

Untersuchungsbericht

1X004-0/01
Februar 2003

Identifikation

| | |
|----------------------|---|
| Art des Ereignisses: | Unfall |
| Datum: | 02. Dezember 2001 |
| Ort: | Bremen |
| Luftfahrzeug: | Verkehrsflugzeug |
| Hersteller/ Muster: | Fairchild Dornier GmbH / Dornier 328-100 |
| Personenschaden: | ohne Verletzte |
| Sachschaden: | Flugzeug schwer beschädigt |
| Drittschaden: | keiner |
| Informationsquelle | Untersuchung durch BFU |

war, driftete nach den Aufzeichnungen des Flugdatenschreibers (FDR) das Flugzeug leicht nach rechts. Die Betätigung der Pedale zur Richtungskorrektur führte zu einer Abweichung der Flugzeuglängsachse von der Landebahnrichtung um bis zu 15° nach links (auf 255°). Die Gegenmaßnahme in Richtung Bahnmitte bewirkte, dass sich die Flugzeuglängsachse aus der linken Maximalposition abrupt um 135° nach rechts (auf 030°) drehte. In dieser Drehung knickte das linke Hauptfahrwerk ein und der linke Tragflügel sowie der linke Propeller bekamen Bodenberührung. Das Flugzeug kam am rechten Rand, noch auf der Landebahn zum Stillstand. Die Schubumkehr blieb bis zum Stillstand gesetzt.

Sachverhalt

Ereignisse und Flugverlauf

Das Flugzeug war in Braunschweig ohne Fluggäste mit 3 Besatzungsmitgliedern zu einem Bereitstellungsflug nach Bremen gestartet. Am Zielflugplatz wurde ein Anflug mit dem Instrumentenlandesystem (ILS-Anflug) auf die Landebahn 27 durchgeführt. Um 18:33 Uhr¹⁾ setzte das Flugzeug mit leichtem Rückenwind auf.

Unmittelbar nach dem Aufsetzen wurde durch den verantwortlichen Flugzeugführer (PIC) als steuernder Flugzeugführer (PF) die Schubumkehr betätigt. Als im Ausrollen eine Rollgeschwindigkeit (GROUND SPEED) von ca. 60 kt erreicht worden

Angaben zu Personen

Der 42-jährige PIC hatte seit 1990 eine Erlaubnis als Verkehrsflugzeugführer und war berechtigt, mehrmotorige Flugzeuge mit einer Masse über 5700 kg zu fliegen. Die Erlaubnis war bis zum 22. November 2002 gültig. Für das geflogene Muster hatte er eine Berechtigung. Seine Gesamtflugerfahrung betrug ca. 6000 Flugstunden und auf dem Muster ca. 1500 Flugstunden. Er war flugtauglich ohne Auflagen und Beschränkungen.

Die 36-jährige zweite Flugzeugführerin (Co-Pilotin) hatte seit 1997 eine Erlaubnis als Verkehrsflugzeugführer und war berechtigt, mehrmotorige Flugzeuge mit einer Masse über 5700 kg zu fliegen. Die Erlaubnis war bis zum 06. Mai 2002 gültig. Für das geflogene Muster hatte sie eine Berechtigung. Ihre Gesamtflugerfahrung betrug ca. 1900 Stunden und auf dem Muster

¹⁾ Alle angegebenen Zeiten, soweit nicht anders bezeichnet, entsprechen mitteleuropäischer Zeit, MEZ

ca. 1000 Stunden. Sie war flugtauglich ohne Auflagen und Beschränkungen.

Angaben zum Luftfahrzeug

Der 30-sitzige 2-motorige Turboprop - Hochdecker (S/N 3009, Baujahr 1994) hatte bis zum Unfalltag 10 340 Flugstunden und 9837 Landungen absolviert. Das Lufttüchtigkeitszeugnis und der deutsche Eintragungsschein waren gültig. Das Flugzeug wurde von einem deutschen Luftfahrtunternehmen international zur Personenbeförderung im Linien- und Charterflugverkehr eingesetzt.

Im Rahmen der fortlaufenden Instandhaltung wurde das Flugzeug bei einer Betriebszeit von 9522 Stunden vom technischen Vertragsbetrieb des Luftfahrtunternehmens zum letzten Mal nachgeprüft. Bei einer Betriebszeit von 10 316 Stunden wurden vom Vertragsbetrieb am Flugzeug das rechte Triebwerk und beide Propeller gewechselt. Offene Beanstandungen waren im technischen Bordbuch nicht ersichtlich.

Die zulässige Startmasse für das Flugzeug betrug 13 640 kg. Die Masse beim Start in Braunschweig betrug 10 500 kg. Das Fluggewicht und der Schwerpunkt lagen im zulässigen Bereich.

Meteorologische Informationen

Bei der nächtlichen Landung wehte der Bodenwind im Mittel mit 5 Knoten aus Richtung Ost (090°). Die allgemeine Sicht am Boden war uneingeschränkt. Die Untergrenze der tiefsten Bewölkung (4/8 Bedeckung) lag bei etwa 800 ft NN. Die Lufttemperatur lag in Bodennähe bei etwa 8° C. Die Taupunkttemperatur betrug etwa 6° C.

Angaben zum Flugplatz

Der Verkehrsflughafen Bremen liegt südlich der Stadt und hat eine Bezugshöhe von 14 ft. Er verfügt über eine 2040 m lange Asphalt – Start- und Landebahn in Ost/West-Richtung (09/27). In Richtung 27 war nach einer Landung mit dem Instrumentenlandesystem (ILS) eine Bahnlänge von 1739 m zum Ausrollen nutzbar.

Im Luftfahrthandbuch Deutschland (AIP) ist für den Flughafen u.a. unter Punkt 4 folgende örtliche Flugbeschränkung veröffentlicht:

Schubumkehr darf nur in dem Umfang angewendet werden, wie dies aus Sicherheitsgründen erforderlich ist.

Flugdatenaufzeichnung

Flight-Data-Recorder (FDR):

Der im Heck des Flugzeugs eingebaute FDR (LORAL F 800, P/N 93-A100-80, S/N 05095) zeichnete in einem Zeitintervall von 25 Stunden auf Magnetband 85 Parameter auf. Das Gerät war in einem guten äußerlichen Zustand. Die Auswertung des FDR zeigte, dass während der abrupten Richtungsänderung nach

rechts alle aufgezeichneten Parameter gestört waren. Die Auswertung umfasste den Landeanflug und einen Zeitraum von 30 Sekunden nach dem Aufsetzen. Die für den Unfall aussagekräftigen Parameter wurden ausgewählt und als Funktion der Zeit graphisch dargestellt (Anlage 1).

Im Anflug wurde in 50 ft eine Geschwindigkeit (COMPUTED AIRSPEED) von 115 kt angezeigt. Mit 102 kt setzte das Flugzeug auf der Landebahn auf, wobei die GROUND SPEED infolge Rückenwindes um 6 kt höher lag. Unmittelbar danach wurde die Schubumkehr betätigt und blieb bis zum Ereignis wirksam. Die aufgezeichnete Richtung der Flugzeuglängsachse (HEADING) ging zwischen der 9. und 10. Sekunde nach dem Aufsetzen nur ganz geringfügig auf größere Werte. In diesem Zeitraum veränderte sich die Seitenruderrichtung (RUDDER POSITION) für ca. eine Sekunde nahezu auf Vollausschlag nach links. Die anschließende Korrektur führte für ca. 2 Sekunden zum Seitenrudervollausschlag nach rechts. Die Stellung der Pedale wurde als Parameter des FDR nicht aufgezeichnet. Bei 60 kt GROUND SPEED betrug die COMPUTED AIRSPEED ca. 38 kt.

Im Flugzeug wurden in verschiedenen Geräten (CAUTION AND ADVISORY SYSTEM, PROXIMITY SWITCH ELECTRONIC UNIT, INTEGRATED AVIONICS COMPUTER) die während des Betriebs anfallenden Informationen und Meldungen aus den Systemen und der elektronischen Ausrüstung gespeichert. Die Speicher dieser Geräte wurden ausgelesen. Es wurden nur Meldungen als Folge des Ereignisses aufgezeichnet.

Cockpit-Voice-Recorder (CVR):

Der im Heck des Flugzeugs eingebaute CVR (LORAL A 100A, P/N 93-A100-80, S/N 61591) zeichnet auf einem Endlos-Magnetband die Gespräche im Cockpit auf, wobei die aufgezeichneten Informationen nach 30 Minuten wieder überschrieben werden. Das Gerät wurde vor dem Stillstand des Flugzeugs durch einen Beschleunigungsschalter gestoppt, indem die Stromversorgung unterbrochen wurde. Das Gerät war in einem guten äußerlichen Zustand.

Die Auswertung des CVR ergab, dass von der nicht fliegenden Flugzeugführerin (PNF) im Anflug auf eine zu hohe Anfluggeschwindigkeit und 9 Knoten Rückenwind hingewiesen wurde. Nach dem Aufsetzen wurde das Erreichen von 60 kt COMPUTED AIRSPEED vom PNF nicht angesagt. Es wurden im Ausrollen nach der Landung, bis zum Ereignis keinerlei Gespräche aufgezeichnet.

Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Das Flugzeug war 1150 m nach der Schwelle am rechten Rand der 45 m breiten Piste zum Stehen gekommen, wobei die Flugzeuglängsachse in Richtung 030° zeigte. Gemäß FDR waren die Landeklappen auf 20° ausgefahren und es bestand eine Querneigung von 19°. Es waren Reifenspuren von den beiden linken

Hauptfahrwerksreifen, dem linken Bugfahrwerksreifen, Schleifspuren vom linken Tragflügel und Schlagmarken vom linken Propeller auf dem Pistenbelag zu sehen. Der Farbabrieb von dem Tragflügel sowie die Einschläge vom linken Propeller begannen erst unmittelbar vor dem Stillstand des Flugzeugs. Ebenfalls kurz vor dem Stillstand begann neben der Reifenspur vom linken Haupt- und Bugfahrwerk eine U-förmige Rille im Asphalt. Diese Spur wurden von den kurvenäußeren Felgenhörnern der jeweiligen Fahrwerke gezeichnet. Die Reifenspur vom linken Hauptfahrwerk war erstmals 1010 m nach der Schwelle in einem Abstand von 8,3 m links der Mittellinie zu sehen. Eindeutig dem Ereignis zuzuordnende Bremsspuren waren auf der Piste nicht feststellbar. Nach Angaben des PIC wurden die Bremsen nicht betätigt.

Das linke Hauptfahrwerk war durch den Bruch der Knickstrebe (SIDE STRUT), die das Fahrwerk in ausgefahrener Position in der Spur hält, eingefahren. Die Knickstrebe hatte sich vorne im Fahrwerkschacht an der Struktur abgestützt und war dann in der Gelenkgabel so verformt worden, dass der Gelenkbolzen aus einer Seite der Gabel herausgerutscht war. Danach kam es zu Gewaltbrüchen in Teilen der mechanischen Verriegelung. Im Bereich des Tragflügelanschlusses wies der Flugzeugrumpf erhebliche Verformungen auf. Von allen 6 Kunststoffblättern des linken Propellers fehlten die Blattspitzen. Während der linke Propeller in Segelstellung stand, wurde der rechte Propeller in einer anderen Betriebsstellung vorgefunden.

Nachdem das Flugzeug geborgen und alle gespeicherten Informationen gesichert worden waren, wurden die Flugsteuerung, die Bugradsteuerung, das Hydrauliksystem, die Triebwerksansteuerung und die Propellerverstellung funktionsgeprüft. Es wurden dabei keine Beanstandungen festgestellt. Der auf der linken Seite ausgefahren vorgefundene Rollspoiler wurde durch Verformung des Tragflügels in dieser Position gehalten. An den luftleeren Reifen vom Haupt- und Bugfahrwerk waren deutlich die Spuren einer seitlichen Beanspruchung ersichtlich.

Versuche und Forschungsergebnisse

Am 29. Januar 2002 führte der Luftfahrzeughersteller in Oberpfaffenhofen mit seinem Testflugzeug Hochgeschwindigkeitsrollversuche durch. In der Konfiguration, wie sie im Flughandbuch (AFM) für die Landung festgelegt ist,

- Nose wheel steering ON
- CONDITION levers (both) MAX
- POWER levers (both) retard to GI
- check BETA lights illuminated
- REVERSE AS REQUIRED

wurde das Flugzeug auf trockener Landebahn mit verschiedenen Landeklappenstellungen (20°, 32°) bei Rückenwind auf mehr als 80 kt beschleunigt und anschließend mit Umkehrschub bis zum Stillstand verzögert.

Mit der Ausrüstung des Testflugzeugs wurden während der Versuche mehrere Parameter gemessen und aufgezeichnet. Die für die Rollversuche aussagekräftigen Parameter wurden ausgewählt und als Funktion der Zeit graphisch dargestellt und dem Bericht über diese Versuche (Flugversuchsbericht EV1-328/3143) als Anlagen (Figure 1-15) beigelegt.

Aus diesen Aufzeichnungen war ersichtlich, dass

- nur oberhalb von 30 kt (CAS) eine Geschwindigkeit angezeigt wurde
- der Umkehrschub die angezeigte Geschwindigkeit deutlich verringerte
- wechselseitige Ausschläge des Seitenruders im Umkehrschubbetrieb an Größe und Häufigkeit zunahmen
- sich das Niveau der wechselnden Rückstellkräfte an den Pedalen im Umkehrschubbetrieb vergrößerte

Organisationen und deren Verfahren

Folgende Vorgaben des Luftfahrzeugherstellers waren von der Besatzung des Luftfahrtunternehmens zu beachten:

Dornier 328-100 Airplane Operating Manual (in Auszügen):

| | | |
|----------|--------------------------------------|--|
| 02 | Limitations | |
| 02-17-0 | Maximum Winds | |
| | Maximum tailwind for takeoff/landing | |
| | dry and wet runway | 10 kt |
| 05 | Normal Procedures | |
| 05-08-00 | LANDING | |
| | After main wheel touchdown: | |
| | POWER levers (both) | Retard to GI, check both BETA lights illuminated, then REVERSE AS REQUIRED AS REQUIRED |
| | Brakes | |
| 05-09-00 | AFTER LANDING | |
| | CONDITION levers (both) | MIN |
| 10-05 | Flight Techniques | |
| 10-05-00 | Landing | |

Judicious use of reverse thrust will improve landing distance performance. Reverse thrust should be used very carefully on wet, or slippery surface. Reverse thrust should be discontinued below 60 knots.

Das Trainingshandbuch des Luftfahrtunternehmens enthält folgende Verfahrensanweisungen für die Besatzung:

Crew Coordination Concept & Standard Operating Procedures (CCC) Dornier 328 (in Auszügen):

Landing Roll

| PF/CM 1 | PNF/CM 2 |
|-----------------------------------|---|
| decelerates aircraft to taxispeed | monitors BETA indication and ITT during reverse |
| At 60 knots on the rwy | |
| | "60 KNOTS" |
| "CONDITION LEVERS MINIMUM" | "CONDITION LEVERS MINIMUM" |
| | sets Condition Levers to MIN |
| | "MINIMUM RPM IS SET" |

Zusätzliche Angaben

Bei der Anhörung der Besatzung unmittelbar nach dem Ereignis und in seinem Bericht wies der PF darauf hin, dass bei der Korrektur des nach links ausbrechenden Flugzeugs eine ungewöhnlich hohe Betätigungskraft für das Seitenruder erforderlich war.

Beurteilung

Gemäß Flughandbuch (AFM) für die DO 328 war eine Landung mit bis zu 10 Knoten Rückenwind zulässig und bezogen auf die zur Verfügung stehende Bahnlänge völlig unproblematisch. Auf der Länge von 1739 m wäre das Flugzeug nahezu ohne Unterstützung der Bremsen zum Stehen gekommen. Die Hinweise des PNF auf die zu hohe Anfluggeschwindigkeit (124 statt 114 Knoten) und den stärkeren Rückenwind (9 statt 5 Knoten) könnten dazu beigetragen haben, dass sich der PF spontan zur Benutzung der Schubumkehr entschloss.

Normalerweise liegt bei der Landung die COMPUTED AIRSPEED über der GROUND SPEED. So war es dann auch noch normal, dass infolge des Rückenwindes die aufgezeichnete COMPUTED AIRSPEED geringer als die GROUND SPEED war. Aus der Erfahrung im Flugbetrieb mit dem Flugzeug war der Besatzung bekannt, dass es bei der Benutzung der Schubumkehr immer zu einer Reduzierung der Geschwindigkeitsanzeige im Cockpit kam. Überraschend war lediglich, dass diese Differenz nach der Aufzeichnung des FDR eine Größenordnung von 20-24 kt angenommen hatte. Diese erhebliche Differenz erklärt sich aus dem Einfluss des Rückenwindes. Die Druckmessung am Pitot-Rohr resultiert aus der Anströmung. Der verbleibende Geschwindigkeitsvektor aus der vektoriellen Addition des Schubumkehr- und Rückenwindvektors geht nicht linear, sondern im Quadrat in die Anzeige ein.

Grundlage für den Flugbetrieb und das Flugtraining im Luftfahrtunternehmen war das Flugbetriebshandbuch (AOM) für die DORNIER 328. Zum Flughandbuch (AFM), welches vom Luftfahrt-Bundesamt (LBA) genehmigt wurde, unterscheidet sich das AOM dadurch, dass es u.a. noch zusätzlich Empfehlungen des Herstellers zur Durchführung des Flugbetriebs mit der DO 328 enthält. Diese zusätzlichen Hinweise resultieren u.a. aus der Erfahrung der Kunden mit dem Muster und bedürfen nicht der Zustimmung des LBA. Die zusätzlichen Angaben zur Benutzung der Schubumkehr sind, wie alle zusätzlichen Angaben, daher Empfehlungen. Aus diesen Gründen liegt es im Ermessen des PF die Schubumkehr bis zum Stand des Flugzeugs zu benutzen, auch wenn der Hersteller die Benutzung der Schubumkehr nur bis 60 kt empfohlen hat.

Gegen eine solche Nutzung der Schubumkehr sprechen nur die im Luftfahrtunternehmen festgelegten Flugbetriebsverfahren. Wenn der PNF die angezeigten 60 kt ausgerufen und sich an das festgelegte Verfahren gehalten hätte, hätte man auf die Schubumkehr, schon kurz nachdem sie ihre volle Wirkung erreicht hatte, wieder verzichten müssen. Die COMPUTED AIRSPEED war jedoch, bestätigt durch die Aufzeichnung des FDR, offensichtlich so unbrauchbar, dass sie von der Besatzung für diese Entscheidung ignoriert wurde. Gerade, als nach den Angaben der Besatzung die Schubumkehr eingefahren werden sollte, begannen nach der Aufzeichnung des FDR bei einer GROUND SPEED von 60 kt die Schwierigkeiten mit der Richtungshaltung.

Ausgangspunkt des Problems soll nach übereinstimmenden Angaben der Besatzung die Tendenz gewesen sein, die das Flugzeug nach rechts geführt hat. Da eine solche Bewegung in der flugzeugfesten Aufzeichnung des FDR sowohl in der Richtungsänderung als auch in der Querschleunigung nur schwach ausgeprägt war, bestand kein Anlass, auf den der PF mit schnellen und vollen Ruderausschlägen reagieren musste. In diesem Zusammenhang ist der hohe Kraftaufwand für die Korrektur mit dem Seitenruder von Bedeutung. Es scheint, als würde im Umkehrschubbetrieb mit Rückenwind einfluss der Ausschlag des Seitenruders aerodynamisch unterstützt und die Zurücknahme behindert werden.

Die Richtungshaltung ist ein klassischer Regelkreis. Größe und zeitliche Länge des Ruderausschlags erfolgen nach der empfundenen Wirkung. Der PF erkannte sofort, dass die Korrektur zu heftig ausgefallen war. Bei der Gegenmaßnahme wurde er durch hohe Rückstellkräfte am Pedal überrascht, was wiederum beeinflusste, dass der volle Ruderausschlag nahezu eine Sekunde bestehen blieb. Die Gegenmaßnahme führte dann wieder zu einem vollen Ruderausschlag, der sogar noch bestehen blieb, als die Tendenz des Ausbrechens nach links schon umgekehrt und der Sollkurs wieder erreicht war. Die Übersteuerung des Flugzeugs war somit auf die Trägheit des Regelkreises, in dem der Pilot nur ein Faktor war, zurückzuführen.

ren. Von diesen Eigenschaften des Flugzeugs wurde die Besatzung überrascht und überfordert.

Eine auf Verhütung ausgerichtete Untersuchung muss sich mit der Frage befassen, ob Rückenwindlandungen im Umkehrschubbetrieb bis in den Stand mit der DORNIER 328 auch andere normal qualifizierte Piloten überfordern könnten. Dieses ist schon aufgrund der grundsätzlich destabilisierenden Wirkung der Schubumkehr nicht auszuschließen.

Die Hochgeschwindigkeitsrollversuche des Herstellers belegen, dass es bei Rückenwindlandungen bis zur zulässigen Windkomponente normal qualifizierten Piloten möglich ist, die DORNIER 328 im Umkehrschubbetrieb bis zum Stand gerade auf der Mittellinie der Landebahn zu halten. Die Fakten der Rollversuche zeigen aber auch, dass sich eine beabsichtigte Richtungsänderung in der Wirkung mit den zunehmenden wechselseitigen Ausschlägen des Seitenruders addieren kann. Durch eine beabsichtigte Richtungsänderung würde auch das Kraftniveau, um die Pedale in Neutralstellung zu halten, nicht aufgebracht. Beide Faktoren führen zum Übersteuern des Flugzeugs.

Die Aussage des PIC, dass die Auslenkung der Pedale leicht möglich und die Rückführung in die Neutral- bzw. Mittelstellung erschwert war, wird durch die Ergebnisse des Rollversuchs (Seitenruderausschläge und Rückstellkräfte an den Pedalen) bestätigt. Das im AOM empfohlene Verfahren, die Schubumkehr nur bis 60 kt eingeschaltet zu lassen, ist durch die im Rollversuch festgestellten Eigenschaften der DORNIER 328 begründet und sollte daher als Hinweis in das Normalverfahren im AFM aufgenommen werden.

Schlussfolgerungen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass

- bei der Rückenwindlandung im Umkehrschubbetrieb die Geschwindigkeitsanzeige im Cockpit unbrauchbar wurde,
- das trainierte Verfahren zur Zusammenarbeit der Besatzung nicht eingehalten wurde,
- das Flugzeug mit abnehmender Geschwindigkeit im Umkehrschubbetrieb instabil wurde,
- der Umkehrschubbetrieb beibehalten und notwendige Richtungskorrekturen mit einem nur begrenzt steuerbaren Bugrad und dem Seitenruder vorgenommen wurden,
- das Flugzeug übersteuert wurde.

Beitragend zu den Ursachen war, dass

- sowohl im AFM als auch im AOM keine Hinweise auf eine Beeinflussung der Geschwindigkeitsanzeige durch den Umkehrschubbetrieb in Verbindung mit Rückenwind bis zum zulässigen Wert gegeben werden,
- im Kapitel 05 des AFM keine Hinweise auf eine eingeschränkte Steuerbarkeit im Umkehrschubbetrieb mit Rückenwind gegeben werden,
- die im Kapitel 10 des AOM gegebenen Hinweise für die Benutzung der Schubumkehr im Kapitel 05 des AFM nicht enthalten waren,
- im Umkehrschubbetrieb bei Rückenwindeinfluss das Flugzeug um die Hochachse nicht differenziert genug steuerbar war.

Sicherheitsempfehlungen

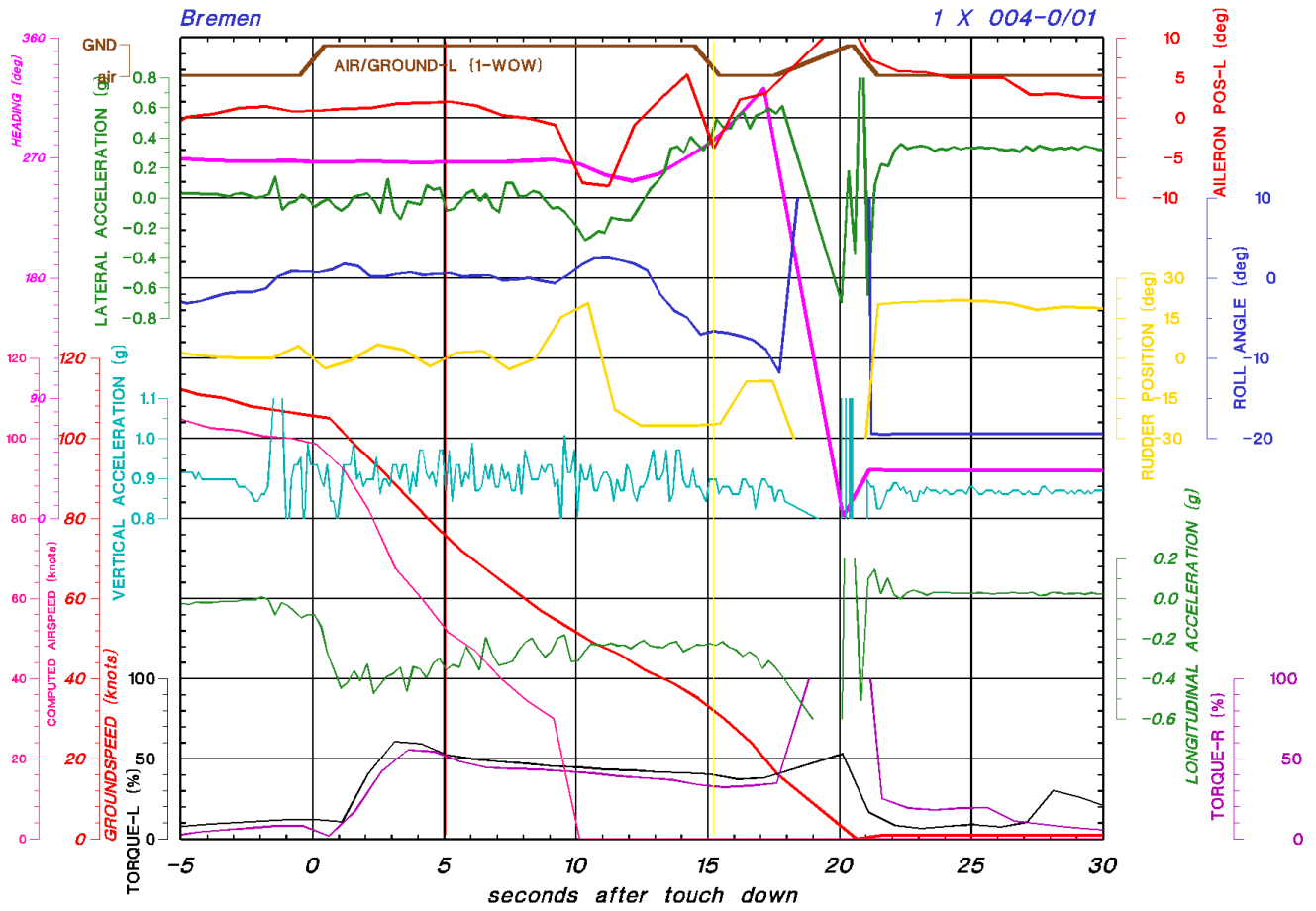
Das Ergebnis der Untersuchung nahm die BFU zum Anlass für folgende Sicherheitsempfehlung:

04/03 Im AFM der Dornier 328 sollte im Kapitel 05 (Normalverfahren) der Hinweis aufgenommen werden, dass beim Ausrollen nach der Landung bei einer angezeigten Geschwindigkeit unter 60 Knoten die Schubumkehr nicht bzw. nicht mehr benutzt werden soll.

| | |
|---------------------|------------|
| Untersuchungsführer | K. Büttner |
| Mitwirkung | E. Krupper |

| | |
|----------|--------------------|
| Anlage 1 | Flugschreiberdaten |
|----------|--------------------|

Anlage 1



prop_status.plt

Created: February 05, 2002

BFU Flight Recorders