



Summarischer Bericht

Bezüglich des vorliegenden schweren Vorfalls wurde eine summarische Untersuchung gemäss Art. 45 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen (VSZV) durchgeführt. Dieser Bericht wurde mit dem Ziel erstellt, dass aus dem vorliegenden Zwischenfall etwas gelernt werden kann.

Luftfahrzeug	Avro 146-RJ100	HB-IYT
Haupthalter	Swiss Global Air Lines AG, Malzgasse 15, 4052 Basel	
Haupteigentümer	Triangle Regional Aircraft Leasing Limited, GB-AL10 9NE Hatfield Hertfordshire, 1 Bishop Square, St Albans Road West	
Kommandant	Schweizer Bürger, Jahrgang 1985	
Ausweis	Verkehrspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>airline transport pilot licence aeroplane</i> – ATPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)	
Flugstunden	insgesamt 3496 h	während der letzten 90 Tage 169:41 h
	mit dem Vorfallmuster 3286 h	während der letzten 90 Tage 169:41 h
Copilot	Schweizer Bürger, Jahrgang 1984	
Ausweis	ATPL(A) nach EASA, ausgestellt durch das BAZL	
Flugstunden	insgesamt 3777 h	während der letzten 90 Tage 160:37 h
	mit dem Vorfallmuster 3313 h	während der letzten 90 Tage 160:37 h
Ort	Rund 25 km nordwestlich von Bozen, Italien	
Koordinaten	N 46° 38' 47" E 011° 04' 46" (WGS 84)	Höhe Flugfläche 302
Datum und Zeit	3. Juni 2015, ca. 17:15 UTC ¹	
Betriebsart	Gewerbsmässig	
Flugregeln	Instrumentenflugregeln (<i>instrument flight rules</i> – IFR)	
Flugphase	Steigflug	
Vorfallart	Hydraulikproblem	
Abflugort	Zürich (LSZH)	
Bestimmungsort	Bari (LIBD)	
Personenschaden	Besatzung	Passagiere
Erheblich verletzt	0	0
Leicht oder nicht verletzt	4	75
Schaden am Luftfahrzeug	Keiner	
Drittsschaden	Keiner	

¹ UTC: *coordinated universal time*, koordinierte Weltzeit: Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind in UTC angegeben. Für das Gebiet der Schweiz und Italiens galt zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls die mitteleuropäische Sommerzeit (MESZ) als Normalzeit (*local time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, MESZ und UTC lautet: LT = MESZ = UTC + 2 h.

Flugverlauf

Am 3. Juni 2015, um 16:50 UTC, startete das vierstrahlige Verkehrsflugzeug Avro 146-RJ100 mit dem Eintragungszeichen HB-IYT und der Flugnummer LX1716 von der Piste 32 in Zürich (LSZH) zu einem Linienflug nach Bari (LIBD). Ungefähr 25 Minuten nach dem Start, kurz vor Erreichen der Reiseflughöhe von Flugfläche (*flight level* – FL) 310, leuchtete im Cockpit die Warnanzeige „HI TEMP“ des grünen Hydrauliksystems auf. In Übereinstimmung mit der entsprechenden Prüfliste (vgl. Anlage 3) schaltete die Besatzung das grüne Hydrauliksystem aus.

Die Besatzung entschied sich in der Folge, nach Zürich zurückzukehren, um in Bari ein technisch bedingtes Blockieren des Flugzeuges am Boden (*aircraft on ground*) zu vermeiden. Sie setzte eine Dringlichkeitsmeldung (PAN PAN) ab und erhielt die Freigabe, zum Warteraum GIPOL zu fliegen. Zu diesem Zeitpunkt war in Zürich für Landungen die Piste 28 aktiv und der Wind wurde mit 280/9 kt gemeldet.

Die Besatzung erkundigte sich beim Flugverkehrsleiter (FVL), ob eine Landung auf der Piste 34 möglich wäre. Der FVL verneinte und begründete dies damit, dass der Nahkontrollbezirk (*terminal control area* – TMA) südlich von Zürich nicht aktiv und darin gegenwärtig viel VFR²-Verkehr unterwegs sei. Es wäre nur möglich, einen Anflug auf diese Piste zu bewilligen, falls die Besatzung eine Notlage (MAYDAY) erklären würde. Der FVL offerierte aber eine Landung auf der Piste 16. Da nach Einschätzung der Besatzung für einen Anflug auf diese Piste mit einem Rückenwind von ungefähr 10 Knoten zu rechnen war, entschied sie sich, auf der Piste 28 zu landen.

Im Gegenanflug (*downwind*) auf die Piste 28 leuchtete im Cockpit die Warnanzeige „HI TEMP“ des gelben Hydrauliksystems auf. Die Besatzung konsultierte die entsprechende Prüfliste (vgl. Anlage 4) und entschied sich, das gelbe Hydrauliksystem nicht auszuschalten, um eine Notsituation zu vermeiden³.

Das Fahrwerk wurde von der Besatzung mittels Notsystem (*gear emergency lowering*) bewusst frühzeitig ausgefahren (vgl. Anlage 5). Nach einer ereignislosen Landung bei guten Sichtbedingungen wurde das Flugzeug auf der Piste angehalten. Weil die Bugradsteuerung nicht funktionierte, wurde das Flugzeug anschliessend mit einem Traktor zum Standplatz geschleppt. Die Piste war während ca. 5 Minuten blockiert. Die Passagiere wurden auf einen anderen Flug umgebucht.

Beschreibung des Hydrauliksystems

In Anlage 1 findet sich eine Übersicht über das nachfolgend beschriebene Hydrauliksystem. Es werden im Folgenden nur die im vorliegenden Fall relevanten Funktionen und Anzeigen näher beschrieben.

Im *overhead panel* befindet sich das Kontrollpanel für das Hydrauliksystem. Auf diesem befinden sich die Schalter für die Steuerung und die Warnanzeigen für die Überwachung des Systems. Anlage 2 zeigt die im Zusammenhang mit dem schweren Vorfall relevanten Warnanzeigen.

Zur Gewährleistung der notwendigen Redundanz ist das Hydrauliksystem in zwei Subsysteme aufgeteilt, das gelbe⁴ und das grüne System. Der Druck wird in beiden Hydrauliksystemen ständig überwacht. Der Nominaldruck beträgt 3100 PSI. Sollte dieser in einem System unter 1400 PSI abfallen, leuchtet auf dem Hydraulikpanel die entsprechende Warnanzeige „LO PRESS“ auf. Ebenso wird die Temperatur des Hydrauliköls in den beiden Reservoirs überwacht. Falls die Temperatur in einem Reservoir über 95 °C steigt, leuchtet die entsprechende Warnanzeige „HI TEMP“ auf.

² VFR: *visual flight rules*, Sichtflugregeln

³ Der folgende Text in der Prüfliste lässt diese Option offen: „If a system has been shut down due to a system HI TEMP or AIR LOW PRESS, it may be reinstated for the approach“.

⁴ Die Farben werden benötigt, um die grosse Anzahl von Hydraulikleitungen im Flugzeug zu kennzeichnen.

Das grüne System wird im Normalfall von der *engine driven pump* (EDP) am Triebwerk 3 unter Druck gesetzt. Sollte die EDP ausfallen oder muss das Triebwerk abgestellt werden, kann das grüne System via *power transfer unit* (PTU) vom gelben System unter Druck gesetzt werden. Die PTU wird aktiviert, wenn der Druck im grünen System unter 2600 PSI fällt. Steigt der Druck wieder über 2600 PSI, wird die PTU deaktiviert. Die PTU gewährleistet die Unabhängigkeit der beiden Hydrauliksysteme. Es findet kein Flüssigkeitstransfer statt.

Das gelbe System wird im Normalfall von der EDP am Triebwerk 2 unter Druck gesetzt. Im Störfall kann der Druck im gelben System von einer durch Wechselstrom (*alternating current* – AC) angetriebenen Pumpe (*pump*) unterstützt respektive aufrechterhalten werden. Diese AC *pump* wird automatisch gestartet, wenn der Schalter „AC PUMP“ auf dem Kontrollpanel des Hydrauliksystems in Stellung „AUTO“ steht (vgl. Anlage 2) und eine der folgenden Bedingungen eintritt:

- Der Druck im gelben oder grünen System fällt unter 1500 ±100 PSI.
- Die EDP im gelben oder grünen System fällt aus.
- Das Triebwerk 2 oder 3 wird abgestellt.

Zur Kühlung der AC *pump* steht ein Ventilator (*heat exchanger cooling fan*) zur Verfügung. Dieser schaltet sich ein, wenn die Temperatur im gelben Reservoir einen Wert von 90 ± 5 °C erreicht.

Essentielle Systeme wie Seitenrudder, Landeklappen, Radbremsen werden von beiden Hydrauliksystemen versorgt. Nach dem Abschalten des grünen Systems fiel jedoch die Bugradsteuerung aus und das Fahrwerk musste mittels Notsystem (*gear emergency lowering*) ausgefahren werden. Die Landeklappen bewegten sich mit halber Geschwindigkeit. Ein Teil der *lift spoilers* fiel ebenfalls aus, was auf die Landedistanz einen Einfluss hatte.

Untersuchungen nach der Landung

Eine visuelle Kontrolle ergab keine Hinweise auf offensichtliche Mängel, die zur Warnanzeige „HI TEMP“ bei beiden Hydrauliksystemen hätten führen können. Allerdings fühlten sich die beiden Reservoirs wärmer an als sonst.

Beim Test des Hydrauliksystems mit laufenden Triebwerken durch die Flugzeugwartung wurde festgestellt, dass die EDP des grünen Systems einen Druck von 3300 PSI anstatt der nominalen 3100 PSI lieferte. Die EDP erzeugte zudem ein ungewöhnlich lautes Geräusch. Die weitere Kontrolle ergab, dass der *heat exchanger cooling fan* für die AC *pump* des gelben Systems defekt war.

Die EDP des grünen Systems und der *heat exchanger cooling fan* wurden ersetzt und es wurde für eine spätere Analyse je eine Probe der Hydraulikflüssigkeit beider Systeme entnommen. Bei den Proben konnten von Auge keine offensichtlichen Verunreinigungen festgestellt werden. Das Flugzeug wurde darauf für den weiteren Betrieb freigegeben.

Folgende Geräte wurden ersetzt:

engine driven pump (EDP)
Part number: 521449

heat exchanger cooling fan
Part number: 70AA6-521

Eingangskontrolle beim Hersteller

Die Eingangskontrolle der EDP beim Hersteller ergab, dass die Antriebswelle (*drive shaft*) sehr starke Abnutzung aufwies. Eine Nachfrage beim Flugbetriebsunternehmen zeigte, dass die EDP generell eine relativ tiefe *mean time between unscheduled removal* (MTBUR) aufweist. Dies dürfte nicht zuletzt mit der zunehmenden Alterung dieser Geräte zu tun haben.

Die Eingangskontrolle des *heat exchanger cooling fan* ergab, dass der Stator des Motors defekt und die elektrische Verkabelung in einem schlechten Zustand war. Nach Angaben des Flugbetriebsunternehmens weist das Gerät eine recht hohe MTBUR in der Größenordnung von 40 000 Flugstunden auf.

Analyse der Hydraulikflüssigkeiten

Die Analyse der Proben der Hydraulikflüssigkeiten ergab keine Anhaltspunkte für Verunreinigung, zu hohen Wassergehalt oder Probleme bezüglich Viskosität.

Periodischer Unterhalt

Die Qualität der Hydraulikflüssigkeit wird einmal pro Jahr durch Entnahme und Analyse von Proben überprüft (*Task* 290000-CHK-10000-6LX). Dabei geht man davon aus, dass es bei Komponenten mit rotierenden Teilen (z.B. Pumpen) allenfalls zu Ablagerungen in der Hydraulikflüssigkeit kommen kann.

Der *heat exchanger cooling fan* wird zusammen mit der AC *pump* alle drei Jahre respektive nach 7000 *flight cycles* geprüft (*Task* 292000-FUT-10000-1). Diese Prüfung erfolgte letztmals am 9. Februar 2015 anlässlich des C08-Checks⁵. Dabei wurden keine Mängel festgestellt.

Im Übrigen wird das Hydrauliksystem, wie auch andere Flugzeugsysteme, nach dem *on-condition* Prinzip betrieben, d.h. Störungen sowie Überschreitungen von Toleranzwerten werden von der Flugbesatzung gemeldet und durch die Flugzeugwartung behoben. Möglich ist dieses Konzept, da bei der Auslegung von flugkritischen Systemen eine angemessene Redundanz eingebaut wird. Eine Ausnahme bilden Flugzeugsysteme, die im Normalbetrieb nicht zum Einsatz kommen (*hidden functions*), wie im vorliegenden Fall die AC *pump*. Bei solchen Systemen wird die Verfügbarkeit periodisch überprüft.

Meteorologische Angaben

Die Westwinde, die in Bodennähe durch eine schwache Kaltfront vorherrschten, wurden in den höheren Lagen durch Nordostwinde abgelöst.

Zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls, um ca. 17:15 UTC, befand sich das Flugzeug ausserhalb von Wolken und bei guten Sichtverhältnissen auf FL 302 im Steigflug. Der Wind wehte mit 10 kt aus ost-nordöstlicher Richtung.

Zum Zeitpunkt der Landung der HB-IYT auf der Piste 28 wurden auf dem Flughafen Zürich die folgenden Wetterbedingungen beobachtet:

Wind	270 Grad, 8 kt
Meteorologische Sicht	10 km oder mehr
Niederschläge	keine
Bewölkung	CAVOK, d.h. keine Wolken unterhalb von 8000 ft AGL ⁶ , kein Cumulonimbus (CB) oder Towering Cumulus (TCU) auf jeglicher Höhe, keine signifikanten Wettererscheinungen

Zusammenfassend lässt sich sagen, dass das Wetter keinen Einfluss auf den vorliegenden schweren Vorfall hatte. Aufgrund der mässigen Westwinde stand die Piste 28 für den Anflugverkehr in Betrieb und der abfliegende Verkehr startete auf der Piste 32.

Betriebsvorgaben der Flugverkehrsleitung

Gemäss den Vorgaben des *air traffic management manual* (ATMM) auf Basis der Durchführungsverordnung zur Luftverkehrs-Ordnung der Bundesrepublik Deutschland (DVO) werden:

- an Werktagen zwischen 21:00 LT und 07:00 LT
- an Wochenenden und öffentlichen Feiertagen zwischen 20:00 LT und 09:00 LT

jeweils morgens Anflüge auf die Piste 34 bzw. abends Anflüge auf die Piste 28 durchgeführt.

⁵ C08-Check: Der achte C-Check im Flugzeugwartungsplan

⁶ AGL: *above ground level, über Grund*

Innerhalb dieses DVO-Anflugkonzepts wird auf Wunsch einer Flugbesatzung einem Anflugwechsel von Piste 34 zu Piste 28 oder umgekehrt stattgegeben.

Solange die minimalen Bedingungen zur Landung (*landing minima*), eine Sicht (*visibility*) von mindestens 4300 m und eine Wolkenuntergrenze (*cloud base*) von mindestens 900 ft AGL, bei Windverhältnissen von höchstens 10 kt (ausgenommen Böen) aus einer Richtung zwischen 280° und 020° gegeben sind, wird an diesem Anflugkonzept festgehalten. Während dieses Betriebskonzeptes kann ein Anflug auf die Pisten 14 oder 16 nur bei Notfällen bewilligt werden.

Um tagsüber, d.h. ausserhalb der DVO-Zeiten, einen Instrumentenanflug auf die Piste 34 ermöglichen zu können, müssen die Sektoren 14 und 15 der TMA sowie der Sektor 2 der Kontrollzone (*control zone* – CTR) aktiviert werden; dazu ist u.a. eine Vorlaufzeit von einer Stunde notwendig. Im vorliegenden Fall lag der Zeitpunkt des Anflugs der HB-IYT ausserhalb der DVO-Zeiten. Demzufolge wäre ein Anflug auf die Piste 34 nur in einer Notlage (MAYDAY) gewährt worden, wobei die Besatzung das Risiko eingegangen wäre, mit ungeführtem VFR-Verkehr in Konflikt zu kommen.

Schlussfolgerungen

Anhand der vorliegenden Daten lassen sich folgende Schlussfolgerungen ziehen:

- Die Warnanzeige „*HI TEMP*“ im grünen Hydrauliksystem wurde mit grosser Wahrscheinlichkeit indirekt durch einen Defekt der EDP ausgelöst. Der Defekt führte unmittelbar zu einem zu hohen Druck von 3300 PSI statt nominal 3100 PSI. Für die Besatzung war eine so geringe Abweichung des Druckes schwer erkennbar, da beim Avro 146-RJ100 eine digitale Anzeige dieses Parameters wie auch eine Überdruckwarnung fehlen. Die vorhandene Analoganzeige ist dafür zu wenig differenziert (vgl. Anlage 2). Seit dem Wechsel der EDP am 3. Juni 2015 ist bis dato keine weitere diesbezügliche Störung des grünen Hydrauliksystems gemeldet worden.
- Die Warnanzeige „*HI TEMP*“ im gelben Hydrauliksystem wurde durch den Ausfall des *heat exchanger cooling fan* verursacht. Dadurch wurde die AC *pump* nicht gekühlt. Die AC *pump* war automatisch gestartet worden, nachdem das grüne System von der Besatzung abgeschaltet worden war. Der Ausfall erfolgte vier Monate nach der letzten routinemässigen Prüfung. Eine direkte Überwachung des *heat exchanger cooling fan* mit einer entsprechenden Warnanzeige steht der Besatzung nicht zur Verfügung.
- Die Besatzung arbeitete ruhig die entsprechenden Prüflisten ab und machte sich Überlegungen zur erforderlichen Landedistanz (*landing distance required*).
- Der Anflug auf die Piste 28 mittels Instrumentenlandesystem (*instrument landing system* – ILS) unter Radarführung (*radar vectors*) verlief problemlos.
- Die Besatzung diskutierte die Frage, wie zu verfahren sei, falls das gelbe Hydrauliksystem während des Endanflugs aussetzen würde. Sie entschied sich in der Folge, das Fahrwerk frühzeitig mittels Notsystem (*gear emergency lowering*) auszufahren, um allfällige Überraschungen im Endanflug zu vermeiden.
- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf den vorliegenden schweren Vorfall.

Ursache der beiden Warnanzeigen

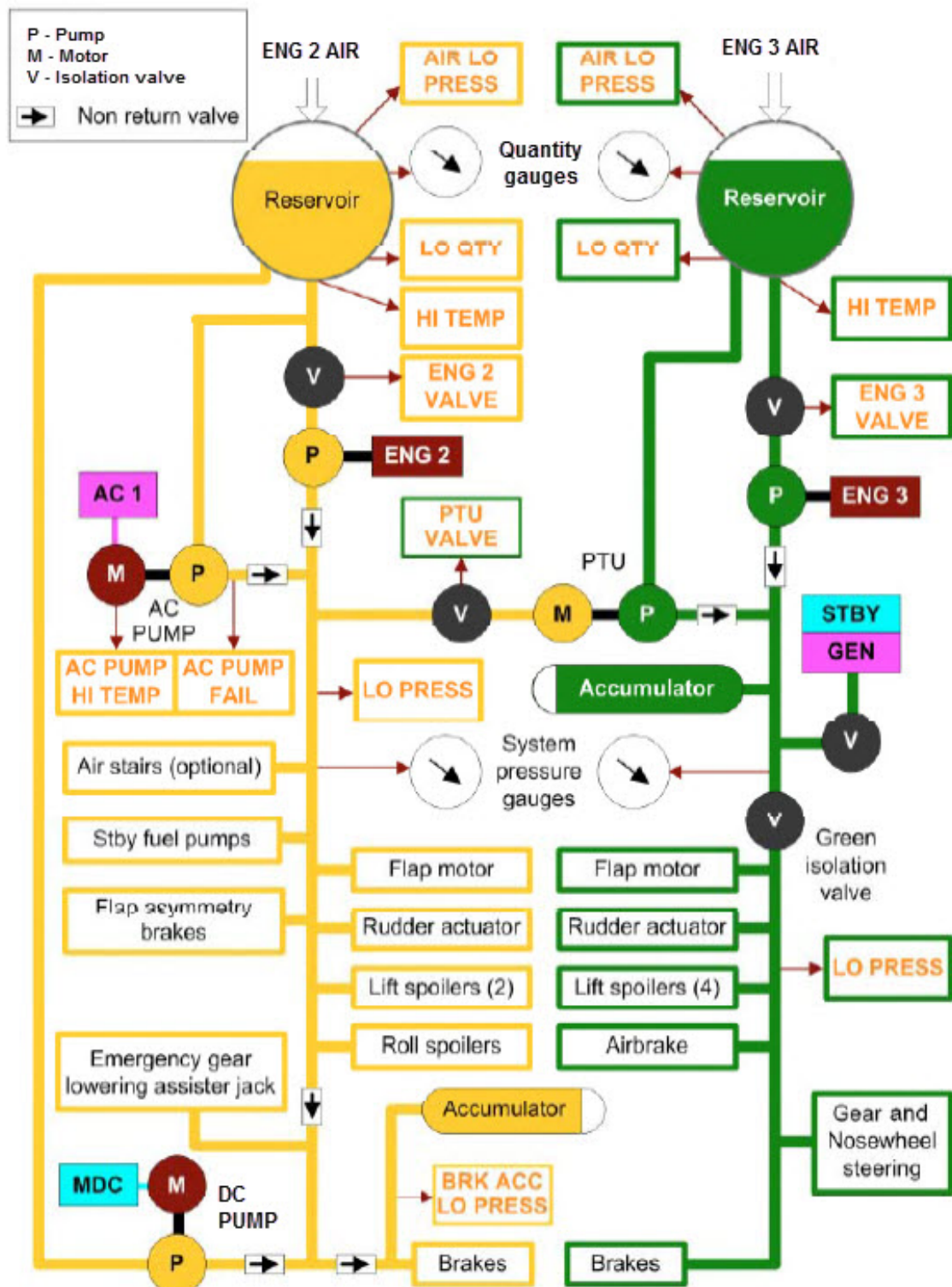
Die Warnanzeige „*HI TEMP*“ im grünen Hydrauliksystem wurde mit grosser Wahrscheinlichkeit durch einen Defekt der *engine driven pump* (EDP) ausgelöst.

Die Warnanzeige „*HI TEMP*“ im gelben Hydrauliksystem wurde durch den Ausfall des *heat exchanger cooling fan* verursacht.

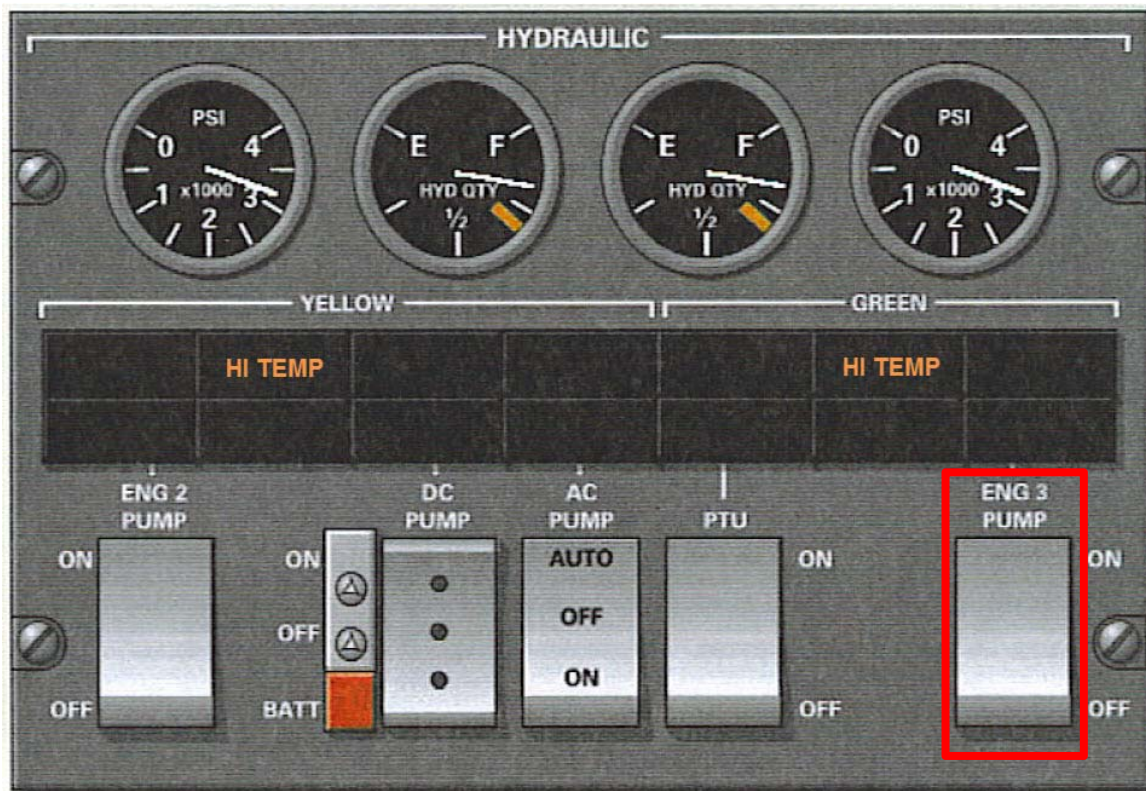
Payerne, 6. Juli 2016

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle

Anlage 1: Vereinfachtes Schema des Hydrauliksystems



Anlage 2: Kontrollpanel des Hydrauliksystems



Etwa 25 Minuten nach dem Start in Zürich leuchtete im Cockpit die Warnanzeige „HI TEMP“ des grünen Hydrauliksystems auf. Diese Warnanzeige wird aktiviert, wenn die Temperatur der Hydraulikflüssigkeit im grünen Reservoir über 95 °C steigt. In Übereinstimmung mit der entsprechenden Prüfliste wurde darauf das grüne Hydrauliksystem stillgelegt (vgl. Anlage 3).

Bei der Rückkehr nach Zürich leuchtete im Gegenanflug auf die Piste 28 die Warnanzeige „HI TEMP“ des gelben Hydrauliksystems ebenfalls auf. In Übereinstimmung mit der entsprechenden Prüfliste wurde das gelbe Hydrauliksystem nicht stillgelegt, um so eine Notfallsituation zu verhindern. Der folgende Text in der Prüfliste lässt diese Option offen: „If a system has been shut down due to a system HI TEMP or AIR LOW PRESS, it may be reinstated for the approach“. (vgl. Anlage 4)

Anlage 3: Prüflisten für „Green High Temperature“ und „Green System Lost“

Green High Temperature

HI TEMP

HYD ↑

- ENG 3 PUMP OFF
- PTU OFF
- STBY GEN OFF

If both hydraulic systems have failed, the system which has been lost due to **HI TEMP** may be reinstated on the approach

Go to **Green System Lost**

← Page 10.11

10.12

E3339

Oct 26/07

10.12

Green System Lost

Yellow system operational

AC PUMP ON

Yellow system lost

Go to **Both Systems Lost**

← Page 10.09

- Rudder Should be operative; **RUDDER VALVE** caption may illuminate
- Landing gear Use **Emergency Lowering** (Page 10.14)
Retraction not available
- Wheelbrakes Select YEL
- Nosewheel steering Inoperative
- Flaps Half-speed operation - **FLAP FAULT** will light
- Airbrake Inoperative
- Lift spoilers Green spoilers lost
- Landing distance Increased by 33%
- Standby generator Inoperative or running

10.11

E3339

Oct 26/07

10.11

Anlage 4: Prüfliste für „Both Systems Lost“

Both Systems Lost

Rudder inoperative:

If engine(s) out, use thrust levers and bank to maintain yaw control.

If a system has been shut down due to a system **HI TEMP** or **AIR LO PRESS**, it may be reinstated for the approach. If so, use **Green System Lost** or **Yellow System Lost** as appropriate.

- Rudder Inoperative, **RUDDER VALVE** caption may illuminate
 Avoid crosswinds in excess of 10 kt
 Observe YD out limits - Page 10.08
 See **Flight with Rudder Inoperative** below
- Landing gear Use **Emergency Lowering** (Page 10.14)
 Retraction not available
- Wheelbrakes Select YEL and DC PUMP to BATT
 If EMERG YEL is selected, anti-skid will be lost
- Roll spoilers Inoperative, but may float up on approach
 When stabilised on final approach, make rapid application of about 1/2 handwheel in each direction to ensure symmetric up-float
- Flaps Inoperative; plan a landing with the existing flap angle
 Use V_{REF} for the flap angle from the speed cards.
 For landing with less than 33° of flap, press GPWS FLAP WARN OVRD on the approach.
 See procedure for zero or 18° flap landing on Page 10.08.
- Also inoperative Lift spoilers, airbrake, nosewheel steering, standby fuel pumps, standby generator
- Landing distance..... Flight Deck Handbook
- AP Do not use
- If **BRK ACC LO PRESS** is lit:
 Wheelbrakes EMERG YEL
No anti-skid, brakes may not be available
 Minimise brake applications; ideally make one smooth application

Flight with Rudder Inoperative

Yaw Control

Yaw control can be maintained by using either of two techniques or a combination of them:

- Adjusting thrust.
- OR
- Banking towards the side with more thrust.

It is preferable to balance thrust rather than use bank.

Bank should only be used if a safe altitude cannot be maintained with balanced thrust.

Approach

If possible select the longest runway suitable for any associated failures (flaps, spoilers, brakes).

Avoid crosswinds in excess of 10 kt.

Establish a long final approach minimising harsh lateral manoeuvres.


After Touchdown

If nosewheel steering is not available, directional control can be maintained by using:

- Lateral control to bank into wind using not more than 5° of bank.
- AND
- Differential braking.

Anlage 5: Prüfliste für „Gear Emergency Lowering“

Gear Emergency Lowering - Green System Lost



A leg is locked down if its green annunciator is lit on either the normal indicator or the standby indicator.

With the EMERG GEAR DOWN LEVER in the latched position:

- The gear cannot be retracted.
- Nosewheel steering is not available.
- After landing, it may not be possible to fit all gear locking pins; however, provided each leg is locked down (green for each leg on either indicator), it is safe to taxi the aircraft with differential braking.

If possible, 190 kt IAS with flap up:

EMERG GEAR DOWN lever Pull and latch
 NORMAL and STBY GEAR INDS Check for 3 greens, allow 30 sec
 Normal gear selector DN
 Wheelbrakes Select YELLOW

If either or both main gear not locked down:


DC PUMP ON for 1 min or until a green is obtained for each main leg if sooner

If either or both main gear still not locked down:

Gently yaw or sideslip aircraft by applying rudder in the direction of the unlocked leg. Rudder inputs must be moderate and progressive. Sudden or rapid rudder reversals must be avoided.

If no nose green:

Accelerate to placard speed and make gentle application of "g".



One or more legs not locked down	Each leg locked down
Go to Landing with Gear not Indicating Down Page 13.07	Do not reset the EMERG GEAR DOWN lever after landing. If six greens not obtained: Go to Landing without 6 Greens Page 13.05 If six greens obtained: No further action

Review of Services Affected Relevant to Approach

Just Green System Lost	Both Systems Lost
Flaps 1/2 speed - FLAP FAULT will illuminate	Flaps lost
Airbrakes lost	Airbrakes lost
Green lift spoilers lost	Yellow and green lift spoilers lost
No nosewheel steering	Roll spoilers lost, - 1/2 handwheel application
	No nosewheel steering