

Untersuchungsbericht

5X003-0/98
Januar 1999

Sachverhalt

Art des Ereignisses: schwere Störung
Datum: 14. April 1998
Ort: nahe Amsterdam
Luftfahrzeug: Verkehrsflugzeug
Hersteller / Muster: Dornier/DO 328-100
Personenschaden: ohne Verletzte
Sachschaden: Flugzeug leicht beschädigt
Drittsschaden: keiner

Flugverlauf

Am 14. April 1998 ereignete sich auf dem Flug von Amsterdam nach Dresden mit dem o.g. Flugzeug eine Störung, bei der das Flugzeug in der hinteren Kabine durch einen Trolley, ausgelöst durch eine plötzliche und heftige Vergrößerung des Längsneigungswinkels (PITCH), leicht beschädigt wurde.

Der Hergang stellte sich wie folgt dar:

Der Start erfolgte um 0728 Uhr UTC, es herrschte leichter Schneeregen bei + 3° C. Das Flugzeug war auf eine Reiseflughöhe von FL 170 freigegeben worden und befand sich während des gesamten Steigfluges in einer geschlossenen Wolkenschicht mit Temperaturen zwischen 0° C und -10° C. Entsprechend den Wetterunterlagen war von einer mittleren Vereisung auszugehen.

Kurz vor Erreichen von FL 100 war der Service in der Kabine freigegeben worden. In FL 100 bemerkte die

Besatzung eine Zunahme der Geschwindigkeit (IAS) auf 220 kt, eingestellt war eine IAS von 200 kt. Der verantwortliche Flugzeugführer schaltete den Flugregler ab und wollte durch Ziehen die Geschwindigkeit auf den eingestellten Wert verringern. Beim Abschalten kam es zu einer ruckartigen PITCH Vergrößerung, und der sich im hinteren Teil des Flugzeuges befindliche Service-Trolley schlug gegen die Deckenverkleidung der Fluggastkabine. Die Besatzung korrigierte durch Gegensteuern. Das Flugzeug wurde danach manuell ausgetrimmt und der Flugregler wieder eingeschaltet.

Nach ca. 5 Minuten fiel die Geschwindigkeit, noch während des andauernden Steigfluges auf Flugfläche 170, langsam unter den eingestellten Wert, ohne den PITCH zu verringern. Bei dem Versuch, den PITCH manuell zu korrigieren, kam es beim Abschalten des Flugreglers zu einem starken Nickmoment, das ohne Beschädigungen in der Kabine ablief.

Der Flug wurde mit manueller Steuerung ohne weitere Probleme zum Zielflughafen fortgesetzt.

Untersuchung:

Die Störung wurde der BFU am 16.4.1998 per FAX durch den Halter angezeigt. Eine sofortige telefonische Rücksprache seitens der BFU ergab, daß der Flugdatenschreiber (FDR) nicht ausgebaut worden war und das Flugzeug bereits wieder über 25 Stunden im Einsatz war. Damit stand der FDR für die Auswertung der Störung nicht zur Verfügung.

Bei der durch den Halter nach der Störung veranlaßten technischen Untersuchung des Flugzeuges konnten keine technischen Mängel festgestellt werden.

Nach Einschaltung des Herstellers wurden präventiv einige Baugruppen gewechselt, u.a. auch der INTEGRATED AVIONICS COMPUTER Nr. 1 (IAC 1), der beim Hersteller ausgewertet wurde. Die Ergebnisse gingen der BFU zu und bildeten die Grundlage der Bewertung dieser Störung.

Die Auswertung ergab, daß alle Anzeigen auf dem EICAS Bildschirm während der Zeit der Störung von 0731 Uhr UTC bis 0740 Uhr UTC logisch und richtig waren. Es gab keinen Hinweis für einen Ausfall oder eine Fehlfunktion von einzelnen Komponenten im System.

Sowohl die erste ruckartige PITCH UP-Bewegung, die zu der Beschädigung der Deckenverkleidung im hinteren Teil der Kabine führte, als auch die kurze Zeit später erfolgte, nicht ganz so starke PITCH DOWN-Bewegung, wurde mit großer Wahrscheinlichkeit durch das Freibrechen des festgefrorenen Höhenruders verursacht.

Auf keinem der FAULT WARNING COMPUTER (FWC) war vom Start bis zum Aufzeichnungsende die Statusanzeige „**SHAKER PUSHER ICE**“ gesetzt. Dies ist ein Indikator, daß die „**HORN DE-ICE**“ Anlage nicht angeschaltet war, die normalerweise vor dem Start bei Vereisungsbedingungen mit Anwahl der „**HORN DE-ICE**“ Knöpfe aktiviert werden muß. Das läßt mit großer Sicherheit darauf schließen, daß es dadurch zu einer Vereisung des Spaltes zwischen Elevator-Horn und Höhenflosse, und damit zu einer Blockierung eines oder beider Höhenruder kam.

Höhenruder und Trimmruder sind konstruktiv so ausgelegt, daß sie sich entgegengesetzt bewegen, d.h., wenn das Höhenruder nach oben ausschlägt, wird das Trimmruder nach unten ausgeschlagen, um bei eingeschaltetem Flugregler den Servomotor kraftfrei (spannungsfrei) zu trimmen.

Da jedoch, wie in diesem Fall wahrscheinlich, das Höhenruder durch Eis blockiert war, konnte der Servomotor nicht innerhalb von 10 Sekunden spannungsfrei getrimmt werden. In diesem Fall wirkte das Trimmruder wie ein Höhenruder, aber entgegengesetzt der beabsichtigten Korrektur.

Da der Servomotor weiterhin unter Spannung stand, erkannte der AUTOTRIM INHIBIT Monitor im Auto-Flight-Control-System (AFCS) nach einer gewissen Zeit eine Blockierung des Höhenruders. Die Auto-trimmfunktion wurde daraufhin in der letzten Stellung abgeschaltet. Das Flugzeug war vertrimmt. Nach dem Abschalten des Flugreglers kam es wahrscheinlich durch Ziehen des Flugzeugführers am Steuerhorn zum Freibrechen des Höhenruders und zu einer abrupten Fluglageänderung.

In den „Abnormal Checklisten“ wird davor gewarnt, daß bei einer Anzeige „EL MISTRIM NOSE UP or DN“, das Flugzeug vertrimmt sein kann und beim Abschalten des Flugreglers mit einem starken PITCH UP oder PITCH DOWN Moment gerechnet werden muß. Dieser Meldung „EL MISTRIM NOSE DN“ wurde möglicherweise von seiten der Besatzung übersehen, bzw. nicht genügend Beachtung geschenkt.

Nach dem Austrimmen des Flugzeuges und dem Verlöschen der Meldung im EICAS wurde der Flugregler wieder eingeschaltet.

Während des weiteren Steigfluges wurde das Höhenruder mit großer Wahrscheinlichkeit ein zweites Mal durch Vereisen der ELEVATOR HORN's blockiert.

Ca. 0740 Uhr UTC erschien die Meldung „**ELEV DISC LOAD HI**“. Dies geschieht, wenn am Force Detection Rod im rechten Steuergestänge ein Schwellwert von 20 daN erreicht wird. An der Disconnect Unit liegt dann ein Moment an, dem eine Steuerkraft von ebenfalls 20 daN bei blockiertem Höhenruder entspricht.

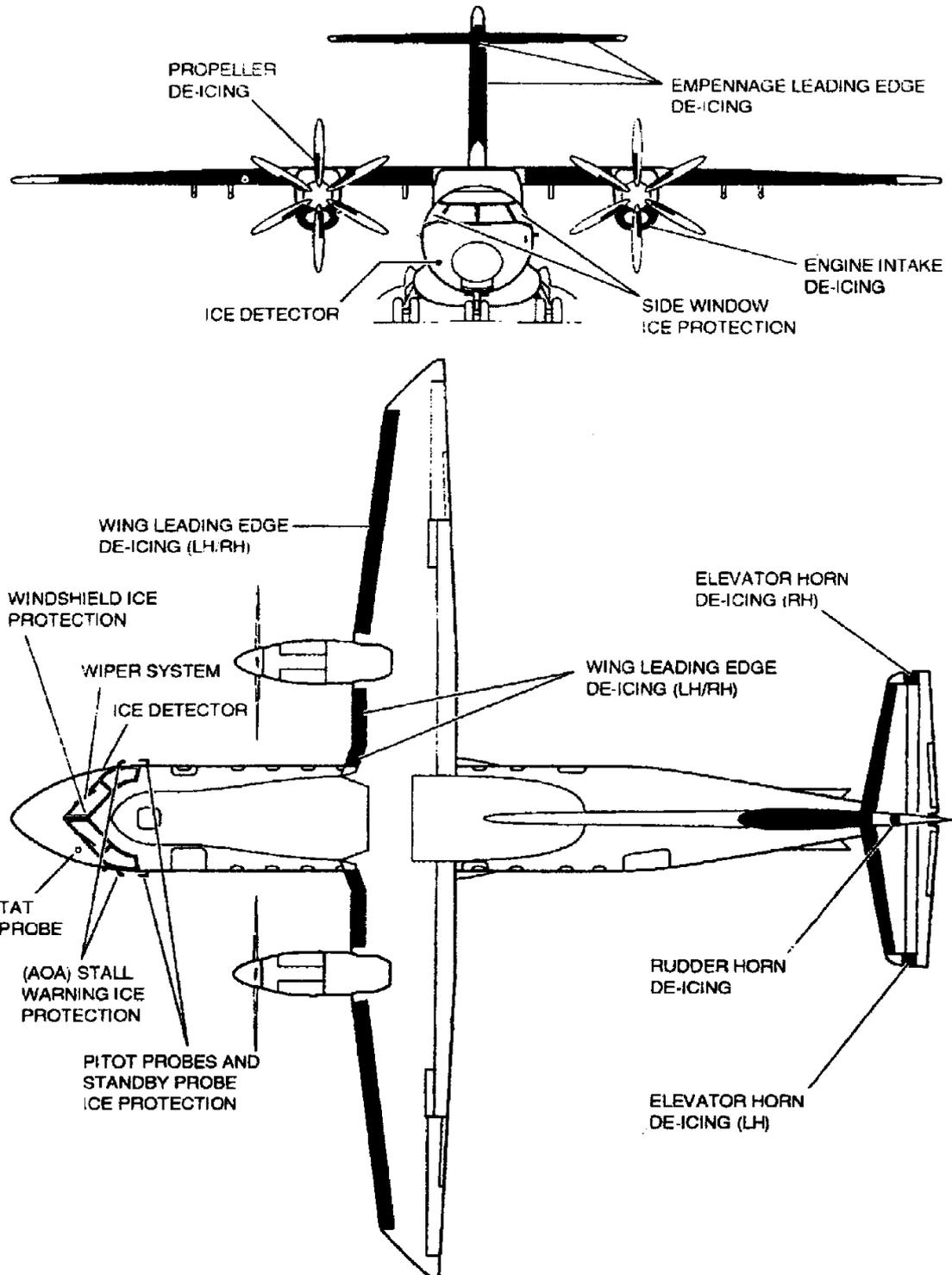
Für den Fall, daß im EICAS die Meldung „**ELEV DISC LOAD HI**“ erscheint, gibt es eine entsprechende Checkliste, nach der zu verfahren ist. Es wird auch in diesem Fall darauf hingewiesen, daß mit größeren PITCH UP oder PITCH DOWN Momenten, bzw. mit einem blockierten Höhenruder gerechnet werden muß. Sollte es sich tatsächlich um ein blockiertes Höhenruder handeln, darf der Flugregler nicht wieder eingeschaltet werden und, es ist nach dem ELEV DISCONNECT Procedure zu verfahren. Da das Höhenruder wieder freigängig war, hätte der Flugregler wieder genutzt werden können. Aus Sicherheitsgründen wurde jedoch darauf verzichtet und der Flug mit Handsteuerung zum Zielflughafen fortgesetzt.

Schlußfolgerungen

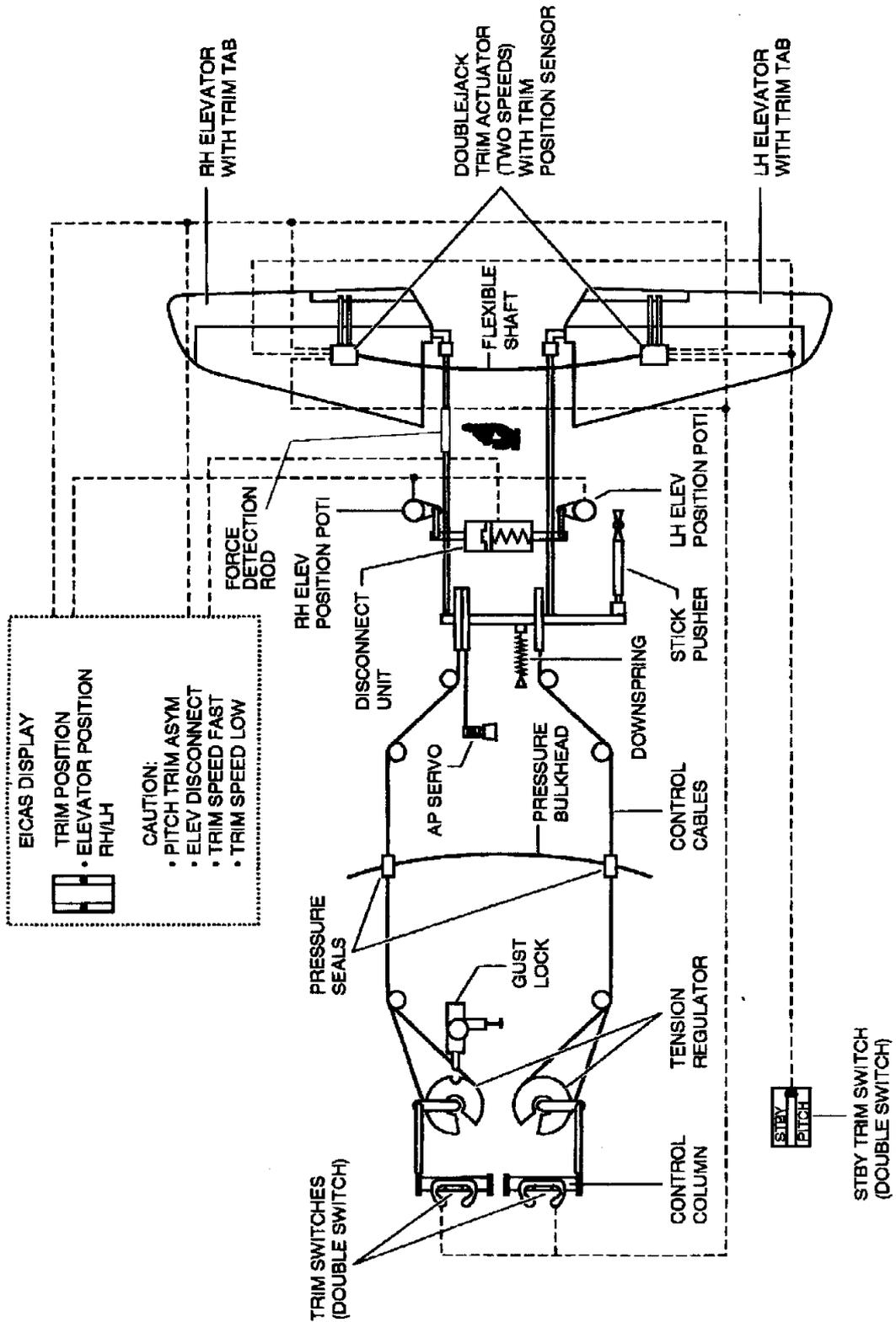
Die plötzliche und heftige Vergrößerung des Längsneigungswinkels wurde wahrscheinlich verursacht durch das Abschalten des Flugreglers und Freibrechen des vereisten und blockierten Höhenruders bei extrem vertrimmtem Flugzeug. Die Blockierung des Höhenruders war die Folge der nicht eingeschalteten ELEVATOR HORN Enteisungsanlage.

Untersuchungsführer Müller

Anlage 1



Ice and Rain Protection System Arrangement



Elevator Control – Schematic