



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

# **Schlussbericht Nr. 2303 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST**

über den Unfall des Verkehrsflugzeuges  
ATR 72-202, D-ANFE,

vom 4. Dezember 2014

auf der Piste 14  
des Flughafens Zürich (LSZH)

## Causes

L'accident est dû au fait que pendant l'atterrissage la direction du train avant n'était pas alignée, empêchant ainsi les deux roues de proue de tourner librement. Par la suite le contrôle du système de direction du train avant, qui avait subi des dommages considérables, n'était plus assuré.

L'interaction des facteurs suivants a été établie comme la cause la plus probable de l'accident :

- Le montage inversé à 180° d'un levier d'admission (*valve input lever*) de la soupape du différentiel de commande de direction.
- Maintenance inadéquate du train avant.

La conception du levier d'admission (*valve input lever*) qui permet un montage dans le sens inversé à 180° a été identifiée comme facteur jouant un rôle dans l'accident.

Les petites pièces appartenant à l'avion trouvées lors d'un contrôle subséquent de l'état de la piste (*runway inspection*) n'ont pas joué de rôle dans la survenue et le déroulement de l'accident, mais présentent néanmoins un risque de sécurité (*factor to risk*).

## 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 Sicherheitsuntersuchung. 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 koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) angegeben. Für das Gebiet der Schweiz galt zum Unfallzeitpunkt die mitteleuropäische Zeit (MEZ) als Normalzeit (*local time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, MEZ und UTC lautet:  $LT = MEZ = UTC + 1 \text{ h}$ .

## Inhaltsverzeichnis

<b>Zusammenfassung</b> .....	<b>6</b>
<b>Untersuchung</b> .....	<b>6</b>
<b>Kurzdarstellung</b> .....	<b>6</b>
<b>Ursachen</b> .....	<b>6</b>
<b>Sicherheitsempfehlungen und Sicherheitshinweise</b> .....	<b>7</b>
<b>1 Sachverhalt</b> .....	<b>8</b>
<b>1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf</b> .....	<b>8</b>
1.1.1 Allgemeines.....	8
1.1.2 Vorgeschichte.....	8
1.1.3 Flugverlauf.....	9
1.1.4 Ort und Zeit des Unfalls.....	10
<b>1.2 Personenschäden</b> .....	<b>10</b>
1.2.1 Verletzte Personen.....	10
<b>1.3 Schaden am Luftfahrzeug</b> .....	<b>10</b>
<b>1.4 Drittschaden</b> .....	<b>10</b>
<b>1.5 Angaben zu Personen</b> .....	<b>11</b>
1.5.1 Kommandant.....	11
1.5.2 Copilot.....	11
1.5.3 Kabinenbesatzung.....	11
<b>1.6 Angaben zum Luftfahrzeug</b> .....	<b>11</b>
1.6.1 Allgemeine Angaben.....	11
1.6.2 Ausgewählte Systeme und Ausrüstungen des Luftfahrzeuges.....	13
1.6.2.1 Allgemeines.....	13
1.6.2.2 Beschreibung des Bugfahrwerks.....	13
1.6.2.3 Bugfahrwerkstossdämpfer.....	14
1.6.2.4 Steuermechanismus.....	14
1.6.2.5 Ein- und Ausfahren des Bugfahrwerks.....	15
1.6.2.6 Differential Control Selector Valve.....	15
1.6.2.6.1 Beschreibung.....	15
1.6.2.6.2 Funktionsweise.....	16
1.6.2.6.3 Ein- und Ausbau des DCSV.....	17
1.6.2.6.4 Funktionskontrolle des Steuerungssystems.....	17
<b>1.7 Meteorologische Angaben</b> .....	<b>17</b>
1.7.1 Allgemeine Wetterlage.....	17
1.7.2 Astronomische Angaben.....	18
<b>1.8 Navigationshilfen</b> .....	<b>18</b>
<b>1.9 Kommunikation</b> .....	<b>18</b>
<b>1.10 Angaben zum Flughafen</b> .....	<b>18</b>
1.10.1 Allgemeines.....	18
1.10.2 Pistenausrüstung.....	18
1.10.3 Erste Pistenkontrollen.....	19
1.10.4 Zweite Pistenkontrolle.....	20
1.10.5 Rettungs- und Feuerwehrdienste.....	20
<b>1.11 Flugschreiber</b> .....	<b>20</b>
1.11.1 Flugdatenschreiber.....	20
1.11.1.1 Allgemeine Angaben.....	20
1.11.2 Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgerät.....	20
1.11.2.1 Allgemeine Angaben.....	20

<b>1.12</b>	<b>Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle .....</b>	<b>20</b>
1.12.1	Aufprall und Unfallstelle .....	20
1.12.2	Wrack.....	21
<b>1.13</b>	<b>Medizinische und pathologische Feststellungen.....</b>	<b>22</b>
<b>1.14</b>	<b>Feuer .....</b>	<b>23</b>
<b>1.15</b>	<b>Überlebensaspekte.....</b>	<b>23</b>
<b>1.16</b>	<b>Versuche und Forschungsergebnisse .....</b>	<b>23</b>
1.16.1	Erste Untersuchungen nach dem Unfall.....	23
1.16.2	Untersuchung des Bugfahrwerkes .....	24
1.16.3	Funktionstest der DCSV .....	27
<b>1.17</b>	<b>Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung .....</b>	<b>27</b>
1.17.1	Flugplatzunternehmen .....	27
1.17.2	Flugbetriebsunternehmen.....	27
1.17.3	Flugzeughersteller .....	28
<b>1.18</b>	<b>Zusätzliche Angaben.....</b>	<b>28</b>
1.18.1	Zwischenfall in Neuseeland im Jahr 2009 .....	28
1.18.2	Vorfall in Brasilien im Jahr 2015 .....	29
<b>1.19</b>	<b>Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken.....</b>	<b>29</b>
<b>2</b>	<b>Analyse .....</b>	<b>30</b>
<b>2.1</b>	<b>Technische Aspekte.....</b>	<b>30</b>
2.1.1	Unfallhergang .....	30
2.1.2	Einbau und Ausbau des Differentialsteuerventils.....	30
<b>2.2</b>	<b>Menschliche und betriebliche Aspekte .....</b>	<b>31</b>
2.2.1	Landung.....	31
2.2.2	Pistenkontrollen .....	31
2.2.3	Fehlermeldungen und -behebung .....	32
<b>3</b>	<b>Schlussfolgerungen.....</b>	<b>33</b>
<b>3.1</b>	<b>Befunde .....</b>	<b>33</b>
3.1.1	Technische Aspekte .....	33
3.1.2	Besatzung.....	33
3.1.3	Flugverlauf .....	33
3.1.4	Rahmenbedingungen .....	34
<b>3.2</b>	<b>Ursachen .....</b>	<b>34</b>
<b>4</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen .....</b>	<b>35</b>
<b>4.1</b>	<b>Kurzdarstellung .....</b>	<b>35</b>
<b>4.2</b>	<b>Sicherheitsempfehlungen.....</b>	<b>36</b>
4.2.1	Eingabehebel des Differentialsteuerventils .....	36
4.2.1.1	Sicherheitsdefizit.....	36
4.2.1.2	Sicherheitsempfehlung Nr. 529 .....	36
<b>4.3</b>	<b>Sicherheitshinweise .....</b>	<b>36</b>
<b>4.4</b>	<b>Seit dem Unfall getroffene Massnahmen .....</b>	<b>37</b>
<b>Anlage 1: Bodenkarte des Flughafens Zürich (angepasst durch die SUST) .....</b>		<b>38</b>

# Schlussbericht

## Zusammenfassung

Eigentümer	BKM Luftfahrt-GbR, 63654 Büdingen, Deutschland
Halter	Avanti Air GmbH & Co.KG, 57299 Burbach, Deutschland
Hersteller	Avions de Transport Régional (ATR), Toulouse, Frankreich
Luftfahrzeugmuster	ATR 72-202
Eintragsstaat	Deutschland
Flugnummer	F7 286
Eintragszeichen	D-ANFE
Ort	Flughafen Zürich (LSZH)
Datum und Zeit	4. Dezember 2014, 07:02 UTC

## Untersuchung

Der Unfall ereignete sich um 07:02 UTC. Die Meldung traf um 07:20 UTC ein. Die Untersuchung wurde umgehend durch die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) eröffnet. Die SUST informierte folgende Staaten über den Unfall: Kanada, Deutschland und Frankreich. Deutschland und Frankreich ernannten je einen bevollmächtigten Vertreter, der an der Untersuchung mitwirkte.

Der vorliegende Schlussbericht wird durch die SUST veröffentlicht.

## Kurzdarstellung

Am 4. Dezember 2014 um 05:33 UTC startete das Flugzeug ATR 72-202, eingetragen als D-ANFE, vom Flughafen Dresden (EDDC) zu einem Linienflug nach Zürich (LSZH), mit zwei Piloten, zwei Flugbegleiterinnen und 26 Passagieren an Bord.

Nach einem ereignislosen Sink- und Anflug setzte die D-ANFE um 07:02 UTC auf der Piste 14 des Flughafens Zürich bei leichtem Nordwind normal auf. Nachdem die Bugräder ungefähr 1050 m nach der Landebahnschwelle in Kontakt mit der Piste gekommen waren, trennten sich beide Reifen von den Felgen, wobei sich der linke Reifen zwischen beiden Felgen verkeilte und der rechte Reifen sich gänzlich löste und 2080 m von der Pistenschwelle entfernt vorgefunden wurde. Ab rund 1520 m von der Pistenschwelle entfernt schlitterte das Bugfahrwerk nur noch auf den Felgen weiter.

Durch asymmetrische Leistungssetzung der beiden Triebwerke sowie durch asymmetrisches Bremsen der Hauptfahrwerkräder gelang es der Flugbesatzung, die Piste über die nächste Rollabzweigung zu verlassen. Die Flugbesatzung bot in der Folge die Feuerwehr auf, da sie ein Problem mit dem Fahrwerk vermutete.

Alle Insassen blieben unverletzt. Die Passagiere verliessen das Flugzeug über die bordeigene Treppe und wurden mit einem Bus zum Ankunftsterminal gebracht.

Die Piste wurde unmittelbar nach diesem Ereignis gesperrt und nach einer Pistenkontrolle um 08:07 UTC wieder für den Betrieb mit reduzierter Anflugrate freigegeben.

## Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass während der Landung das Bugfahrwerk nicht zentriert war und somit die beiden Bugräder nicht frei drehen konnten. In der Folge war die Kontrolle über die Steuerung des Bugfahrwerkes, das erheblich beschädigt wurde, nicht mehr gegeben.

Das Zusammenwirken der folgenden Faktoren wurde als wahrscheinlichste Ursache für den Unfall ermittelt:

- ein am Bugfahrwerk um 180° verdreht angeschlossener Eingabehebel (*valve input lever*) des Differentialsteuerventils;
- mangelhafte Instandhaltung des Bugfahrwerkes.

Die Möglichkeit, den Eingabehebel (*valve input lever*) aufgrund seiner baulichen Auslegung (*design*) um 180° verkehrt anschliessen zu können, wurde als beitragender Faktor ermittelt.

Die im Rahmen der einige Stunden später durchgeführten Pistenkontrolle (*runway inspection*) vorgefundenen Kleinteile des Flugzeuges auf der Piste haben die Entstehung und den Verlauf des Unfalls zwar nicht beeinflusst, stellen aber dennoch ein Sicherheitsrisiko (*factor to risk*) dar.

### **Sicherheitsempfehlungen und Sicherheitshinweise**

Mit dem Schlussbericht wird eine Sicherheitsempfehlung, jedoch kein Sicherheitshinweis ausgesprochen.

## 1 Sachverhalt

### 1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

#### 1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aufzeichnungen des Sprechfunkverkehrs, des Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgeräts, des Flugdatenschreibers, der Radardaten und einer Videokamera sowie die Aussagen der Besatzungsmitglieder verwendet.

Während des gesamten Fluges war der Kommandant als fliegender Pilot (*Pilot Flying – PF*) und der Copilot als assistierender Pilot (*Pilot Monitoring – PM*) eingesetzt.

Der Flug wurde nach Instrumentenflugregeln (*Instrument Flight Rules – IFR*) durchgeführt. Es handelte sich um einen gewerbsmässigen Flug von Dresden (EDDC) nach Zürich (LSZH) im Auftrag der Fluggesellschaft Etihad Regional unter der Flugnummer F7 286.

#### 1.1.2 Vorgeschichte

Das Bugfahrwerk (*nose landing gear – NLG*) eines typengleichen Flugzeuges, eingetragen als D-ANFC, wurde im Januar 2014 zur Überholung an das Unternehmen *AAR Corporation* geschickt. Dabei wurde das Differentialsteuerventil (*differential control selector valve – DCSV*) (vgl. Kapitel 1.6.2.6) überprüft und repariert.

Nachdem am 10. März 2014 das überholte NLG an der D-ANFC wieder eingebaut worden war, beanstandete die Flugbesatzung am 25. März 2014, dass die Bugradsteuerung (*nose wheel steering*) schwergängig sei. Die darauffolgenden Rolltests bestätigten diese Beobachtung und eine weitere Überprüfung ergab, dass die Druckanzeige bei eingeschalteter Bugradsteuerung schneller abfiel als im ausgeschalteten Zustand (vgl. Kapitel 1.6.2.6). Ebenso konnte ein Zischen im Hydrauliksystem wahrgenommen werden, als würde irgendwo ein Leck bestehen. Eine äusserliche Inspektion am DCSV in dieser Hinsicht ergab jedoch keine Anhaltspunkte.

In der Folge wurde entschieden, das auf der D-ANFC eingebaute DCSV (P/N: C24568000-4 S/N: U284) durch dasjenige der D-ANFE zu ersetzen. Das Problem der schwergängigen Bugradsteuerung war danach behoben und das Flugzeug verhielt sich beim Rollen wieder normal.

Das bei der D-ANFC ausgebaute DCSV (P/N: C24568000-4 S/N: U284) wurde an *AAR Corporation* zur Überprüfung (*warranty*) geschickt. Im entsprechenden Prüfbericht (*teardown report*) wurde festgehalten, dass die Funktionstests (*functional tests*) innerhalb der Herstellervorgaben erfolgreich waren und die Beanstandungen nicht reproduziert werden konnten.

Das als Ersatz zur Verfügung gestellte baugleiche DCSV (S/N: U356) wurde am 6. Mai 2014 auf der D-ANFE eingebaut. Ein Protokoll zu den nachfolgenden Funktionstests liegt nicht vor (vgl. Kapitel 1.6.2.6.4). Seither finden sich bis zum Unfalltag keine Beanstandungen vonseiten der Flugbesatzungen im Bordbuch (*technical logbook*) in Bezug auf eine allfällige Schwergängigkeit der Bugradsteuerung.

Aufgrund einer Beanstandung der gleichen Flugbesatzung, die am Folgetag in den Unfall verwickelt war, wurde am 3. Dezember 2014 folgender Eintrag in das technische Bordbuch (*techlog*) der D-ANFE vorgenommen:

„Crew reported after touchdown A/C moves to the right without any brake or engine reverse, also during taxi [...].“



Wie im *technical logbook* vermerkt, wurde nach eingehender Fehlersuche, ohne dass beim Rolltest die ursprüngliche Beanstandung reproduziert werden konnte, am rechten Hauptfahrwerk die Bremseinheit 3 aufgrund einer heissen Bremsrückplatte (*back plate*) ersetzt.

### 1.1.3 Flugverlauf

Am 4. Dezember 2014 um 05:33 UTC startete das Flugzeug ATR 72-202, eingetragen als D-ANFE, vom Flughafen Dresden (EDDC) zu einem Linienflug nach Zürich (LSZH). An Bord des Flugzeuges mit dem Flugplankennzeichen DWT286 und dem Funkrufzeichen „*Darwin two eight six*“ befanden sich zwei Piloten, zwei Flugbegleiterinnen und 26 Passagiere.

Aufgrund einer Störung musste während des Reisefluges die Klimaanlageeinheit 1 einmal zurückgesetzt werden, wonach diese für den Rest des Fluges wieder normal funktionierte.

Nach einem ereignislosen Sink- und Anflug setzte die D-ANFE um 07:02 UTC auf der Piste 14 des Flughafens Zürich bei leichtem Nordwind auf. Gemäss Aussagen der Flugbesatzung verlief das Aufsetzen des Hauptfahrwerkes und des Bugfahrwerks normal.

Nachdem die Bugräder ungefähr 1050 m nach der Landebahnschwelle in Kontakt mit der Piste gekommen waren, trennte sich der Reifen des rechten Bugrades während des Ausrollens vom Bugfahrwerk. Nach weiteren rund 470 m schlitterte das Bugfahrwerk ausschliesslich auf den Felgen weiter (vgl. Kapitel 1.12.1). Der Kommandant gab später an, dass er kurz vor Erreichen der Rollabzweigung (*intersection*) H1 bemerkt habe, dass die Steuerung nicht richtig funktionierte.

Der Copilot meldete daraufhin dem Flugverkehrsleiter (FVL) der Platzverkehrsleitstelle (*Aerodrome Control Tower – TWR*) um 07:04:12 UTC Folgendes: „*Darwin two eight six uh we have a problem, we're on the runway trying to vacate.*“ Zusätzlich bat er den FVL, die Feuerwehr aufzubieten, da er heisse Bremsen vermutete.

Die Steuerung wurde daraufhin von der Flugbesatzung durch asymmetrische Leistungssetzung der beiden Triebwerke sowie durch asymmetrisches Bremsen der Hauptfahrwerkräder sichergestellt. Der FVL wies die Besatzung anschliessend an, die Piste nach Möglichkeit über die *intersection* H1<sup>1</sup> zu verlassen. Dies entsprach auch der Absicht der Flugbesatzung, da die Vibrationen während des Ausrollens immer stärker wurden.

Die beiden Flugbegleiterinnen gaben später an, dass das Flugzeug nach dem Aufsetzen etwas nach rechts ausgebrochen sei und sich das Ausrollen angefühlt hätte, als ob die Landebahn voller Bodenwellen wäre.

Das Flugzeug wurde kurz nach dem Rollhaltebalken der Kategorie (*category – CAT*) I auf dem Rollweg (*taxiway – TWY*) H1 zum Stillstand gebracht.

Die Feuerwehr traf kurze Zeit später beim Flugzeug ein und untersuchte die Bremsen auf Überhitzung.

Nachdem das Flugzeug zum Stillstand gekommen war, bat der Copilot den FVL um eine Pistenkontrolle (*runway inspection*) der Piste 14, da er Probleme mit den Reifen und deshalb Schäden an der Piste vermutete. Die Kontrolle der Piste wurde unverzüglich eingeleitet, wobei ein Reifen des Bugfahrwerks der D-ANFE auf der Piste 14 ungefähr 2080 m von der Pistenschwelle auf der Mittellinie gefunden wurde (vgl. Kapitel 1.10.3). Zusätzlich wurden auch Schleifspuren festgestellt, die aber für den weiteren Betrieb der Piste 14 als nicht einschränkend eingeschätzt wurden.

---

<sup>1</sup> H1 entspricht der ersten Möglichkeit, die Piste 14 zu verlassen (vgl. Anlage 1).

Der Kommandant informierte die Kabinenbesatzung, dass ein technisches Problem vorliege und dass die Feuerwehr zur Sicherheit vor Ort sei. Weiter informierte er die Passagiere, dass sie nach Ankunft des Passagierbusses das Flugzeug normal verlassen können werden.

Alle Insassen blieben unverletzt, verliessen das Flugzeug über die bordeigene Treppe und wurden mit einem Bus zum Ankunftsterminal gebracht.

Die Piste wurde unmittelbar nach dem Ereignis gesperrt, was zur Folge hatte, dass vier Flugzeuge, die sich im Anflug hinter der D-ANFE befanden, durchstarten mussten. Die Piste 14 wurde nach einer weiteren Kontrolle um 08:07 UTC durch den Flughafenbetreiber wieder für den Betrieb mit reduzierter Anflugrate freigegeben. Die erste Landung erfolgte um 08:20 UTC.

#### 1.1.4 Ort und Zeit des Unfalls

Unfallort	Piste 14 des Flughafens Zürich, Schweiz
Datum und Zeit	4. Dezember 2014, 07:02 UTC
Beleuchtungsverhältnisse	Tag
Koordinaten	N 47° 28' 29" / E 008° 32' 47" (WGS 84)
Höhe	423 m/M entsprechend 1387 ft AMSL <sup>2</sup>
Endlage des Wracks	Südlich des Rollhaltebalkens auf dem Rollweg H1

## 1.2 Personenschäden

### 1.2.1 Verletzte Personen

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	4	26	30	Nicht zutreffend
Gesamthaft	4	26	30	0

## 1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Bugfahrwerk des Flugzeuges wurde erheblich beschädigt (vgl. Kapitel 1.12.2).

## 1.4 Drittschaden

Die Piste wurde nach dem Unfall besichtigt, jedoch nicht maschinell gereinigt (vgl. Kapitel 1.17.1). Ausser ein paar Reifen- und Kratzspuren entstand kein wesentlicher Drittschaden. Ein 2 m langes Stück des Belages wurde zu einem späteren Zeitpunkt ausgebessert.

Am Nachmittag des Unfalltages erfolgte eine zweite ausgedehnte Inspektion der Piste 14 und des Rollwegs H1 (vgl. Kapitel 1.10.4). Dabei wurden Kleinteile gefunden (vgl. Abbildung 9).

<sup>2</sup> AMSL: *Above Mean Sea Level*, Höhe über dem mittleren Meeresspiegel

**1.5 Angaben zu Personen**

## 1.5.1 Kommandant

Person	Niederländischer Staatsangehöriger, Jahrgang 1963	
Lizenz	Verkehrspilotenlizenz für Flugzeuge ( <i>Airline Transport Pilot License Aeroplane – ATPL(A)</i> ) nach den Standards der Europäischen Agentur für Flugsicherheit ( <i>European Aviation Safety Agency – EASA</i> ) ausgestellt durch die zivile Luftfahrtbehörde ( <i>Civil Aviation Authority – CAA</i> ) der Niederlande	
Flugerfahrung	Gesamthaft	7278 h
	Auf dem Unfallmuster	1596 h
	während der letzten 90 Tage	81:15 h
	davon auf dem Unfallmuster	81:15 h

Alle vorliegenden Angaben deuten darauf hin, dass der Kommandant seinen Dienst ausgeruht und gesund antrat. Es liegen keine Hinweise vor, dass zum Zeitpunkt des Unfalls Ermüdung eine Rolle gespielt hat.

## 1.5.2 Copilot

Person	Deutscher Staatsangehöriger, Jahrgang 1977	
Lizenz	Berufspilotenlizenz für Flugzeuge ( <i>Commercial Pilot License Aeroplane – CPL(A)</i> ) nach <i>Joint Aviation Requirements (JAR)</i> ausgestellt durch das Deutsche Luftfahrt-Bundesamt (LBA)	
Flugerfahrung	Gesamthaft	1820 h
	Auf dem Unfallmuster	1195 h
	während der letzten 90 Tage	85:01 h
	davon auf dem Unfallmuster	85:01 h

Alle vorliegenden Angaben deuten darauf hin, dass der Copilot seinen Dienst ausgeruht und gesund antrat. Es liegen keine Hinweise vor, dass zum Zeitpunkt des Unfalls Ermüdung eine Rolle gespielt hat.

## 1.5.3 Kabinenbesatzung

Die zwei Mitglieder der Kabinenbesatzung mit Jahrgang 1975 bzw. 1977 waren deutsche Staatsangehörige.

**1.6 Angaben zum Luftfahrzeug**

## 1.6.1 Allgemeine Angaben

Eintragungszeichen	D-ANFE
Luftfahrzeugmuster	ATR 72-202
Charakteristik	Zweimotoriges Regionalflugzeug mit Propellerturbinenantrieb, ausgeführt als freitragender Hochdecker in Ganzmetallbauweise mit Einziehfahrwerk in Bugradanordnung
Hersteller	Avions de Transport Régional (ATR), Toulouse, Frankreich

Baujahr	1991
Werknummer	272
Eigentümer	BKM Luftfahrt-GbR, 63654 Büdingen, Deutschland
Halter	Avanti Air GmbH & Co.KG, 57299 Burbach, Deutschland
Triebwerk	Pratt & Whitney (PW) 124 B
Propeller	Vierblatt-Verstellpropeller
Relevante Ausrüstung	Passagierversion mit oben angebrachter Ladeluke ( <i>upper cargo door</i> ); kein <i>tire pressure indication system</i> (TPIS) installiert.
Betriebsstunden Zelle	43 937 h TSN <sup>3</sup> 45 330 CSN
davon NLG	34 366 CSN 7581 CSO
Betriebsstunden / Anzahl Landungen des DCSV (S/N U356, P/N C24568000-4) seit dem Einbau am 6. Mai 2014	565:48 h 532 FC
Masse und Schwerpunkt	Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch ( <i>Aircraft Flight Manual – AFM</i> ) zulässigen Grenzen.
Letzter geplanter Unterhalt	Zelle A-Check am 10. November 2014 bei 43 883 h TSN und 45 283 CSN NLG A-Check am 10. November 2014 bei 34 319 CSN <i>Line check</i> und <i>weekly check</i> in der Nacht auf den 4. Dezember 2014 (ca. 02:00 UTC)
Technische Einschränkungen	Keine
Zugelassene Treibstoffqualität	Flugpetrol JET A1
Treibstoffvorrat	Gemäss Flugplan umfasste der Treibstoffvorrat beim Anflug auf den Flughafen Zürich rund 400 kg <i>extra fuel</i> , was Warteverfahren von 40 Minuten erlaubte.
Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das Deutsche Luftfahrt-Bundesamt (LBA) am 23. Mai 2013, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister
Lufttüchtigkeitszeugnis	Ausgestellt durch das LBA am 23. Mai 2013
Lufttüchtigkeits-Folgezeugnis	Datum der Ausstellung: 29. August 2014 Datum des Ablaufs der Gültigkeit: 18. September 2015
Zulassungsbereich	Gewerbsmässig
Kategorie	IFR bei Tag/Nacht, IFR-Kategorie II
Modifikationen	Keine unfallrelevanten

<sup>3</sup> TSN: *time since new*, TSO: *time since overhaul*, CSN: *cycles since new*, CSO: *cycles since overhaul*, FC: *flight cycles*

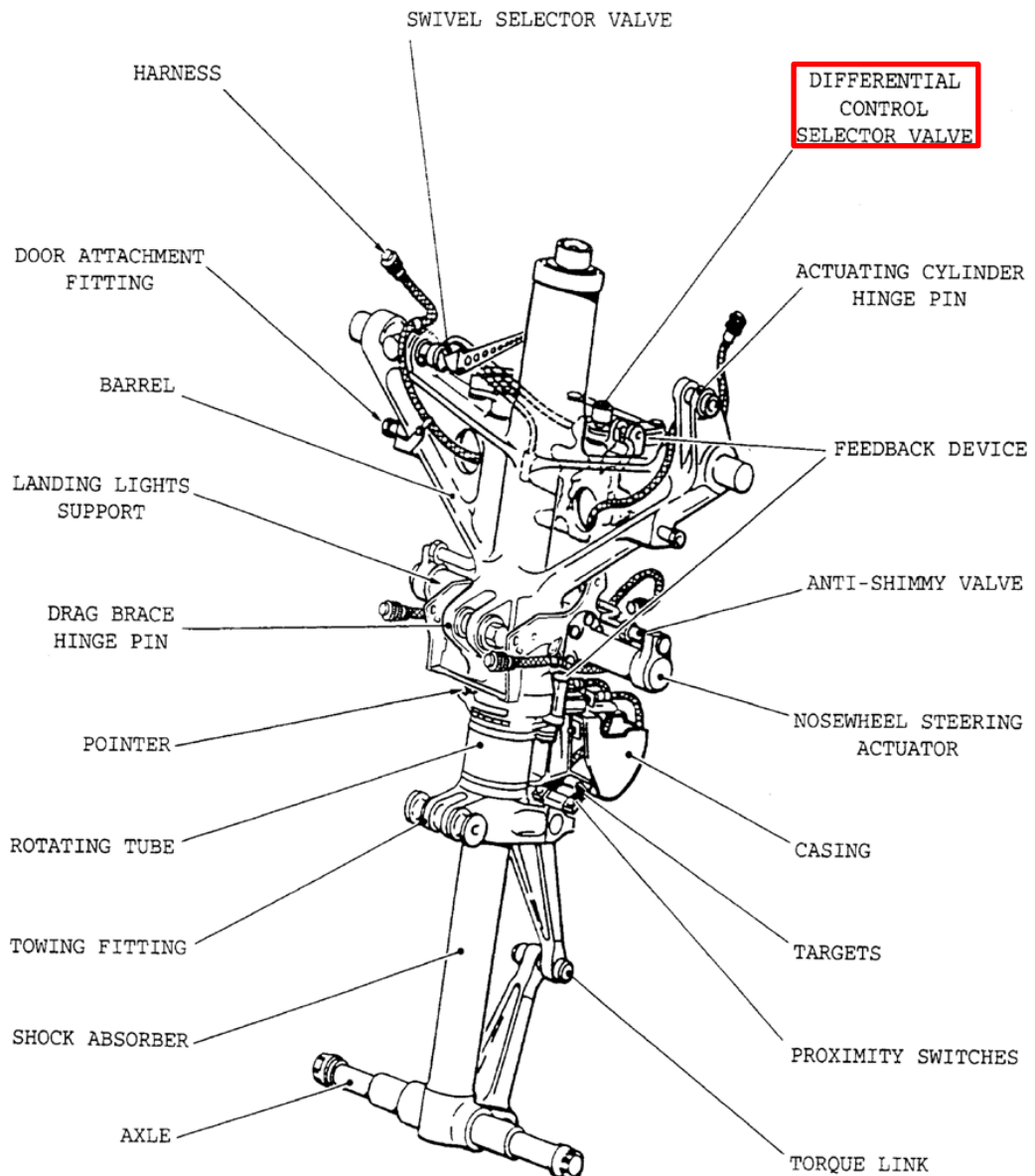
## 1.6.2 Ausgewählte Systeme und Ausrüstungen des Luftfahrzeuges

## 1.6.2.1 Allgemeines

Im Folgenden werden nur diejenigen Systeme kurz beschrieben, die für den Unfall von Bedeutung waren; es betrifft im vorliegenden Fall die wichtigsten Baugruppen des Bugfahrwerkes.

## 1.6.2.2 Beschreibung des Bugfahrwerkes

Das Bugfahrwerk der ATR 72-202 fährt in einer Kreisbewegung nach vorne ein. Es besteht aus dem Fahrwerkbein (*leg assembly*) und der Zugstrebe (*drag brace*), die in der nachfolgenden Darstellung der Abbildung 1 nicht enthalten ist. Das Fahrwerkbein beinhaltet den Stossdämpfer und das Bugradlenksystem. Dieses besteht aus einem Differentialsteuerventil (*differential control selector valve – DCSV*), das den hydraulischen Steuerdruck kontrolliert und diesen Druck an den Lenkantrieb (*nose wheel steering actuator*) weitergibt. Dieser überträgt beim Lenken den hydraulischen Druck auf das Lenkrohr (*rotating tube*), das mit den Bugfahrwerksrädern verbunden ist.



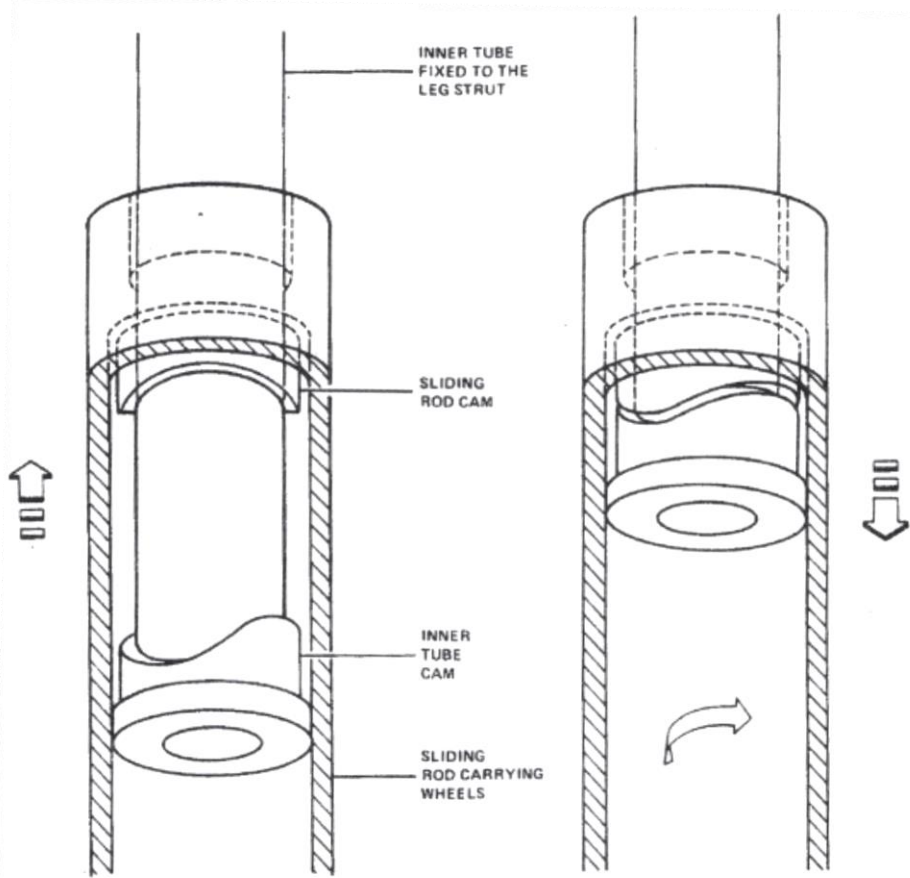
**Abbildung 1:** Darstellung der Bugfahrwerkkomponenten mit der Bezeichnung *differential control selector valve* (DCSV) rot eingerahmt

Die Zugstrebe hält das Fahrwerk entweder in der ein- oder der ausgefahrenen Stellung. Es gibt keine Sensoren, die den Einschlag der Bugräder erfassen. Der Einschlagwinkel wird ausschliesslich mechanisch an das Steuerhandrad im Cockpit zurückgeleitet. Das DCSV wie auch der Lenkantrieb sind auf der Rückseite des Bugfahrwerks montiert und sind deshalb nur schwierig einzusehen und zu erreichen.

### 1.6.2.3 Bugfahrwerkstossdämpfer

Das Bugfahrwerk ist mit einem doppelwirkenden hydropneumatischen Stossdämpfer ausgestattet. Dieser absorbiert die Energie, die bei der Landung auf das Bugfahrwerk einwirkt, sowie Stösse, die beim Rollen über Unebenheiten entstehen.

Der Stossdämpfer (*shock absorber*) besteht aus einer inneren Röhre (*inner tube*), die mit dem Zylindermantel (*barrel*) verbunden ist und einer konzentrischen Gleitstange (*sliding rod*), auf der die Achse (*axle*) für die beiden Bugräder befestigt ist. Die innere Röhre sowie die Gleitstange (*sliding rod*) sind je mit einer Kulisse (*cam*) ausgestattet, die ineinandergreifen und somit das Einschlagen der Bugräder verhindern, wenn der Stossdämpfer komplett ausgefahren ist, d. h. das Bugfahrwerk entlastet ist (vgl. Abbildung 2).



**Abbildung 2:** Darstellung des Bugfahrwerkstossdämpfers in eingefahrenem (*compressed*) Zustand links sowie in ausgefahrenem (*extended*) Zustand rechts, in dem das Bugfahrwerk über die Kulissen (*cam*) zentriert wird.

### 1.6.2.4 Steuermechanismus

Die Bugradsteuerung (*nose wheel steering system – NWS*) ist hydraulisch angetrieben und wird mechanisch von einem Steuerhandrad (*tiller control*) aus gesteu-

ert. Dieses befindet sich im Cockpit auf der linken Seite unterhalb des linken Seitenfensters. Das Steuerhandrad wirkt dabei über ein komplexes System von Steuerkabeln, Kurbeln und Steuerhebeln auf das DCSV (vgl. Kapitel 1.6.2.6).

Das Steuerhandrad dreht auf beide Seiten um  $112^\circ$  und resultiert dabei in einem maximalen Einschlag von  $60^\circ$  links und rechts der Bugräder. Ein Federmechanismus zentriert das Steuerhandrad, wenn es losgelassen wird, und führt so die Bugräder in die Grundstellung zurück.

Das DCSV überträgt die mechanischen Eingaben vom Steuerhandrad im Cockpit in Form von hydraulischen Steuerbefehlen auf den Lenkantrieb (*nose wheel steering actuator*). Dieser erzeugt die hydraulische Kraft, um die Bugräder um bis zu  $60^\circ$  links und rechts einzuschlagen. Eine Rückmeldevorrichtung (*feedback device*) unterbricht den hydraulischen Druck im DCSV, sobald der gewünschte Bugradeinschlag erreicht ist.

#### 1.6.2.5 Ein- und Ausfahren des Bugfahrwerks

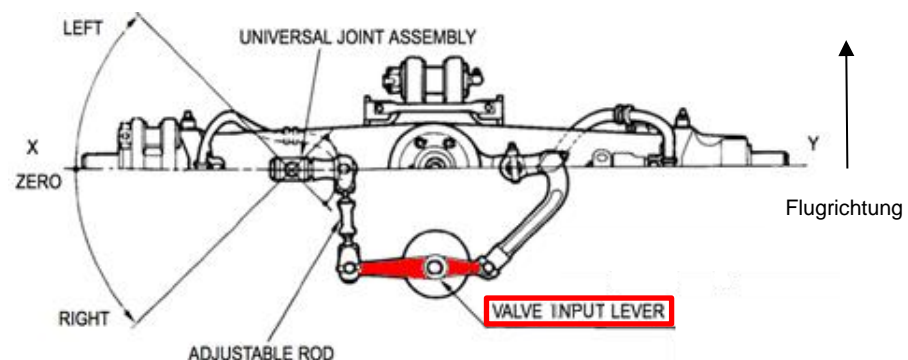
Das Bugfahrwerk (*nose landing gear – NLG*) lässt sich nur ein- bzw. ausfahren, wenn das Flugzeug nicht mehr am Boden (*ground mode*) ist.

Bei nicht zentrierten Bugrädern ist der Bugfahrwerkstossdämpfer wegen der beiden Kulissen (*cam*) nicht vollständig ausgefahren (vgl. Abbildung 2). In der Folge können die Annäherungsschalter (*proximity switches*) das NLG nicht in der Position *air mode* detektieren, weshalb das NLG nicht eingefahren werden kann.

#### 1.6.2.6 Differential Control Selector Valve

##### 1.6.2.6.1 Beschreibung

Das Differentialsteuerventil (*differential control selector valve – DCSV*) ist über dem Lenkantrieb (*nose wheel steering actuator*) auf der hinteren Seite des Bugrades montiert. Zwei hydraulische Anschlüsse verbinden den Lenkantrieb mit dem DCSV und dieses ist wiederum mit zwei Anschlüssen am blauen hydraulischen System angeschlossen (Druck- und Rücklaufleitung). Das DCSV ist auf dessen Oberseite über einen Eingabehebel (*valve input lever*) mechanisch über das Feedbackgestänge (*feedback device*) und weitere Komponenten mit dem Steuerhandrad im Cockpit verbunden. Der Eingabehebel wiederum ist mit einer Taumelscheibe (*rocking plate*) verbunden, die über einen Steuerkolben das DCSV betätigt. Ferner verfügt dieses über ein Koppelventil, das die beiden Hydraulikleitungen zum Lenkantrieb verbindet, um ein freigängiges Einschlagen der Bugräder beim Schleppen des Flugzeuges zu erlauben. Zusätzlich dient diese Vorrichtung als Flatterdämpfung (*anti-shimmy*). Im ausgebauten Zustand des DCSV ist der Eingabehebel (*valve input lever*) frei drehbar; dieser ist zudem nicht symmetrisch ausgelegt – ein Ende ist länger als das andere (vgl. Abbildung 3).

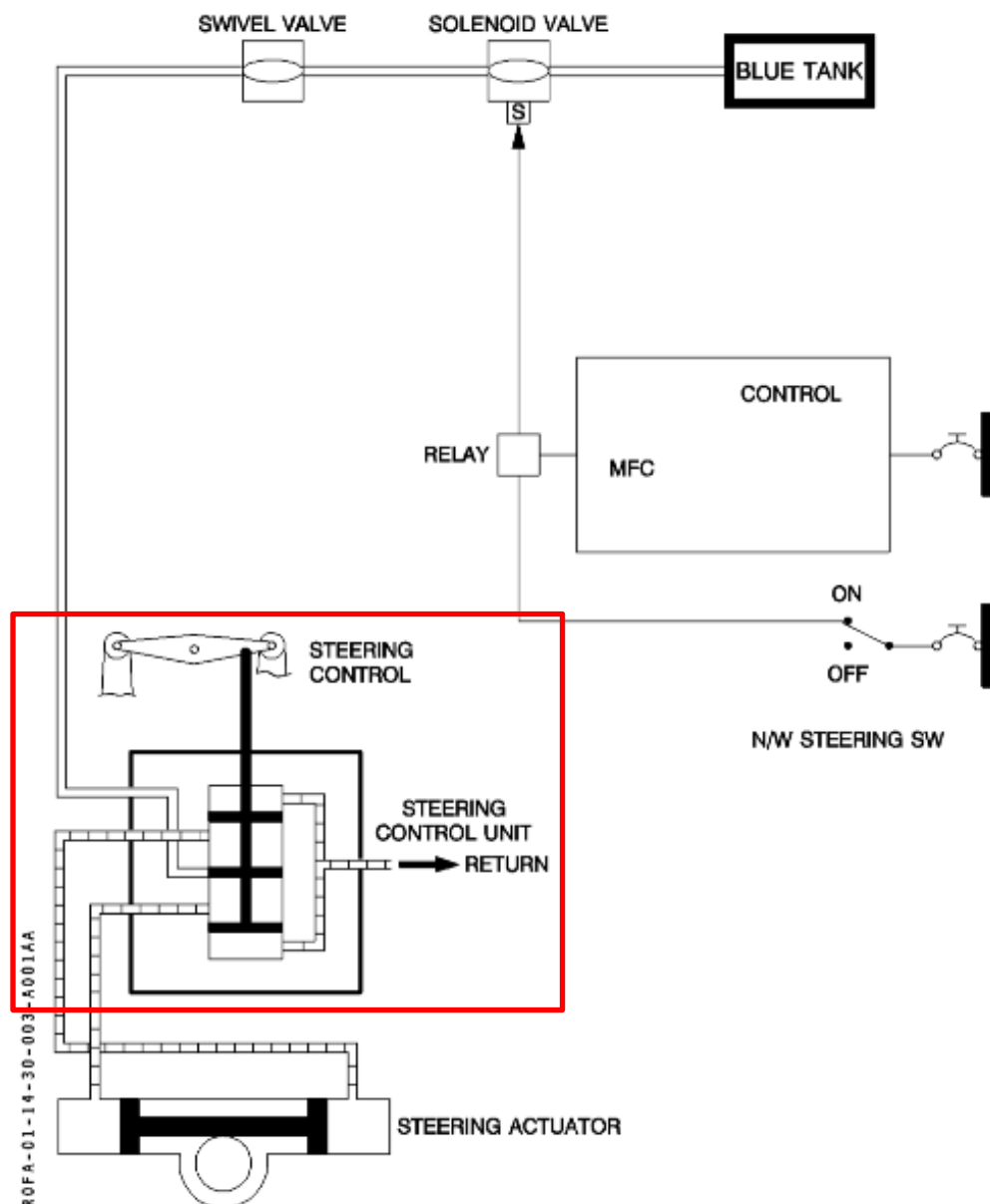


**Abbildung 3:** Darstellung des Differentialsteuerventils (*differential control selector valve – DCSV*) mit dem Eingabehebel (*valve input lever*) rot eingrahmt und dem Eingabewinkel (X) in einem Bereich von  $-36^\circ$  bis  $+36^\circ$ .

Der hydraulische Druck zum DCSV kann entweder durch ein elektrisches Solenoidventil oder durch ein Drehventil (*swivel valve*) unterbrochen werden. Das Solenoidventil kann durch den gesicherten Bugradsteuerungsschalter (*N/W STEERING SW*) im Cockpit betätigt werden oder durch den Multifunktionscomputer (*multi function computer* – MFC). Vor dem Schleppen des Flugzeuges muss die Bugradsteuerung ausgeschaltet sein, um eine Beschädigung zu verhindern. In Abhängigkeit davon, ob das Flugzeug am Boden oder in der Luft ist, gibt der MFC den Hydraulikdruck zum DCSV frei. Das Drehventil unterbricht den Hydraulikdruck mechanisch, wenn das Bugfahrwerk nicht ausgefahren und verriegelt ist.

#### 1.6.2.6.2 Funktionsweise

Bei der Betätigung des Eingabehebels wird die Achse der Taumelscheibe (*rocking plate*) um bis zu 5° verändert und das wiederum lässt den Steuerkolben nach oben oder nach unten bewegen. Das DCSV führt dann dementsprechend Hydraulikdruck zum Lenkantrieb, bis das Feedbackgestänge den Eingabehebel wieder in die Neutralstellung bringt und somit die Drehung der Bugräder unterbricht.



**Abbildung 4:** Hydraulischer Kreislauf für die Bugfahrwerksteuerung mit dem DCSV in vereinfachter Darstellung (rot eingerahmt)



### 1.6.2.6.3 Ein- und Ausbau des DCSV

In der Betriebsanleitung für den Unterhalt (*Aircraft Maintenance Manual – AMM*) sind im Kapitel 32-51-00 folgende Anmerkungen verzeichnet:

*„Item 003 (Removal) To prevent any inversion during the re-installation of the differential control selector valve, notice the position of the valve input lever.“*

*“Item 004 (Installation) Place the differential control [selector] valve input lever in position noted during the removal, with the long leg of the valve input lever pointing at the left side of the aircraft.“*

Diese Anmerkungen in der Betriebsanleitung sind eine Konsequenz eines Vorfalles, bei dem ein Flugzeug mit einem DCSV mit falsch positioniertem Eingabehebel betrieben wurde. Der in der Längsachse um 180° verdreht angeschlossene Eingabehebel führte dazu, dass die Bugradsteuerung schwergängig war und dass die Bugräder nicht korrekt gesteuert werden konnten (vgl. Kapitel 1.18.1).

Nach dem Einbau des DCSV wird auf eine vorgegebene Funktionskontrolle verwiesen: *„Item 006 (functional test steering system): see job instruction card 325100-FUT-10000“*.

### 1.6.2.6.4 Funktionskontrolle des Steuerungssystems

Nach den üblichen Warnungs- und Sicherheitsanweisungen sowie der elektrischen und hydraulischen Systemvorbereitung wird im AMM 32-51-00 FUT 10000-001 im Abschnitt 005 folgender Funktionstest vorgeschrieben (Übersetzung aus dem Original in englischer Sprache):

1. Bewegen Sie das Steuerhandrad (*tiller*) langsam in einer Richtung bis zum Stopp und überprüfen Sie, ob
  - die Bewegung des Bugfahrwerks sich synchron mit dem Steuerhandrad bewegt;
  - sobald das Steuerhandrad stoppt, auch das Fahrwerk stoppt, und;
  - keinerlei ruckartigen Bewegungen gespürt werden können.
2. Überprüfen Sie, ob der maximale Ausschlag des Bugfahrwerks zwischen 57° und 63° zur Neutralposition beträgt.
3. Wiederholen Sie die Bewegung in die entgegengesetzte Richtung.
4. Bewegen Sie das Steuerhandrad so schnell als möglich von Stopp zu Stopp und kontrollieren Sie, ob das Bugfahrwerk die Bewegung inert 5 bis 7 Sekunden nachvollzieht.
5. Lassen Sie das Steuerhandrad von der maximalen Links- sowie der maximalen Rechtsposition los und überprüfen Sie, ob das Fahrwerk selbständig in die Neutralposition zurückdreht mit einer maximal zulässigen Abweichung von 5°.
6. Überprüfen Sie, ob die beiden Abweichungen sich um maximal 1° unterscheiden.

Anmerkung: Werden die Limiten der Arbeitsschritte 2, 5 und 6 überschritten, ist nach Arbeitskarte 325100-ADJ-10000 vorzugehen.

## 1.7 Meteorologische Angaben

### 1.7.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz befand sich zwischen einer Hochdruckbrücke über dem nördlichen Mitteleuropa und einem Tief über dem Tyrrhenischen Meer. Ausgedehnte Schicht-

bewölkung bedeckte Mitteleuropa und das nördliche Alpenvorland. Die Wolkenobergrenze lag im Raum Zürich auf rund 4300 ft AMSL, an der Basis einer markanten Temperaturinversion.

Unterhalb der Inversion wehten schwache Winde aus Sektor Ost bis Südost. In den obersten 100 bis 200 m der Schichtwolken bestand die Tendenz zu Raureif. In tiefer liegenden Wolkenschichten war kein Eisansatz zu erwarten. Über dem Stratus zogen Altocumulusfelder mit Virgae nach Nordnordost.

Wetter/Wolken	5/8 – 7/8, 600 ft AAE <sup>4</sup>
Sicht	7 km
Wind	variabel, 2 kt
Temperatur/Taupunkt	3 °C / 2 °C
Luftdruck (QNH)	1013 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO <sup>5</sup> -Standardatmosphäre)
Gefahren	keine

#### 1.7.2 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimet: 124°	Höhe: 1°
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

### 1.8 Navigationshilfen

Die betreffenden Navigationshilfen befanden sich im Normalbetrieb und standen uneingeschränkt zur Verfügung.

### 1.9 Kommunikation

Der Funkverkehr zwischen der Flugbesatzung und den Flugsicherungsstellen fand in englischer Sprache und ohne technische Schwierigkeiten statt.

### 1.10 Angaben zum Flughafen

#### 1.10.1 Allgemeines

Die Bezugshöhe des Flughafens beträgt 1416 ft AMSL und als Bezugstemperatur sind 24.0 °C festgelegt.

#### 1.10.2 Pistenausrüstung

Der Flughafen Zürich zeichnet sich durch ein System von drei Pisten aus. Die Pisten 16 und 14 sind mit einem Instrumentenlandesystem (ILS) der Kategorie III ausgerüstet und die Piste 34 mit einem ILS der Kategorie I. Die Piste 28 ist mit einem ILS ohne Klassifizierung (*uncategorized*) ausgerüstet, die ein gegenüber der Kategorie I erhöhtes Wetterminimum aufweist. Die Pisten eignen sich somit für *precision approaches*.

Die Pisten des Flughafens Zürich weisen folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe der Pistenschwellen
16/34	3700 × 60 m	1390/1388 ft AMSL
14/32	3300 × 60 m	1402/1402 ft AMSL
10/28	2500 × 60 m	1391/1416 ft AMSL

<sup>4</sup> AAE: *above aerodrome elevation*

<sup>5</sup> ICAO: *International Civil Aviation Organization*

Zum Zeitpunkt des Unfalls standen alle drei Pisten mit ihrer ganzen Pistenlänge für Landungen zur Verfügung.

### 1.10.3 Erste Pistenkontrollen

Die Pistenkontrolle wurde unmittelbar nach der Landung der D-ANFE von der Rollwegabzweigung (*intersection*) H3 (Pistenschwelle Piste 32 vgl. Anlage 1) um 07:06 UTC eingeleitet. Die Pistenkontrolle wurde visuell leicht rechts von der Pistenmitte versetzt entlang der Mittellinie durchgeführt. Dabei wurde ein Reifen des Bugfahrwerks der D-ANFE auf der Pistenmittellinie ungefähr 2080 m von der Pistenschwelle der Piste 14 entfernt vorgefunden (vgl. Abbildung 5).



**Abbildung 5:** Anlässlich der Kontrolle der Piste 14 nach der Landung der D-ANFE wurde in ungefähr 2080 m Entfernung von der Pistenschwelle der Reifen des rechten Bugrades vorgefunden. Daneben sind weisse und schwarze Spuren sichtbar.

Gemäss Aussage des Airport Managers, der diese Kontrolle durchführte, konnte er keine weiteren Teile des Bugfahrwerkes am Fundort des Reifens feststellen. Nachdem er den Reifen eingeladen hatte, setzte er die Kontrolle bis zum Ende der Piste 14 fort, wendete und fuhr – wiederum leicht rechts versetzt – entlang der Mittellinie der Piste 14 in Richtung Ausgangsposition zurück. Dabei fielen ihm schwarze Gummispuren auf, die später in weisse und schwarze Spuren übergingen (vgl. Abbildung 5). Gemäss seinen Aussagen habe er die Spuren als für den Flugbetrieb nicht einschränkend eingeschätzt.

Bei der *intersection* H1 verliess der Airport Manager die Piste 14 wieder und fuhr zum Flugzeug, wo er die Koordination zwischen Feuerwehr, Flughafen und Polizei aufnahm. Die Piste wollte er zu diesem Zeitpunkt noch nicht freigegeben, da er nochmals eine Pistenkontrolle beabsichtigte. Kurz vor 08:00 UTC sei er dann mit einem Mitarbeiter der Feuerwehr, der als Fahrer fungierte, von der *intersection* H1 bis zur *intersection* G der Mittellinie entlanggefahren, wo sie wendeten und abermals der Mittellinie entlang zur *intersection* H1 zurückfuhren. Dabei wurde eine Geschwindigkeit von 60 km/h eingehalten, was 5 km/h unter der maximalen Geschwindigkeit für eine Pistenkontrolle lag. Diese Fahrten wurden zusätzlich mit einer Kamera mit Filmfunktion vom Airport Manager aufgenommen. Bei dieser Kontrolle wurde nichts Auffälliges gefunden. Nach dieser Kontrolle wurde die Piste 14 durch den Airport Manager um 08:07 UTC wieder für den Betrieb freigegeben.

#### 1.10.4 Zweite Pistenkontrolle

Um ca. 13:30 UTC wurde eine zweite Pistenkontrolle der Piste 14 durchgeführt in Anwesenheit der Abteilung Bauunterhalt der Flughafen Zürich AG und zwei Vertretern der SUST. Dabei wurden weitere Teile der Reifen, Metallspäne und ein Auswuchtgewicht des Bugfahrwerkes der D-ANFE gefunden (vgl. Abbildung 9). Bei dieser Kontrolle wurde festgehalten, dass ein 2 m langes Stück des Belages ausgebessert werden muss und dass dies wahrscheinlich im Frühjahr bzw. Sommer 2015 stattfinden wird.

#### 1.10.5 Rettungs- und Feuerwehrdienste

Der Flughafen Zürich ist mit Feuerbekämpfungsmitteln der Kategorie 10 ausgerüstet. Die Berufsfeuerwehr des Flughafens leistet während des Flugbetriebes permanent Bereitschaftsdienst.

### 1.11 Flugschreiber

#### 1.11.1 Flugdatenschreiber

##### 1.11.1.1 Allgemeine Angaben

Muster	UFDR
Hersteller	Sundstrand Data Control Inc.
Baujahr	1983
Werknummer	2145
Anzahl Parameter	131
Aufzeichnungsmedium	<i>solid state memory</i>
Aufzeichnungsdauer	ca. 30 h

Der digitale Flugdatenschreiber (*digital flight data recorder* – DFDR) konnte ausgewertet werden und alle verfügbaren Daten standen für die Untersuchung zur Verfügung. Die Positionen der Fusspedale bzw. des Steuerhandrads (*tiller control*) werden nicht aufgezeichnet (vgl. Kapitel 1.6.2.4).

#### 1.11.2 Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgerät

##### 1.11.2.1 Allgemeine Angaben

Muster	Model FA2100
Hersteller	L3 Communications
Baujahr	2005
Werknummer	000352580
Anzahl Parameter	4 Audiokanäle
Aufzeichnungsmedium	<i>solid state memory</i>
Aufzeichnungsdauer	2 Stunden

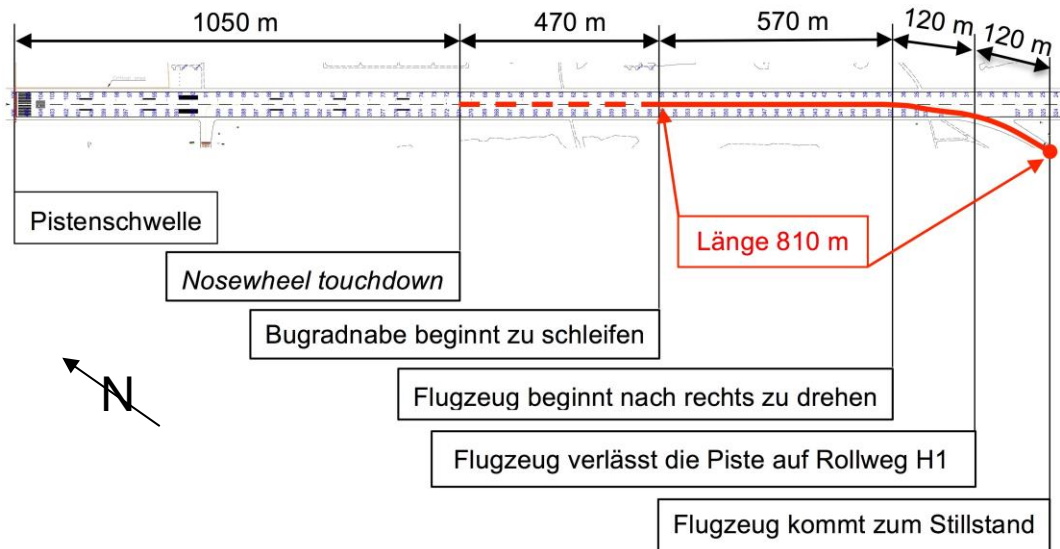
Alle vier Kanäle des Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgeräts (*cockpit voice recorder* – CVR) konnten ausgewertet werden und standen der Untersuchung zur Verfügung.

### 1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

#### 1.12.1 Aufprall und Unfallstelle

Wie auf Videoaufnahmen ersichtlich, erfolgten das Landemanöver und das Aufsetzen der Räder in normaler Weise. Die Bugräder kamen rund 1050 m nach der

Landebahnschwelle 14 in Kontakt mit der Piste. In der Folge trennten sich beide Reifen von den Felgen, wobei sich der linke Reifen zwischen beiden Felgen verkeilte und der rechte Reifen sich gänzlich löste und 2080 m von der Pistenschwelle entfernt vorgefunden wurde. Die ersten Spuren der Felgen auf der Belagsoberfläche konnten 1520 m von der Pistenschwelle entfernt gemessen werden.



**Abbildung 6:** Schematische Darstellung des Verlaufs der Landung der D-ANFE auf Piste 14 und das Verlassen auf den Rollweg H1

Trotz einiger seitlicher Abweichungen von der Landebahnmittellinie, die durch die Ausrichtung des Bugfahrwerks und dessen daraus folgende Beschädigung verursacht wurden, konnte die laterale Kontrolle durch Zuhilfenahme von asymmetrischer Leistung der Triebwerke gewährleistet werden. Das Flugzeug konnte schliesslich kontrolliert hinter der Rollhaltelinie des Rollweges H1 zum Stillstand gebracht werden. Die Oberfläche der Piste 14 erlitt dabei leichte Schäden.

### 1.12.2 Wrack

Eine erste Inspektion des Flugzeugs offenbarte, neben den Schäden am Bugfahrwerk, noch einen Schaden an der rechten Hauptfahrwerkstür und einen Riss an einem Rollscheinwerfer.



**Abbildung 7:** Schaden am Bugfahrwerk der D-ANFE nach der Landung; der linke Reifen blieb zwischen Felge, Fahrwerkbein und Achse eingeklemmt verkeilt.

Die beiden Bugräder wiesen eine deutliche Abriebspur auf jeder Lauffläche (vgl. Abbildung 8) auf.



**Abbildung 8:** Abriebspur an den beiden Bugfahrwerkreifen der D-ANFE

Anlässlich der zweiten Pistenkontrolle (vgl. Kapitel 1.10.4) wurden Teile der Reifen, Metallspäne und ein Auswuchtgewicht (vgl. rote Ellipse in Abbildung 9) des Bugfahrwerkes der D-ANFE gefunden.



**Abbildung 9:** Auf der Piste 14 vorgefundene Kleinteile des Bugfahrwerkes

### 1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Keine

## 1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

## 1.15 Überlebensaspekte

Weil die Zelle intakt blieb, kein Feuer ausbrach und das Flugzeug die Piste nicht verliess, bestand für Besatzung und Passagiere keine unmittelbare Gefahr. Die Passagiere verliessen das Flugzeug über die bordeigene Treppe und wurden mit einem Bus zum Ankunftsterminal gefahren.

## 1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

### 1.16.1 Erste Untersuchungen nach dem Unfall

Nach dem Unfall wurde das Flugzeug eingehend auf Schäden untersucht. Zusätzlich wurden verschiedene Komponenten des Bugfahrwerks einer Reihe von Tests unterzogen.

Die Untersuchung des Bugfahrwerkes und des umliegenden Bereichs erforderte die Entfernung einer Anzahl verschiedener Komponenten und Strukturteile. Die Inspektion der strukturellen Integrität des Bugfahrwerkbereiches erstreckte sich zwischen den Spanten 2 bis 13. Dazu gehörte auch die Untersuchung der dazwischen liegenden Rippen. Dabei wurde unter anderem nach verbogenen Holmen (*beams*), abgescherten Befestigungselementen (*fasteners*), Nieten (*rivets*) und verdrehten Rippen gesucht.

Die Steuerung des Bugfahrwerkssystems wurde gemäss der Testanleitung des Herstellers mit dem aufgebockten Flugzeug ausgeführt, das heisst mit dem Fahrwerk ausgefahren, jedoch nicht in Kontakt mit dem Boden (entsprechend Flugzeug im Flug). Folgendes konnte während dieser Tests festgehalten werden:

- Die volle Auslenkung des Steuerhandrades (*tiller*) im Cockpit nach links bewirkte einen Einschlag des Bugrades nach links auf einen Wert von 93° ausgehend von der Neutralposition.
- Die volle Auslenkung auf die rechte Seite bewirkte einen Einschlag des Bugrades nach rechts von 90°.
- Die Vorgaben des Herstellers für die maximale Auslenkung liegen in beiden Fällen bei einem Wert zwischen 57° und 63°.
- Nachdem das Steuerhandrad von der ganz linken Position losgelassen wurde, drehte das Bugrad auf die Neutralposition von 0° zurück.
- Von der ganz rechten Position drehte das Bugrad auf eine Position von 11° rechts.
- Gemäss Herstellerangaben liegt der Sollwert zwischen 0° und 5°.
- Die Laufzeit des Bugrades von der ganz linken Position zur ganz rechten Position, das heisst über einen Winkel von 93° links bis 90° rechts, betrug 10.8 s. Dieser Wert entspricht etwa 17 %/s, was mit den Herstellerangaben übereinstimmt.
- Um die Selbstzentrierung des Bugfahrwerkes zu überprüfen, wurde das Bugrad zunächst mit Hilfe des Steuerhandrades bis auf einen Wert von 63° links eingedreht und in dieser Stellung gehalten. Danach wurde die Flugzeugnase auf den Boden gesenkt, was bedeutete, dass eine Masse von ungefähr einer Tonne auf dem Bugrad ruhte. Danach wurde die Flugzeugnase wieder angehoben, bis der Stossdämpfer des Bugfahrwerks ganz ausgefahren war. Das Bugrad kehrte daraufhin bei eingeschalteter Hydraulik auf einen Wert von 3° links zur Neutralposition zurück.

Nach diesen Tests wurden zwei Metallplatten unter das Bugrad gesetzt, die untereinander gefettet waren. Mit dieser Vorrichtung wurde das Steuerungssystem des Bugfahrwerks unter Belastung getestet (entsprechend Flugzeug am Boden).

- Die volle Auslenkung des Steuerhandrades nach links bewirkte einen Einschlag des Bugrades nach links auf einen Wert von 93°.
- Die volle Auslenkung des Steuerhandrades nach rechts bewirkte einen Einschlag des Bugrades nach rechts auf einen Wert von 87°.
- Nach dem Loslassen des Steuerhandrades von der ganz linken Position, drehte das Bugrad auf eine Position von 5° links.
- Nach dem Loslassen des Steuerhandrades von der ganz rechten Position, drehte das Bugrad auf eine Position von 10° rechts.

Die Kräfte, die erforderlich sind, um das Steuerhandrad zu drehen, wurden danach gemessen. Die dabei gemessenen Kräfte waren zu hoch. Diese Tests wurden mit einem kalibrierten Kraftmesser, der mit einem Kabelbinder am Steuerhandrad befestigt wurde, sowie unter Zuhilfenahme der elektrischen Hydraulikpumpe vorgenommen. Grundsätzlich waren die Platzverhältnisse ausreichend, um diese Tests durchzuführen. Da aber die benötigten Kräfte gross waren, war es nicht immer möglich, den Kraftmesser 90° zur Drehachse halten zu können.

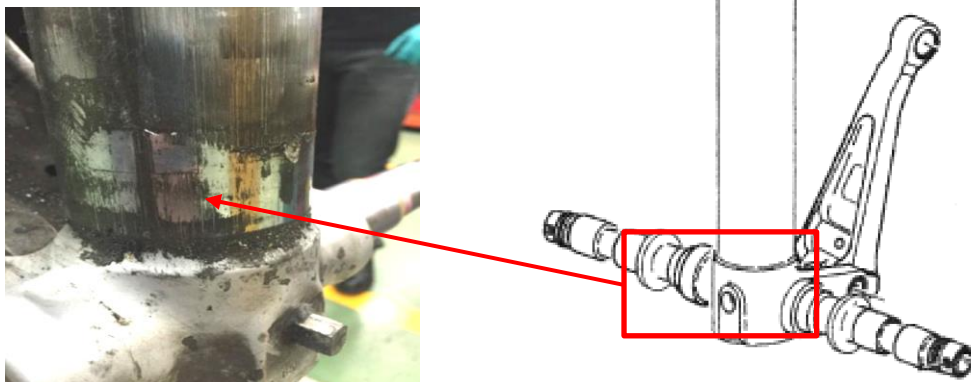
Danach wurde die Verbindung zwischen Steuerhandrad und Steuermechanismus getrennt und auf Gängigkeit geprüft. Das Steuerhandrad liess sich ohne Widerstand drehen, was darauf schliessen liess, dass die Schwergängigkeit beim Steuermechanismus am Bugfahrwerk zu finden war.

Vor Ort konnte weder ein Defekt noch ein Fehler des Bugfahrwerkes festgestellt werden. Die Radlager waren intakt und wiesen keine Spuren von Überhitzung oder sonstige mechanische Schäden auf. Die Untersuchung des Bugfahrwerkschachtes und des umliegenden Bereiches ergab keine Hinweise auf Beschädigung. Das Bugfahrwerk wurde ausgebaut und für weitere Untersuchungen dem Hersteller bzw. der Überholungsfirma übergeben.

#### 1.16.2 Untersuchung des Bugfahrwerkes

Der Stossdämpfer (*shock absorber*) des Bugfahrwerkes (*nose landing gear – NLG*) wies einen Druck von 23.8 bar auf, der innerhalb des Nominaldruckes von 25 +/- 5 bar lag.

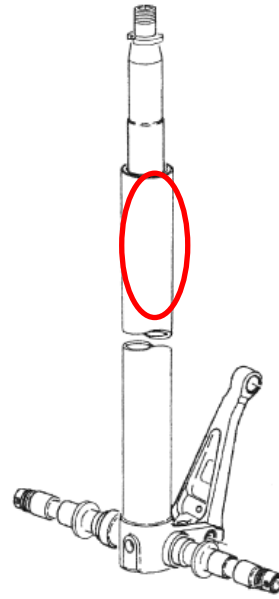
Der untere Teil der Gleitstange (*sliding rod*) wies Schäden auf, die auf mangelnde Schmierung zurückzuführen waren.



**Abbildung 10:** Schäden am unteren Ende der Gleitstange (*sliding rod*)

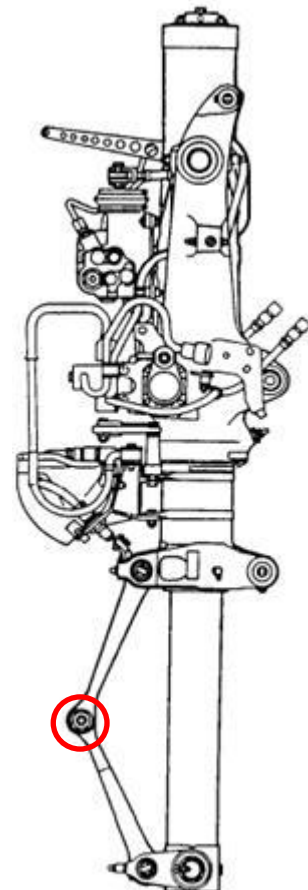
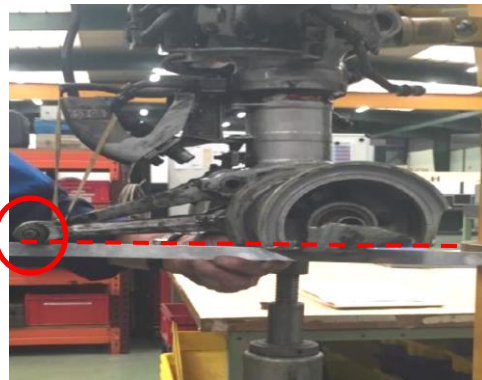
Die Gleitstange (*sliding rod*) der NLG-Gruppe wies Markierungen auf, die ebenfalls auf eine mangelnde Schmierung hindeuteten (vgl. Abbildung 11).





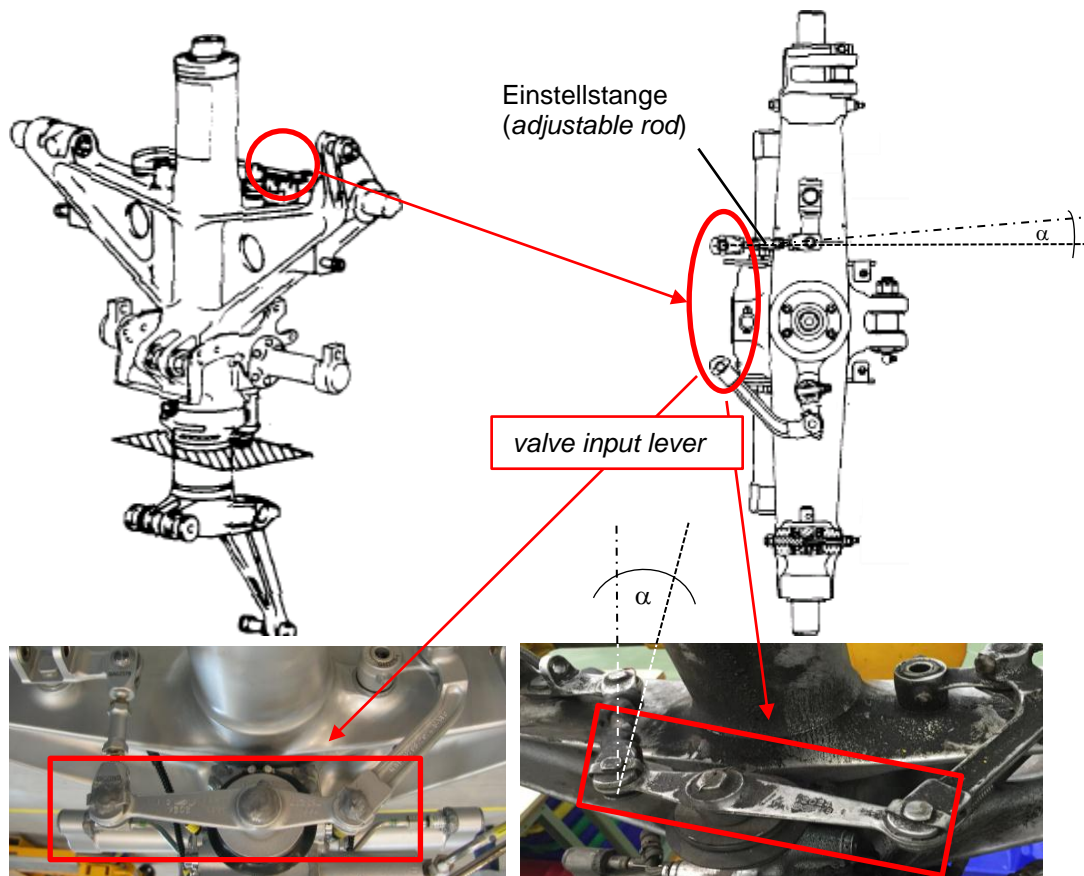
**Abbildung 11:** Markierungen an der Gleitstange (*sliding rod*) der NLG-Gruppe

Die Schleifspuren an den unteren Seiten der Gelenkaugen des oberen und unteren Hebelarms (*torque link*) waren eine Folge des während des Ausrollens dahinschlit-ternden Bugfahrwerks (vgl. Abbildung 12).



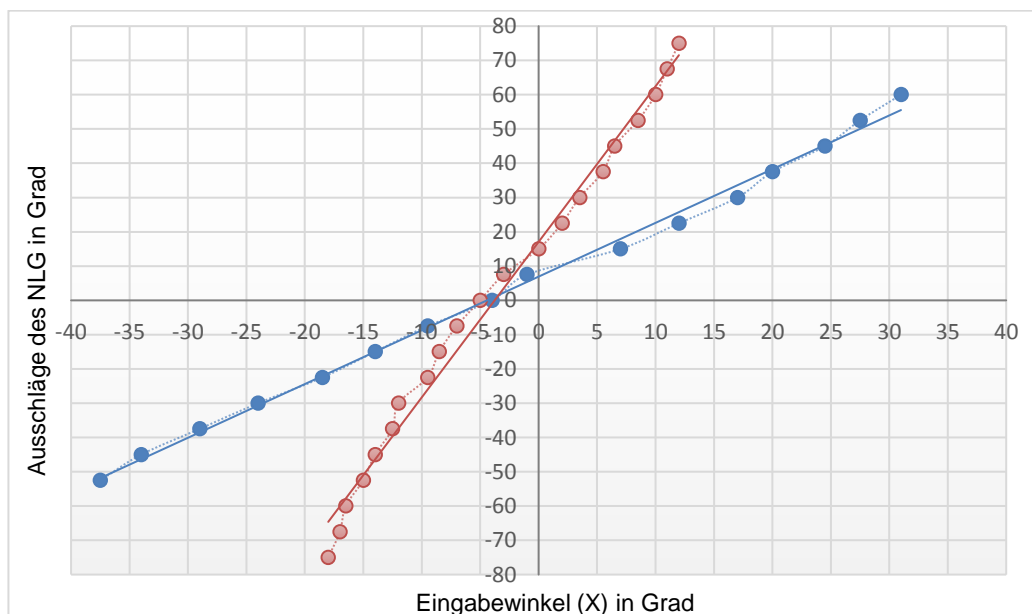
**Abbildung 12:** Beim Gelenk zwischen dem oberen und unteren Hebelarm (*torque link*) wiesen beide Gelenkaugen auf der untern Seite Schleifspuren auf.

Der *valve input lever* des Steuerungssystems wurde in der Längsachse um 180° verdreht angeschlossen vorgefunden (vgl. Abbildung 13).



**Abbildung 13:** Korrekt (linkes Bild) und in der Längsachse um 180° verdreht angeschlossener *valve input lever* (rechtes Bild) des Steuerungssystems (rot eingrahmt)

Dies hatte zur Folge, dass der Winkel  $\alpha$  (vgl. Abbildung 13) der Einstellstange (*adjustable rod*) falsch eingestellt wurde (*misaligned*) und unter mechanischer Belastung stand.



**Abbildung 14:** Darstellung der gemessenen Ausschläge des Bugfahrwerkes (*nose landing gear* – NLG) in Abhängigkeit des Eingabewinkels (X) über den gesamten Bereich von  $-36^\circ$  bis  $+36^\circ$  (vgl. Abbildung 3 in Kapitel 1.6.2.6.1), einmal mit *valve input lever* in normaler Position (blaue Messreihe) sowie bei um 180° verdrehtem angeschlossenen *valve input lever* (rote Messreihe).

Im Weiteren zeigte eine Versuchsreihe, dass das Übersetzungsverhältnis zwischen den Eingaben und den tatsächlichen Ausschlägen des Bugfahrwerkes bei um 180° verdreht angeschlossenem *valve input lever* um rund das Dreifache höher lag als bei korrekt angeschlossenem *valve input lever* (vgl. Abbildung 14).

Bei korrekt montiertem *valve input lever* zeigte die Einstellstange (*adjustable rod*) keine falsche Ausrichtung und der Ausschlag der Bugräder entsprach der Eingabe am Steuerrad (*tiller*) mit einer Genauigkeit von 1 bis 2°.

#### 1.16.3 Funktionstest der DCSV

Das DCSV (S/N: U356) wurde bei Hydrep in Dinard (F) getestet. Alle Testwerte lagen innerhalb der vorgegebenen Werte.

### 1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

#### 1.17.1 Flugplatzunternehmen

Die Freigaben zum Betrieb der Pisten auf dem Flughafen Zürich werden durch die Airport Authority erteilt. Im Einzelnen wird diese Aufgabe vom Airport Manager ausgeführt. Eine wesentliche Voraussetzung für eine Freigabe ist eine erfolgreich durchgeführte Pistenkontrolle. Die Vorgaben, wie eine Pistenkontrolle durchzuführen ist, sind in der entsprechenden Prozessanweisung aufgeführt.

Unter Punkt „5.1 Kontrolle Bewegungsflächen (Pisten und Rollwege)“ ist unter anderem vorgeschrieben, dass eine zusätzliche Pistenkontrolle nach Vorfällen zu unternehmen ist, welche die Flugsicherheit gefährden könnten. Dabei soll die Piste beidseits der Mittellinie mit einer maximalen Geschwindigkeit von 65 km/h befahren und kontrolliert werden.

Eine Abweichung von dieser Vorgabe besteht bei Bauarbeiten. In solchen Fällen müssen die Kontrollfahrten aufwändiger und unter einem anderen Muster unternommen werden.

#### 1.17.2 Flugbetriebsunternehmen

Die Fluggesellschaft Avanti Air wurde im Jahr 1994 am Flughafen Frankfurt am Main gegründet. Zwei Jahre später wurde der Charterflugverkehr mit einer Beechcraft 1900 aufgenommen.

Seit dem Umzug zum Siegerlandflughafen im Jahr 2000 unterhält das Unternehmen dort ihre Büros und einen Hangar. Zwei Jahre später wurden die ersten Linieneinflüge vom Typ ATR in Dienst gestellt.

Mit dem IOSA<sup>6</sup>-Sicherheitszertifikat erhielt Avanti Air im März 2010 die Einhaltung der operativen Sicherheitsstandards der IATA bestätigt.

Avanti Air führt Charterflüge durch und bietet zudem ihre Flugzeuge im *wet-lease* anderen Fluggesellschaften an, unter anderem für Meridiana Fly, Air Berlin und Intersky. Der vorliegend untersuchte Flug wurde im Auftrag der Fluggesellschaft Etihad Regional unter der Flugnummer F7 286 durchgeführt.

Im Mai 2014 musterte Avanti Air die ATR-72, eingetragen als D-ANFC, aus; am Ende des Jahres 2014 umfasste die Flotte nach der Ausmusterung der D-ANFD, nur noch das am vorliegenden Unfall beteiligte Flugzeug.

---

<sup>6</sup> IOSA: IATA Operational Safety Audit, IATA: International Air Transport Association

### 1.17.3 Flugzeughersteller

Als Joint-Venture des französischen Unternehmens Aérospatiale (heute Airbus Group) und der italienischen Aeritalia (heute Alenia) wurde Avions de Transport Régional im Jahr 1981 gegründet.

Das Flugzeugmuster ATR 42, deren Prototyp am 16. August 1984 seinen Erstflug hatte, war das erste Produkt. Ab Dezember 1985 war das Verkehrsflugzeug serienreif und zertifiziert. Die Weiterentwicklung ATR 72 wurde im Jahr 1985 erstmals vorgestellt und ab dem Folgejahr ausgeliefert.

Bis Ende September 2008 hatte ATR 795 Flugzeuge ausgeliefert, davon 403 Stück vom Typ ATR 42 und 392 vom Typ ATR 72. Im Frühjahr 2012 wurde die 1000. ATR, eine ATR 72-600, ausgeliefert.

Der Flugzeughersteller betreibt zwei eigene Flugsimulatorzentren, eines in Toulouse und eines in Singapur.

## 1.18 Zusätzliche Angaben

### 1.18.1 Zwischenfall in Neuseeland im Jahr 2009

Am 24. Mai 2009 meldete eine Flugbesatzung Probleme mit der Bugfahrwerksteuerung beim Kurvenrollen zum Standplatz. Der nötige Kraftaufwand am Steuerhandrad (*tiller*) sei ungewöhnlich hoch und das Fahrwerk reagiere nicht korrekt auf die Steuereingaben. Die Besatzung entschied, das Flugzeug anzuhalten, und stellte die Triebwerke ab.

Bei der Fehlersuche durch das Unterhaltspersonal wurde festgestellt, dass der Eingabehebel (*valve input lever*) am hydraulischen Differentialsteuerventil (*differential control selector valve – DCSV*) um 180° verkehrt installiert war. Der Hebel wurde daraufhin korrekt installiert und die Steuereinheit einer Funktionskontrolle unterzogen. Dabei zeigte sich noch eine hydraulische Undichtheit am Ventil, möglicherweise wegen eines internen Schadens, verursacht durch den falsch montierten Hebel, was letztlich zum Wechsel der Steuereinheit führte.

Ein Blick in die Unterhaltsakten zeigte, dass erst zwei Tage zuvor das DCSV eingebaut worden war, weil auch damals Steuerungsprobleme rapportiert worden waren. Die Ursache jener Störung wurde signifikantem Spiel im DCSV zugeschrieben, und das Ventil wurde in der Folge ersetzt.

Beim Einbau der Ersatzeinheit wurde der Eingabehebel irrtümlich falsch montiert. Die anschliessenden Funktionstests zeigten, dass die Steuerung streng ging und auch die Selbstzentrierung des Fahrwerks schlecht war. Es wurde ein Rolltest angeordnet, der zeigte, dass die Selbstzentrierung bei einer Steuereingabe am *tiller* nach links schon bei 15° aus der Zentrierung stoppte. Es wurden weitere Justierungen bei der Steuerungskontrolle vorgenommen und das Flugzeug zum Service freigegeben, ohne dass man den falsch montierten *valve input lever* entdeckt hatte.

Dazu sind zwei Fakten zu bemerken:

- Die Steuereinheit liegt schlecht zugänglich zwischen Fahrwerk und Fahrwerkschachtrückwand, und
- der Steuerungshebel ist im nicht-eingebauten Zustand frei um 360° drehbar.

Die Untersuchung des Vorfalls konzentrierte sich v. a. auf den Ablauf der technischen Fehlersuche und -behebung (*human factors*) und resultierte in einer Anpassung der Unterhaltsvorschriften. Diese verlangt, dass beim Ausbau des *valve input lever* genau darauf geachtet wird, wie der Hebel steht, damit er später wieder genauso eingebaut wird (vgl. Kapitel 1.6.2.6.3).

#### 1.18.2 Vorfall in Brasilien im Jahr 2015

Am 25. August 2015 wurde auf einer ATR 42-500 (MSN 0604) der Azul Brazilian Airlines nach einem Triebwerkstandlauf auf dem Flugplatz Belo Horizonte Pampulha (SBBH) in Brasilien das Blockieren der Bugfahrwerksteuerung festgestellt.

Bei der anschliessenden Inspektion wurde festgestellt, dass der Eingabehebel (*valve input lever*) am hydraulischen Differentialsteuerventil (*differential control selector valve* – DCSV) verkehrt installiert war. Nachdem dieser korrekt installiert worden war, funktionierte die Bugfahrwerksteuerung wieder normal.

#### 1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Nicht betroffen

## 2 Analyse

### 2.1 Technische Aspekte

#### 2.1.1 Unfallhergang

Anlässlich der Untersuchung des Bugfahrwerks (*nose landing gear* – NLG) wurde der Eingabehebel (*valve input lever*) am hydraulischen Differentialsteuerventil (*differential control selector valve* – DCSV) um 180° verdreht installiert vorgefunden (vgl. Kapitel 1.16.2). Dies hatte zum einen übergrösse Ausschläge des Bugfahrwerks in Abhängigkeit des Steuerhandrads (*tiller control*) zur Folge (vgl. Abbildung 14) und führte zum anderen zu einer unüblichen Schwergängigkeit der Bugfahrwerksteuerung, wie sie im Rahmen der Untersuchungen nach dem Unfall (vgl. Kapitel 1.16.1) festgestellt werden konnten.

Im Weiteren geben die erhobenen Schäden und Markierungen an Bauteilen der NLG-Gruppe (vgl. Kapitel 1.16.2) Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die möglicherweise eine Rolle gespielt haben und auf eine mangelhafte Instandhaltung schliessen lassen.

Im Rahmen der Untersuchung gelang es nicht, den Unfallhergang im Detail zu rekonstruieren. Das Schadensbild an den beiden Reifen der Bugräder zeigt jedoch eine deutliche lokale Überbeanspruchung (vgl. Abbildung 8), die den Schluss zulässt, dass das Bugfahrwerk während der Landung nicht zentriert war und die Bugräder deshalb nicht frei drehen konnten.

Der Reifen des rechten Bugrades trennte sich vom Bugfahrwerk und nach weiteren rund 470 m schlitterte das Bugfahrwerk ausschliesslich auf den Felgen weiter. Der Kommandant gab später an, dass er kurz vor Erreichen der Rollabzweigung (*intersection*) H1 bemerkt habe, dass die Steuerung nicht richtig funktionierte.

Sowohl der vorliegend untersuchte Unfall als auch die beiden anderen Fälle in Neuseeland und Brasilien (vgl. Kapitel 1.18) machen deutlich, dass die Schwergängigkeit bzw. die fehlerhaften Steuereingaben der Bugfahrwerksteuerung unterschiedliche Auswirkungen im Betrieb hatten. Dies lässt sich möglicherweise mit der jeweiligen Einstellung der Einstellstange (*adjustable rod*) und allfälligem Spiel der DCSV (vgl. Abbildung 3) erklären. Die im Rahmen der vorliegenden Untersuchung gemachten Feststellungen schliessen jedoch nicht aus, dass die Bugfahrwerksteuerung im Verlauf der Landung blockierte, ähnlich wie im Fall der ATR 42-500 (MSN 0604) der Azul Brazilian Airlines in Brasilien vom 25. August 2015 (vgl. Kapitel 1.18.2). Es ist somit denkbar, dass die Auslenkung der Bugräder nach rechts bis zum Stillstand unverändert blieb (vgl. Abbildung 7).

Das als Ersatz zur Verfügung gestellte baugleiche DCSV (S/N: U356) wurde am 6. Mai 2014 auf der D-ANFE eingebaut. Im Zeitraum von rund einem halben Jahr bis zum Unfalltag finden sich in den vorliegenden Unterlagen keine Beanstandungen oder Zwischenfälle im Zusammenhang mit der Bugradsteuerung. Die SUST kommt daher zum Schluss, dass zusammen mit dem um 180° verdreht installierten Eingabehebel (*valve input lever*) die mangelhafte Instandhaltung des Bugfahrwerks, insbesondere ein Nicht-Durchführen der Funktionskontrolle nach dem Einbau der DCSV (vgl. Kapitel 1.6.2.6.4), als weiterer ursächlicher Faktor in der Entstehung des vorliegend untersuchten Unfalls in Betracht gezogen werden muss.

#### 2.1.2 Einbau und Ausbau des Differentialsteuerventils

Der am 6. Mai 2014 an der D-ANFE um 180° verdreht angeschlossene Eingabehebel (*valve input lever*) ist kein Einzelfall, wie die beiden anderen Vorfälle zeigen (vgl. Kapitel 1.18). Auf der Basis der vorliegenden Informationen ist nicht auszuschliessen, dass auch der *valve input lever* im gleichen Jahr bereits auf dem Schwesterflugzeug, D-ANFC, um 180° verdreht angeschlossen worden war (vgl.

Kapitel 1.1.2). Wie auch im vorliegenden Fall ergaben damals Prüfberichte, dass das Differentialsteuerventil bei den Funktionstest den Herstellervorgaben entsprach.

Offensichtlich ist der korrekte Anschluss des *valve input lever* aufgrund der Tatsache, dass dieses Bauteil frei drehbar ist, solange deren Enden nicht angeschlossen sind (vgl. Abbildung 3), mit Risiken behaftet. Dies wurde bereits im Rahmen des in Neuseeland untersuchten Vorfalls erkannt, weshalb in der Betriebsanleitung für den Unterhalt (*Aircraft Maintenance Manual*) unter Kapitel 32-51-00 folgende Anmerkungen verzeichnet wurden:

*„Item 003 (Removal) To prevent any inversion during the re-installation of the differential control selector valve, notice the position of the valve input lever.“*

*“Item 004 (Installation) Place the differential control [selector] valve input lever in position noted during the removal, with the long leg of the valve input lever pointing at the left side of the aircraft.“*

Wie der vorliegende Unfall und der jüngste Vorfall vom 25. August 2015 in Brasilien (vgl. Kapitel 1.18.2) deutlich zeigen, ist das Sicherheitsdefizit eines falschen Anschlusses des *valve input lever* nach wie vor gegeben, weshalb von der SUST eine Sicherheitsempfehlung ausgesprochen wird (vgl. Kapitel 4.2.1.2).

## 2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

### 2.2.1 Landung

Nach einem ereignislosen Sink- und Anflug setzte die D-ANFE bei leichtem Nordwind auf der Piste 14 des Flughafens Zürich auf. Gemäss Aussagen der Flugbesatzung verlief das Aufsetzen des Hauptfahrwerkes und des Bugfahrwerks normal. Der Kommandant gab später an, dass er kurz vor Erreichen der Rollabzweigung (*intersection*) H1 bemerkt habe, dass die Bugfahrwerksteuerung nicht mehr richtig funktionierte. In der Absicht, in Absprache mit der Flugverkehrsleitung die Piste über H1 zu verlassen, wurde die Steuerung des Flugzeuges von der Flugbesatzung durch asymmetrische Leistungssetzung der beiden Triebwerke sowie durch asymmetrisches Bremsen der Hauptfahrwerkkräder sichergestellt. Dieses Vorgehen sowie die Anfrage an den Flugverkehrsleiter, die Feuerwehr aufzubieten zu lassen, waren der Situation angepasst.

Von betrieblicher Seite her liegen weder anhand der beiden Flugschreiber noch aufgrund der Aussagen der Besatzungsmitglieder Anhaltspunkte vor, die eine mögliche Erklärung dafür liefern, dass das Bugfahrwerk beim Ausrollen nicht zentriert war.

### 2.2.2 Pistenkontrollen

Nachdem das Flugzeug zum Stillstand gekommen war, handelte die Flugbesatzung vorausschauend, als sie die Flugverkehrsleitung unmittelbar aufforderte, eine Pistenkontrolle (*runway inspection*) durchzuführen, da Probleme mit den Reifen und deshalb Schäden an der Piste vermutet wurden. In der Folge wurde der rechte Reifen des Bugfahrwerks ungefähr 2080 m von der Pistenschwelle auf der Mittellinie der Piste 14 aufgefunden (vgl. Kapitel 1.10.3).

Nach einer weiteren Kontrolle rund eine Stunde später wurde die Piste für den Betrieb mit reduzierter Anflugrate wieder freigegeben. Die erste Landung erfolgte um 08:20 UTC.

Anlässlich der Pistenkontrolle am Nachmittag des Unfalltages (vgl. Kapitel 1.10.4) wurden weitere Kleinteile gefunden, die zum Bugfahrwerk der D-ANFE gehörten

(vgl. Abbildung 9). Auch wenn dadurch die Entstehung und der Verlauf des vorliegenden Unfalls nicht beeinflusst wurden, stellen derartige Kleinteile ein Sicherheitsrisiko für hinterher landende Flugzeuge dar (*factor to risk*).

### 2.2.3 Fehlermeldungen und -behebung

Das als Ersatz zur Verfügung gestellte DCSV (S/N: U356) wurde am 6. Mai 2014 auf der D-ANFE eingebaut. Detaillierte Unterlagen zu den nachfolgenden Funktionstests liegen nicht vor (vgl. Kapitel 1.6.2.6.4). Es ist zu bezweifeln, dass diese nach dem Einbau korrekt und vollständig durchgeführt wurden, da die mehr als maximal zulässigen Ausschläge auf beiden Seiten offenbar nicht aufgefallen sind.

Im Zeitraum von rund einem halben Jahr bis zum Tag vor dem Unfall finden sich keine Beanstandungen vonseiten der Flugbesatzungen im Bordbuch (*technical log*) in Bezug auf eine unübliche Schwergängigkeit oder fehlerhafte Steuereingaben der Bugfahrwerksteuerung. Es erstaunt, dass sich über diesen Zeitraum keine Auffälligkeiten im Zusammenhang mit dem Roll- bzw. Steuerungsverhalten der D-ANFE zeigten, zumal bis Ende 2014 Vergleichsmöglichkeiten der einzelnen Flugzeuge vorhanden waren (vgl. Kapitel 1.17.2).

Erst am 3. Dezember 2014, also nach gut 500 Landungen, findet sich ein Eintrag der gleichen Flugbesatzung, wonach das Flugzeug bei der Landung um die Hochachse nach rechts drehte, ohne dass eine Eingabe über die Radbremsen oder die Schubumkehr (*engine reverse*) erfolgte. Die Fehlersuche konzentrierte sich hauptsächlich auf die Bremsen, was aufgrund einer heissen Bremsrückplatte (*back plate*) zum Wechsel der Bremseinheit führte. Es erscheint merkwürdig, dass die fehlerhaften Steuereingaben anlässlich der durchgeführten Rolltests nicht erkannt wurden (vgl. Abbildung 14).



### 3 Schlussfolgerungen

#### 3.1 Befunde

##### 3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr nach IFR zugelassen.
- Die letzte geplante Unterhaltsarbeit (A-Check) wurde am 10. November 2014 bei 43 883 h und 45 283 FC durchgeführt.
- Der Eingabehebel (*valve input lever*) am hydraulischen Differentialsteuerventil (*differential control selector valve – DCSV*) wurde am 6. Mai 2014 um 180° verdreht angeschlossen.
- Es liegen keine Angaben vor, dass nach dem Einbau des DCSV ein Funktions-test durchgeführt wurde.
- Bis zum 3. Dezember 2014, einen Tag vor dem Unfall, finden sich im technischen Bordbuch (*technical logbook*) keine das Roll- bzw. Steuerungsverhalten betreffenden Beanstandungen oder sonstigen Vorkommnisse im Zusammenhang mit der Bugradsteuerung.
- Die Untersuchung ergab Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel am Bugfahrwerk (*nose wheel landing gear – NLG*), die auf eine mangelhafte Instandhaltung schliessen lassen.

##### 3.1.2 Besatzung

- 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 im Unfallzeitpunkt innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (*Aircraft Flight Manual – AFM*) zulässigen Grenzen.

##### 3.1.3 Flugverlauf

- Um 05:33 UTC am 4. Dezember 2014 startete das als D-ANFE eingetragene Verkehrsflugzeug vom Typ ATR 72-202 mit 4 Besatzungsmitgliedern und 26 Passagieren zum Linienflug von Flughafen Dresden (EDDC) nach Zürich (LSZH).
- Nach einem ereignislosen Sink- und Anflug setzte das Flugzeug um 07:02 UTC bei leichtem Nordwind auf der Piste 14 auf.
- Nachdem die Bugräder ungefähr 1050 m nach der Landebahnschwelle in Kontakt mit der Piste gekommen waren, trennte sich der Reifen des rechten Bugrades während des Ausrollens vom Bugfahrwerk und blieb auf der Piste liegen.
- Nach weiteren rund 470 m schlitterte das Bugfahrwerk ausschliesslich auf den Felgen weiter.
- Durch asymmetrische Leistungssetzung der beiden Triebwerke sowie durch asymmetrisches Bremsen der Hauptfahrwerkkräder gelang es der Besatzung, das Flugzeug über die Rollabzweigung (*intersection*) H1 von der Piste zu rollen.
- Alle Insassen blieben unverletzt, verliessen das Flugzeug über die bordeigene Treppe und wurden mit einem Bus zum Flughafengebäude gebracht.

### 3.1.4 Rahmenbedingungen

- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf den Unfallhergang.
- In den Jahren 2009 und 2015 kam es bei anderen Fluggesellschaften zu zwei weiteren Zwischenfällen, bei denen als Ursache ein um 180° verdreht angeschlossener *valve input lever* am Bugfahrwerk ermittelt wurde.
- Unmittelbar nach dem Unfall, rund eine Stunde später sowie am Nachmittag des Unfalltages wurden insgesamt drei Pistenkontrollen (*runway inspection*) durchgeführt.

## 3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass während der Landung das Bugfahrwerk nicht zentriert war und somit die beiden Bugräder nicht frei drehen konnten. In der Folge war die Kontrolle über die Steuerung des Bugfahrwerkes, das erheblich beschädigt wurde, nicht mehr gegeben.

Das Zusammenwirken der folgenden Faktoren wurde als wahrscheinlichste Ursache für den Unfall ermittelt:

- ein am Bugfahrwerk um 180° verdreht angeschlossener Eingabehebel (*valve input lever*) des Differentialsteuerventils;
- mangelhafte Instandhaltung des Bugfahrwerkes.

Die Möglichkeit, den Eingabehebel (*valve input lever*) aufgrund seiner baulichen Auslegung (*design*) um 180° verkehrt anzuschliessen, wurde als beitragender Faktor ermittelt.

Die im Rahmen der einige Stunden später durchgeführten Pistenkontrolle (*runway inspection*) vorgefundenen Kleinteile des Flugzeuges auf der Piste haben die Entstehung und den Verlauf des Unfalls zwar nicht beeinflusst, stellen aber dennoch ein Sicherheitsrisiko (*factor to risk*) dar.

## 4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

### Sicherheitsempfehlungen

Nach Vorgabe des Anhangs 13 der internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organization* – ICAO) sowie Artikel 17 der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 des Europäischen Parlaments und des Rates vom 20. Oktober 2010 über die Untersuchung und Verhütung von Unfällen und Störungen in der Zivilluftfahrt und zur Aufhebung der Richtlinie 94/56/EG 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 sind 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 Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen (VSZV) bezüglich Sicherheitsempfehlungen folgende Regelung vor:

#### „Art. 48 Sicherheitsempfehlungen

<sup>1</sup> Die SUST richtet die Sicherheitsempfehlungen an das zuständige Bundesamt und setzt das zuständige Departement über die Empfehlungen in Kenntnis. Bei dringlichen Sicherheitsproblemen informiert sie umgehend das zuständige Departement. Sie kann zu den Umsetzungsberichten des Bundesamts zuhanden des zuständigen Departements Stellung nehmen.

<sup>2</sup> Die Bundesämter unterrichten die SUST und das zuständige Departement periodisch über die Umsetzung der Empfehlungen oder über die Gründe, weshalb sie auf Massnahmen verzichten.

<sup>3</sup> Das zuständige Departement kann Aufträge zur Umsetzung von Empfehlungen an das zuständige Bundesamt richten.“

Die SUST veröffentlicht die Antworten des zuständigen Bundesamtes oder von ausländischen Aufsichtsbehörden unter [www.sust.admin.ch](http://www.sust.admin.ch) und erlaubt so einen Überblick über den aktuellen Stand der Umsetzung der entsprechenden Sicherheitsempfehlung.

### Sicherheitshinweise

Als Reaktion auf während der Untersuchung festgestellte Sicherheitsdefizite kann die SUST Sicherheitshinweise veröffentlichen. Sicherheitshinweise werden formuliert, wenn eine Sicherheitsempfehlung nach der Verordnung (EU) Nr. 996/2010 nicht angezeigt erscheint, formell nicht möglich ist oder wenn durch die freiere Form eines Sicherheitshinweises eine grössere Wirkung absehbar ist. Sicherheitshinweise der SUST haben ihre Rechtsgrundlage in Artikel 56 der VSZV:

#### „Art. 56 Informationen zur Unfallverhütung

Die SUST kann allgemeine sachdienliche Informationen zur Unfallverhütung veröffentlichen.“

### 4.1 Kurzdarstellung

Am 4. Dezember 2014 um 05:33 UTC startete das Flugzeug ATR 72-202, eingetragen als D-ANFE, vom Flughafen Dresden (EDDC) zu einem Linienflug nach Zürich (LSZH), mit zwei Piloten, zwei Flugbegleiterinnen und 26 Passagieren an Bord.

Nach einem ereignislosen Sink- und Anflug setzte die D-ANFE um 07:02 UTC auf der Piste 14 des Flughafens Zürich bei leichtem Nordwind normal auf. Nachdem die Bugräder ungefähr 1050 m nach der Landebahnschwelle in Kontakt mit der Piste gekommen waren, trennten sich beide Reifen von den Felgen, wobei sich der linke Reifen zwischen beiden Felgen verkeilte und der rechte Reifen sich gänzlich löste und 2080 m von der Pistenschwelle entfernt vorgefunden wurde. Ab rund 1520 m von der Pistenschwelle entfernt schlitterte das Bugfahrwerk nur noch auf den Felgen weiter.

Durch asymmetrische Leistungssetzung der beiden Triebwerke sowie durch asymmetrisches Bremsen der Hauptfahrwerkkräder gelang es der Flugbesatzung, die Piste über die nächste Rollabzweigung zu verlassen. Die Flugbesatzung bat in der Folge die Feuerwehr auf, da sie ein Problem mit dem Fahrwerk vermutete.

Alle Insassen blieben unverletzt. Die Passagiere verliessen das Flugzeug über die bordeigene Treppe und wurden mit einem Bus zum Ankunftsterminal gebracht.

Die Piste wurde unmittelbar nach diesem Ereignis gesperrt und nach einer Pistenkontrolle um 08:07 UTC wieder für den Betrieb mit reduzierter Anflugrate freigegeben.

## 4.2 Sicherheitsempfehlungen

### 4.2.1 Eingabehebel des Differentialsteuerventils

#### 4.2.1.1 Sicherheitsdefizit

Im Rahmen der Untersuchung wurde der Eingabehebel (*valve input lever*) des hydraulischen Differentialsteuerventils (*differential control selector valve – DCSV*) um 180° verdreht angeschlossen vorgefunden. Die Auslegung (*design*) des freidrehbaren *input lever* wurde als beitragender Faktor in der Entstehung des Unfalls ermittelt.

Bereits im Mai 2009 kam es bei einer anderen Fluggesellschaft in Neuseeland zu einem ähnlichen Vorfall, bei dem der um 180° verdreht angeschlossene *valve input lever* ursächlich war. Daraufhin wurden die Betriebsanleitung für den Unterhalt (*Aircraft Maintenance Manual*) unter Kapitel 32-51-00 folgende Anmerkungen hinzugefügt:

„Item 003 (Removal) To prevent any inversion during the re-installation of the differential control selector valve, notice the position of the valve input lever.“

„Item 004 (Installation) Place the differential control [selector] valve input lever in position noted during the removal, with the long leg of the valve input lever pointing at the left side of the aircraft.“

Der jüngste Vorfall vom 25. August 2015 bei einer weiteren Fluggesellschaft in Brasilien, dessen Ursache ebenfalls auf den um 180° verdreht angeschlossenen *valve input lever* zurückgeführt werden konnte, zeigt deutlich, dass das Risiko einer Falschmontage nach wie vor nicht behoben ist.

#### 4.2.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 529

Die Europäische Agentur für Flugsicherheit (*European Aviation Safety Agency – EASA*) sollte zusammen mit dem Flugzeughersteller sicherstellen, dass eine Falschmontage des Eingabehebels (*valve input lever*) des hydraulischen Differentialsteuerventils (*differential control selector valve – DCSV*) nicht mehr möglich ist.

## 4.3 Sicherheitshinweise

Keine

**4.4 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen**

Keine

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, 9. Mai 2017

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle

Anlage 1: Bodenkarte des Flughafens Zürich (angepasst durch die SUST)

