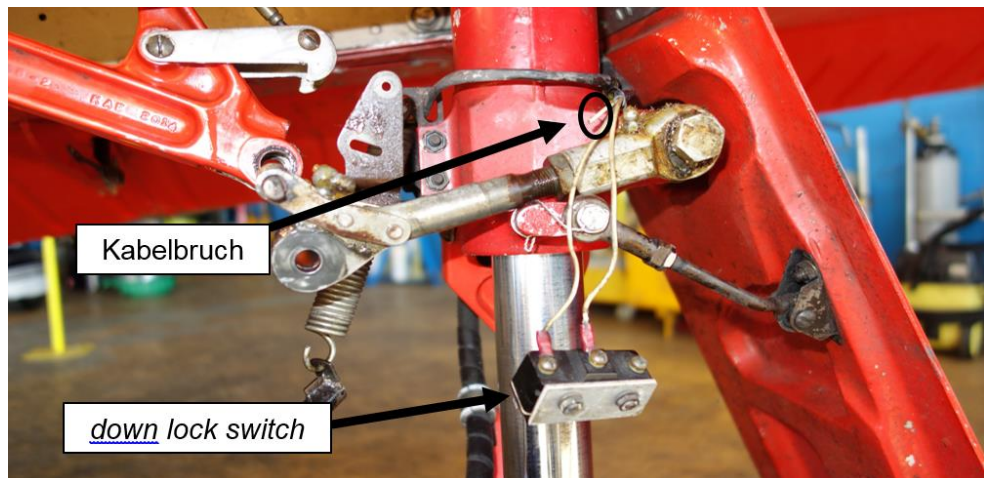


Abbildung 8: Stelle des gebrochenen Kabels am linken Hauptfahrwerk oberhalb des *down lock switch* in demontiertem Zustand

- Das Gelenk des linken Fahrwerks wurden anschliessend mit Eindringöl behandelt, wonach auch das „free fall“-Verfahren wieder einwandfrei funktionierte.
- Nach der Zerlegung des Gelenks konnte festgestellt werden, dass sowohl der Bolzen als auch die Bohrung (vgl. Anlage 2) Fressverschleiss (*fretting*) aufwies, was auf einen trockenen Betrieb zurückzuführen ist (vgl. Abbildung 9).

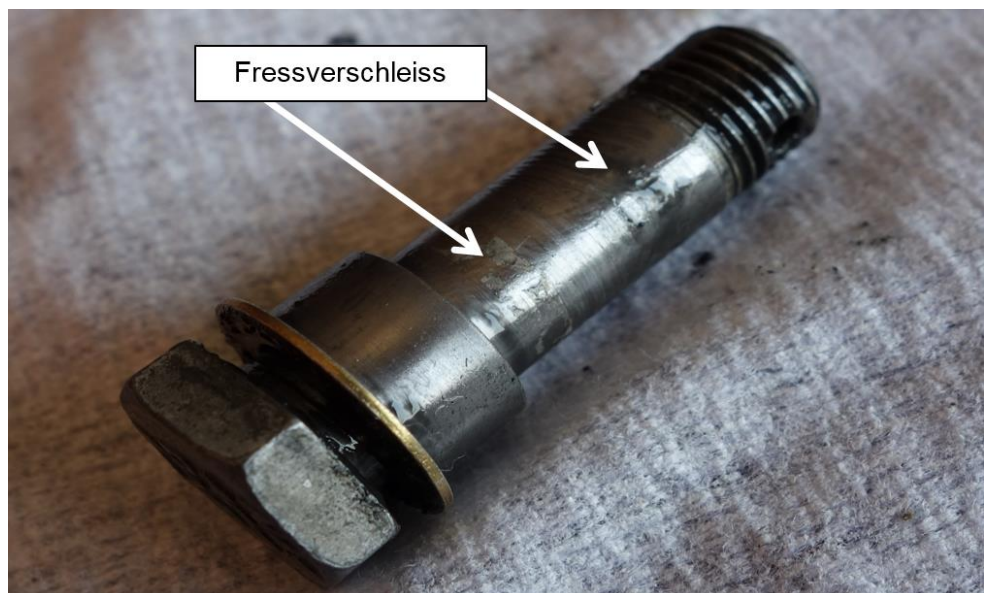


Abbildung 9: Fressverschleiss (*fretting*) am Bolzen

- Der Schmiernippel für die Bolzenlagerung war durchgängig.

Low-pass abeam Tower..... - perform

*If visual gear check negative, prepare passengers, crew and airplane for gear up landing. **Use concrete runway whenever possible!***

Diese Prüfliste deckt sich mit derjenigen im Piloten-Handbuch (*pilot's operating handbook* – POH) des Herstellers über die PA-28RT-201T.

1.6.2 Hersteller

Auf Anfrage sind dem Flugzeughersteller Piper Kabelbrüche im Kabelsatz des Hauptfahrwerks nicht als wiederkehrendes Problem bekannt.

Das „*free fall*“-Verfahren muss nach den Angaben im Wartungshandbuch (*aircraft maintenance manual* – AMM) anlässlich jeder 100-h-Kontrolle während des Prüfungsfluges kontrolliert werden.

1.6.3 Unterhaltsbetrieb

Der Unterhaltsbetrieb Mecnair SA in Ecuwillens gab an, anlässlich einer vertieften 100-h-Kontrolle vom 24. Dezember 2014 das alternative „*free fall*“-Verfahren überprüft zu haben. Dabei wurden keine Beanstandungen festgehalten.

Zum festgestellten Fressverschleiss am Bolzen und in der Bohrung (vgl. Abbildung 9) wollte der zuständige Unterhaltsbetrieb keine Stellung nehmen.

1.7 Medizinische Angaben

Bei beiden Insassen wurde rund eine Viertelstunden nach dem Unfall die Blutalkoholkonzentration mittels Atemlufttest durch die Polizei untersucht. Das Resultat war bei beiden Besatzungsmitgliedern 0.00 ‰.

Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen der Besatzung während des Unfallfluges vor.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Aus der Fehlersuche im Nachgang zum Unfall (vgl. Kapitel 1.5) konnten die folgenden zwei unabhängigen Störungen identifiziert werden:

- Kabelbruch am linken Hauptfahrwerk: Ein solcher tritt plötzlich auf und lässt sich auch anlässlich einer Kontrolle nicht vorhersehen. Um bei einer solchen Störung dennoch sicher landen zu können, muss das „*free fall*“-Verfahren funktionieren. Dieses muss bei jeder 100-h-Kontrolle des Flugzeugs ausgeführt und kontrolliert werden. Gemäss Angaben des Unterhaltsbetriebs wurde diese Kontrolle zuletzt am 24. Dezember 2014 ohne Beanstandungen durchgeführt.
- Klemmen des linken Hauptfahrwerks: Der Fressverschleiss (*fretting*) am Bolzen (vgl. Abbildung 9) wie auch in der Bohrung lässt auf einen trockenen Betrieb schliessen. Ein solcher ist die Folge einer fehlenden oder ungenügenden Schmierung und führt zu Oberflächendefekten, wie sie am Bolzen und in der Bohrung vorgefunden wurden.

Zu Beginn der Platzrunden war die Kraft des linken Hydraulikzylinders beim normalen Ausfahren des Fahrwerkes gross genug, um den Widerstand des verklemmten Fahrwerkbeins zu überwinden und dieses bis zur vollständigen Verriegelung im ausgefahrenen Zustand zu bringen.

Als die Besatzung während des fünften Anfluges sowie auch während der nachfolgenden Notverfahren das Fahrwerk jeweils ausfuhr, lief die Hydraulikpumpe jedoch nur noch bis zum Zeitpunkt, als die übrigen beiden *down lock switches* ein korrektes Verriegeln des jeweiligen Fahrwerkbeines meldeten, und stellte in der Folge aufgrund des Kabelbruches ab (vgl. Kapitel 1.3.2.1). Das betroffene linke Fahrwerkbein blieb dabei in der unvollständig ausgefahrenen Position stehen (vgl. Abbildung 7) und das rote *gear unsafe light* erlosch.

Aufgrund des erhöhten Widerstands liess sich das linke Fahrwerkbein auch mittels des alternativen „*free fall*“-Verfahrens unter Betätigung des *emergency gear extender* nicht vollständig ausfahren.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Flugbesatzung

Der Entscheid der Besatzung während des fünften Anfluges, aufgrund der fehlenden grünen Anzeige des linken Hauptfahrwerkes umgehend einen Durchstart einzuleiten, war folgerichtig. Ebenso setzte die Besatzung mit Verlassen der Platzrunde in Richtung Bielersee für eine vertiefte Fehlersuche (*trouble-shooting*) die Prioritäten richtig und teilte zum Abarbeiten der Notprüfliste „9 EMERGENCY LANDING GEAR EXTENSION“ (vgl. Kapitel 1.6.1) die Aufgaben nach den Grundsätzen des *crew resource management* (CRM) sinnvoll auf.

Die Besatzung stellte beim mehrmaligen Ein- und Ausfahren des Fahrwerkes fest, dass das rote *gear unsafe light* jeweils in der ein- bzw. ausgefahrenen Position erlosch. Die Schlussfolgerung, dass der *down lock switch* des linken Hauptfahrwerks eine mögliche Ursache des Problems sein könnte, zeugt davon, dass die Besatzung gute Kenntnisse über die Funktionsweise des Fahrwerkmechanismus hatte (vgl. Kapitel 1.3.2.1).

Der Entscheid, für den tiefen Überflug (*low-pass*) nach Grenchen zurückzukehren und anhand einer visuellen Prüfung durch den Platzverkehrsleiter verifizieren zu

lassen, ob tatsächlich der *down lock switch* die Ursache sei oder eine effektive Fahrwerksstörung vorliege, war umsichtig.

In der Folge flog die Besatzung erneut in südwestlicher Richtung bis über den Neuenburgersee, wo sie unter anderem auch einen Sinkflug in der Konfiguration für den Endanflug bei der kleinsten sicheren Geschwindigkeit von 75 kt ohne Erfolg durchführte. Dieses Verfahren bezieht sich grundsätzlich auf eine Störung am Bugfahrwerk. Dies zeigt, dass die Besatzung mit einer noch verbleibenden Höchstflugdauer (*endurance*) von mehr als zwei Stunden alles Erdenkliche versuchte, um das linke Hauptfahrwerk doch noch vollständig auszufahren.

Die Vorbereitung und die Durchführung für die Landung auf der Hartbelagpiste 25 waren umfassend.

2.2.2 Flugverkehrsleitung

Ab dem Zeitpunkt, als die Platzverkehrsleitstelle nach dem zweiten Durchstart um 15:18 Uhr über das technische Problem informiert war, bot sie der Besatzung eine gute Unterstützung an. Sie ermöglichte zwei tiefe Überflüge (*low-pass*) zur visuellen Prüfung des linken Hauptfahrwerks und lieferte somit der Besatzung nützliche Hinweise zur Lagebeurteilung. Auch der Entscheid, auf die Bodenfrequenz von 121.800 MHz zu wechseln, um bei Bedarf in Ruhe das vorliegende Problem mit Drittpersonen besprechen zu können, war zweckmässig.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum VFR-Verkehr zugelassen.
- Die letzte erweiterte 100-h-Kontrolle fand am 23. Dezember 2014 bei 6556:50 TSN und bei 9377 Landungen statt.
- Die Betriebsstunden bzw. die Anzahl Landungen seit der letzten 100-h-Kontrolle bis zum Unfallzeitpunkt betragen 33:39 Stunden resp. 74 Landungen.
- Fressverschleiss am Bolzen wie auch in der Bohrung (vgl. Anlage 2) lassen auf einen trockenen Betrieb schliessen, was einen erhöhten Widerstand beim Ausfahren des linken Hauptfahrwerks zur Folge hatte.
- Am linken Hauptfahrwerk wurde in der Nähe des *down lock switch* ein Kabelbruch vorgefunden, der den Ausfall der Hydraulikpumpe vor dem vollständigen Ausfahren und Verriegeln des linken Hauptfahrwerks und das Erlöschen des roten *gear unsafe light* zur Folge hatte (vgl. Anlage 3).
- Nach dem Abstellen der Hydraulikpumpe infolge des Kabelbruches verklemmte das linke Hauptfahrwerk mangels Hydraulikdrucks und konnte nicht mehr vollständig ausgefahren werden.

3.1.2 Besatzung und betriebliche Aspekte

- Die Piloten besaßen die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Piloten während des Unfallfluges vor.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich zum Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (*aircraft flight manual – AFM*) zulässigen Grenzen.

3.1.3 Flugverlauf

- Die PA-28RT-201T, eingetragen als HB-PLC, startete am 30. Mai 2015 um 14:34 Uhr von der Hartbelagpiste 25 des Regionalflugplatzes Grenchen (LSZG).
- An Bord befanden sich ein Fluglehrer, ein Flugschüler sowie ein Passagier ohne fliegerischen Hintergrund.
- Nach vier ereignislosen Platzrunden bemerkte die Besatzung während des fünften Anfluges, dass das linke Hauptfahrwerk nicht vollständig ausfuhr und leitete einen Durchstart ein.
- Eine weitere Platzrunde für eine erste Situationsanalyse war erfolglos und führte um 15:18 Uhr zu einem weiteren Durchstart.
- Die Besatzung verliess die Platzrunde in Richtung Bielersee für eine vertiefte Fehlersuche (*trouble-shooting*) unter Abarbeiten der Notprüfliste für die „EMERGENCY LANDING GEAR EXTENSION“.
- In der Folge kehrte die Besatzung nach Grenchen zurück, setzte um 15:35 Uhr eine Notmeldung (MAYDAY) ab und führte einen tiefen Überflug (*low-pass*) über die Graspiste 25R durch.

- Nach einem erneuten Ausflug bis über den Neuenburgersee und anschliessendem *low-pass* über die Graspiste 07L entschied sich die Besatzung für einen Anflug auf die Hartbelagpiste 25 mit voll ausgefahrenen Landeklappen (*full flaps*).
- Die HB-PLC verliess nach einer Distanz von rund 260 m vom Aufsetzpunkt für einmotorige Flugzeuge mit geringer Geschwindigkeit die Piste nach links und blieb um 16:28 Uhr im unmittelbar angrenzenden Wiesland stehen.
- Es trat kein Treibstoff aus und die Insassen konnten das Flugzeug unverletzt verlassen.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf den Unfallhergang.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf eine Landung mit teilweise ausgefahrenem Fahrwerk zurückzuführen, bei der das linke Hauptfahrwerk einklappte, das Flugzeug in der Folge die Piste mit geringer Geschwindigkeit verliess und im angrenzenden Wiesland zum Stillstand kam.

Weder über das normale Ausfahren noch das alternative „*free fall*“-Verfahren liess sich das linke Hauptfahrwerk unter Zusammenwirken folgender Faktoren vollständig ausfahren:

- Ein erhöhter, mechanischer Widerstand führte zu einem Verklemmen eines Fahrwerkbeins;
- Aufgrund eines Kabelbruchs am Hauptfahrwerk stellte die Hydraulikpumpe ab, bevor das betroffene Hauptfahrwerk verriegelt war.

- 4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen**
- 4.1 Sicherheitshinweise**
Keine
- 4.2 Sicherheitsempfehlungen**
Keine
- 4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen**
Keine

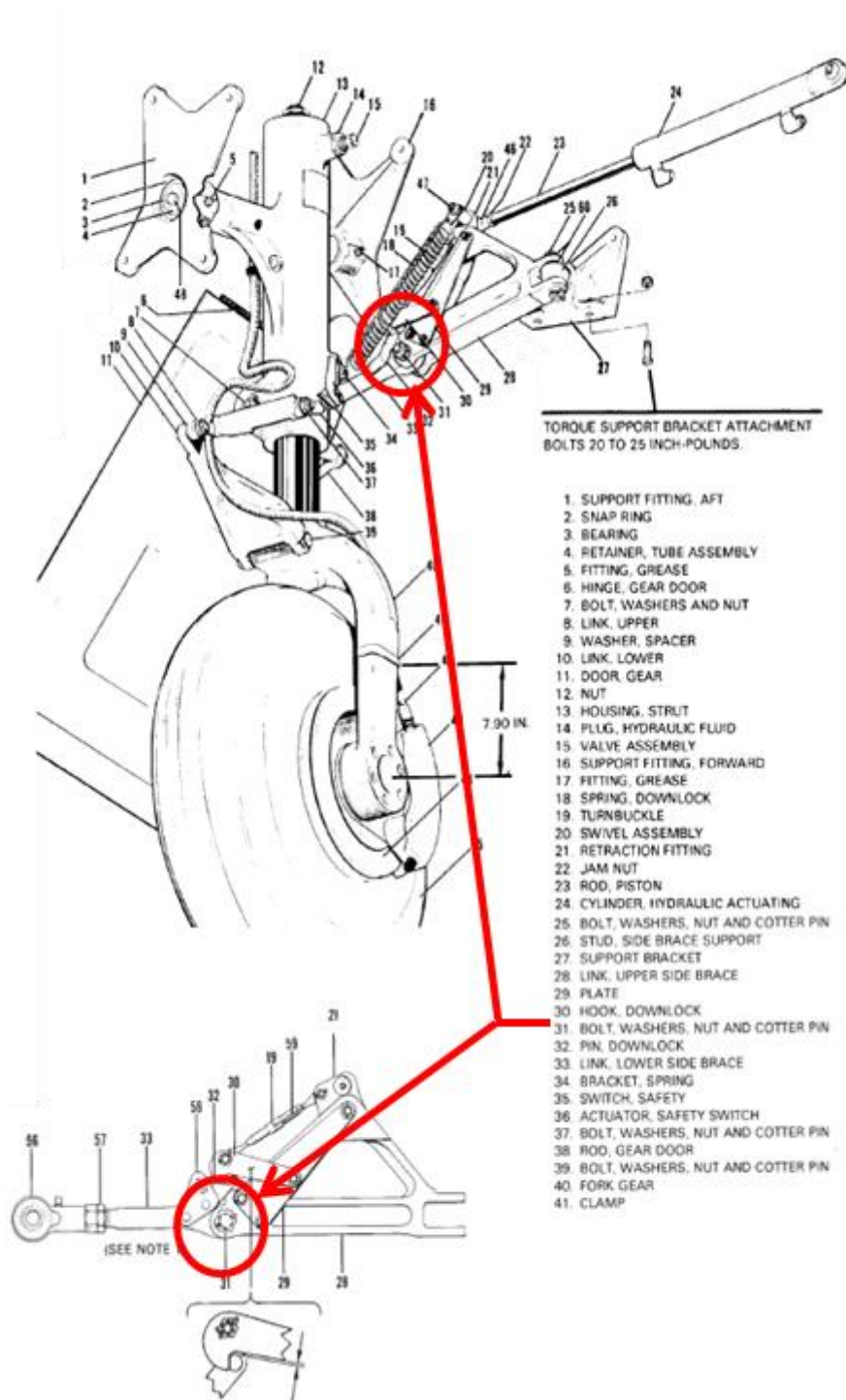
Payerne, 22. August 2016

Untersuchungsdienst der SUST

Dieser Schlussbericht wurde von der Kommission der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 10 lit. h der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014).

Bern, 11. August 2016

Anlage 2: Schematische Darstellung des Hauptfahrwerkbeines



1. SUPPORT FITTING, AFT
2. SNAP RING
3. BEARING
4. RETAINER, TUBE ASSEMBLY
5. FITTING, GREASE
6. HINGE, GEAR DOOR
7. BOLT, WASHERS AND NUT
8. LINK, UPPER
9. WASHER, SPACER
10. LINK, LOWER
11. DOOR, GEAR
12. NUT
13. HOUSING, STRUT
14. PLUG, HYDRAULIC FLUID
15. VALVE ASSEMBLY
16. SUPPORT FITTING, FORWARD
17. FITTING, GREASE
18. SPRING, DOWNLOCK
19. TURNBUCKLE
20. SWIVEL ASSEMBLY
21. RETRACTION FITTING
22. JAM NUT
23. ROD, PISTON
24. CYLINDER, HYDRAULIC ACTUATING
25. BOLT, WASHERS, NUT AND COTTER PIN
26. STUD, SIDE BRACE SUPPORT
27. SUPPORT BRACKET
28. LINK, UPPER SIDE BRACE
29. PLATE
30. HOOK, DOWNLOCK
31. BOLT, WASHERS, NUT AND COTTER PIN
32. PIN, DOWNLOCK
33. LINK, LOWER SIDE BRACE
34. BRACKET, SPRING
35. SWITCH, SAFETY
36. ACTUATOR, SAFETY SWITCH
37. BOLT, WASHERS, NUT AND COTTER PIN
38. ROD, GEAR DOOR
39. BOLT, WASHERS, NUT AND COTTER PIN
40. FORK, GEAR
41. CLAMP

Anlage 3: Elektrisches Schaltschema des Fahrwerkbeines aus dem Wartungshandbuch des Herstellers

