

Untersuchungsbericht

6X003-0/99
Januar 2000

Sachverhalt

Art des Ereignisses:	Schwere Störung
Datum:	14. August 1999
Ort:	Ibiza (Spanien)
Luftfahrzeug:	Verkehrsflugzeug
Hersteller / Muster:	Boeing B757-300
Personenschaden:	ohne Verletzte
Sachschaden:	Luftfahrzeug nicht beschädigt
Drittschaden:	gering

Flugverlauf

Am 14. August 1999 ereignete sich eine schwere Störung auf dem Flug von Leipzig nach Ibiza (Spanien), als das Flugzeug vom Typ Boeing 757-300 bei der Landung seitlich von der Landebahn abkam.

Die Insassen, 8 Besatzungsmitglieder und 234 Passagiere, blieben unverletzt, das Flugzeug erlitt außer Schäden an den Reifen keinen weiteren Schaden. Beim Abkommen von der Bahn wurde eine Lampe der Bahnbeleuchtung zerstört.

Die Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU) wurde kurz nach dem Vorfall telefonisch durch die Flugbetriebsleitung des Luftfahrtunternehmens (LU) in Kenntnis gesetzt. Nach Absprache zwischen der für die Untersuchung der Störung zuständigen Untersuchungsbehörde in Spanien (Ereignisstaat) mit der BFU (Eintragungsstaat) wurde die weitere Untersuchung durch die BFU geführt.

Untersuchung

Das Flugzeug wurde nach dem Vorfall in Ibiza durch das LU soweit überprüft, dass es nach Deutschland überführt werden konnte. Zuvor waren insbesondere die Bremsanlage, das Schubumkehrsystem und die Bugradsteuerung einer Untersuchung unterzogen worden, wobei von letzterer das "steering control valve" ausgebaut wurde, um es bei der Fa. Boeing im zerlegten Zustand untersuchen zu können. In einem technischen Untersuchungsbericht des LU wurden neben diesen Maßnahmen auch die fotografische Dokumentation und Vermessung der Reifenspuren beschrieben.

Als weitere Informationen übersandte das LU an die BFU darüber hinaus noch die Berichte der beiden beteiligten Flugzeugführer und die Ergebnisse der Untersuchung durch den Flugzeughersteller.

Beide Flugschreiber (Flugdatenschreiber und Tonaufzeichnungsgerät) waren unmittelbar nach dem Flug ausgebaut und nach Deutschland zur Deutschen Luft Hansa nach Frankfurt transportiert worden.

Auf Anforderung der BFU wurden die Geräte der BFU zur weiteren Auswertung zugestellt.

Die Auswertung der zweistündigen Tonaufzeichnung ergab keinerlei Auffälligkeiten, abgesehen von den letzten Minuten der Aufzeichnung, in denen sich die Störung ereignete. Von den letzten fünf Minuten der Aufzeichnung wurde eine Umschrift angefertigt.

Die Auswertung des Flugdatenschreibers ergab wichtige Hinweise zum Ablauf der Störung und trug im Wesentlichen zur Ursachenermittlung bei. Die Darstellung der wichtigsten Parameter sind in einer grafischen Darstellung aufgeführt. (Anlage 1)

Zunächst wurde anhand von Tonaufzeichnung und Flugschreiberdaten das Anflugverfahren auf die Lan-

debahn 24 des Flughafens Ibiza untersucht. Auf diesem Flug war der verantwortliche Flugzeugführer (PIC) auch der Flugzeugführer am Steuer (PF). Es ergaben sich keinerlei Auffälligkeiten in dieser Flugphase.

Das Aufsetzen erfolgte nach Angabe der Besatzung etwa 500 m hinter der Schwelle und nach kurzer Abfangphase wurde das Flugzeug mittels "autobrake 2" und der Schubumkehr verzögert.

Etwa bei Erreichen einer Geschwindigkeit von 80 kt drehte, völlig überraschend für die Besatzung, das Flugzeug plötzlich nach links und konnte nach Aussage beider Flugzeugführer trotz vollem Seitenruderausschlag nach rechts und unter Einsatz der rechten Radbremsen nicht am Verlassen der Landebahn gehindert werden.

Diese Aussagen wurden im vollen Umfang durch die Tonaufzeichnung und die Flugschreiberdaten bestätigt.

Auswertung der Flugschreiberdaten

Die für die Störung signifikanten Flugparameter wurden in einem Diagramm über der Zeit aufgetragen. Dabei wurde ein Zeitpunkt "0" etwa bei Stillstand des Flugzeuges definiert.

Der Zeitachse in dem Diagramm können anhand einzelner Parameter folgende Ereignisse zugeordnet werden:

- 42 Aufsetzpunkt des Hauptfahrwerkes
gestörte Aufzeichnung des BRAKE PRESS
- 40 Aufsetzen des Bugrades (Schalter air/gnd)
SQUAT SW
- 39 Schubumkehr betätigt (T/R deployed)
Hochfahren Umkehrschub EPR
- 37 autobrake aktiv, etwa konstante Verzögerung
bis von 0.2 g, Höhenruder neutral, leichte Seitenruderausschläge nach rechts
- 25

Etwa ab Zeitpunkt -25 an brach das Flugzeug nach links aus und konnte durch korrigierende Maßnahmen des PF nicht mehr am Verlassen der Bahn gehindert werden. Als wichtigster Parameter im Hinblick auf eine Erklärung des Störungsablaufes zeigte sich von diesem Zeitpunkt an der **mag. HDG**, d.h. die Ausrichtung der Flugzeuglängsachse nach magnetisch Nord.

Die zeitliche Änderung dieses Parameters entsprach der Drehbewegung des Flugzeuges um seine Hochachse. Bei der Darstellung dieses "normalerweise" weniger bedeutenden Parameters wurde bewusst eine Skalierung gewählt, die selbst kleine Änderungen gut erkennen lässt.

Bei Erkennen der Drehbewegung nach links wird vom PF Seitenruderausschlag "rechts" bis zum Erreichen des Vollausschlages gegeben, und kurz davor (-23)

wird durch Betätigung der Bremsanlage "rechts" und Querruder "rechts" diese Korrekturmaßnahme noch unterstützt. Trotz dieser Eingaben verstärkt sich um -22 die Drehbewegung des Flugzeuges noch einmal und wird erst um -16 für etwa 2 Sekunden gestoppt.

In dieser Phase verlässt das Flugzeug mit seinen Fahrwerken die befestigte Bahn.

Dieser bisher beschriebene Rollbereich lässt sich unter Anwendung flugmechanischer Grundlagen im Detail wie folgt erklären:

Die Richtungsänderung des rollenden Flugzeuges, insbesondere im unteren Geschwindigkeitsbereich, wird in erster Linie über die Bugradlenkung erzielt. Die Auslenkung des Bugrades bewirkt, dass das Flugzeug für die Dauer des Lenkausschlages auf einem Kreisbogen rollt, dessen Radius vom Abstand des Bugrades von der Hauptfahrwerksachse und von der Größe des Lenkwinkels abhängt. Die Wirksamkeit eines Lenkausschlages hängt zusätzlich ab von der Kraftübertragung am Bugrad, d.h. vom Reibwert zwischen Reifen und Boden und der Achslast (load on wheel). Um die Wirksamkeit auch beurteilen zu können, kommt der Vermessung und fotografischen Dokumentation von Reifenspuren und deren Analyse eine große Bedeutung zu.

Im vorliegenden Fall lassen die Fotos der Reifenspuren auf der Bahn erkennen, dass das Flugzeug in etwa auf einem Kreisbogen rollte. Der Reifenabrieb auf der Bahn entstand in erster Linie aufgrund einer hohen Querbeschleunigung auf das Flugzeug, aber auch durch Bremswirkung, soweit es das rechte Hauptfahrwerk anbelangt. Der Spurenverlauf schließt einen Schiebewinkel des Flugzeuges beim Rollen aus, da der Abstand der Spuren vom Bugrad und den beiden Hauptfahrwerken über die gesamte Spurendarstellung annähernd konstant ist. Die Bugradspur lässt sich klar erkennen, dass keinesfalls dort größere Lenkwinkel vorlagen, wie z.B. im Bericht des Flugzeugherstellers angeführt wurde. Leider fehlt als Gegenbeweis dafür eine kurz nach Stillstand des Flugzeuges fotografisch dokumentierte Bugradstellung. Ein stark ausgeschlagenes Bugrad, wie im Bericht des Herstellers erwähnt, hätte, vor allem im weichen Untergrund, einen erheblichen Schaden am Fahrwerk bewirkt. Nach Überprüfung des Flugzeuges wurden jedoch am Bugfahrwerk lediglich die Reifen gewechselt und das steering control valve ausgetauscht.

Der schiefbefreie Rollvorgang des Flugzeuges ermöglichte ohne großen rechnerischen Aufwand über die Parameter GS und mag.HDG eine Rekonstruktion des Rollweges. Dieses Ergebnis ist in der Anlage 2 dargestellt. Zur Bewertung des Rollweges ist zum Vergleich auch der theoretische Rollweg des Flugzeuges unter der Annahme eines Lenkausschlages des Bugrades von $\varphi = 1^\circ$ dargestellt.

Dieser Lenkausschlag bewirkt einen Rollkreis mit einem Radius von 1 260 m basierend auf der Fahrwerk-

sanordnung der B757-300. Dieser **ideale** Radius ergibt sich aber nur dann, wenn die Bugradlenkung zu 100 % wirksam ist, d.h. die Spurlenkung ist perfekt und es entstehen keine Reifenspuren durch seitlichen Versatz. Dies bedeutet, dass im Falle von vorhandenen Reifenspuren der o.a. ideale Kurvenradius nicht vorhanden war, sondern sich ein größerer Kreisbogen einstellen musste. Als ein extremes Beispiel für eine geringe Wirksamkeit der Lenkung kann die eisglatte Rollbahn genannt werden, bei der trotz Betätigung der Lenkung das Flugzeug geradeaus rollt, d.h. der Kurvenradius ist unendlich.

Im vorliegenden Fall ist die reduzierte Wirksamkeit der Lenkung unter dem Einfluss der unterschiedlichen Achslast von erheblicher Bedeutung. Dies ist anhand der Flugschreiberdaten nachweisbar.

Es besteht ein rechnerischer Zusammenhang zwischen der aufgezeichneten Querschleunigung LATERAL ACCELERATION, der GROUND SPEED und dem Kurvenradius R eines Kreisbogens.

Letzterer wurde aus den beiden vorgenannten Parametern für einen Zeitraum von -23 bis -17 errechnet und in der Tabelle der Anlage 2 dargestellt. In dieser Tabelle ist auch der jeweilige Lenkwinkel φ aufgeführt, der zu einer Kurve mit dem Radius R führt, entsprechend der folgenden Formel:

$$\varphi = \text{ARC SIN} (L / R)$$

$L = 22$ (Abstand Bugrad - Achse Hauptfahrwerk)

Aus der Tabelle ist ersichtlich, dass zum Zeitpunkt -20 der kleinste Krümmungsradius und damit auch der größte Lenkwinkel $\varphi_{\max} = 1.5^\circ$ vorliegt. Es kann davon ausgegangen werden, dass dieser Winkel auch der tatsächlichen Bugradauslenkung entspricht, da zu diesem Zeitpunkt die maximale Wirksamkeit der Lenkung aufgrund maximaler Achslast gegeben ist, da das Höhenruder stark gedrückt ist und hoher Bremsdruck an der rechten Bremse anliegt.

Bereits 1 Sekunde später hat sich durch Nachlassen des Höhenruders die Querschleunigung verringert, was auf einen größeren Kurvenradius hindeutet, der sich aus der reduzierten Wirksamkeit der Bugradlenkung ergibt.

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass die Bugradlenkung u.U. schon bereits beim Aufsetzen, mit Sicherheit aber ab etwa -25 konstant auf ca. 1.5° nach links ausgelenkt war. Die in der Tabelle aus den Radien errechneten Winkel φ stellen, sofern sie kleiner sind als φ_{\max} , die reduzierte Wirksamkeit der Bugradlenkung dar. Als Maßstab für die Wirksamkeit ist in der Tabelle die Effektivität $= \varphi / \varphi_{\max}$ genannt. Die dafür maßgebenden Einflussgrößen sind Umkehrschub, Höhenruder und Radbremsen.

Der Flugweg nach Verlassen der Bahn ist nicht mehr im Detail erklärbar, da der Einfluss des Geländes nicht

bekannt ist, und im unteren Geschwindigkeitsbereich rechnerische Betrachtungen auch ungenau werden.

Es ist unbestritten, dass eine Blockierung der Bugradlenkung ursächlich für das Abkommen von der Landebahn war, wobei der Bericht des Flugzeugherstellers davon ausgeht, dass eine Blockierung des control valve im geöffneten Zustand erfolgte und somit das Bugrad fortlaufend seinen Ausschlag vergrößerte. Der vorliegende Bericht geht jedoch von einer Blockierung des control valve im geschlossenen Zustand nach einer Auslenkung des Bugrades von etwa 1.5° aus. Es ist auch nicht auszuschließen, dass dieser geringe Lenkeinschlag u.U. der Neutralstellung der Bugradlenkung entsprach. Die ersten Rollversuche nach der Störung ergaben nämlich, dass das Flugzeug leicht nach links zog, und danach die Neutralstellung um 1.5° nach rechts korrigiert werden musste. (Bericht des LU)

Die Untersuchung des control valve beim Flugzeughersteller ergab keinerlei Erklärungen für eine Blockierung.

Im Rahmen der Untersuchung wurde auch die Frage behandelt, welchen Einfluss die in diesem Flugzeug vorhandene fehlerhafte Anordnung des Bugrad-Lenkehebels (tiller) -dieser war um 90 Grad versetzt montiert worden - auf die Störung haben konnte.

Ein Zusammenhang war nicht feststellbar. Nach Angabe des PF wurde in der letzten Phase des Fluges versucht, mit dem tiller das Flugzeug unter Kontrolle zu bringen, doch nach seinem Eindruck war die Ansteuerung blockiert.

Beurteilung

Die Untersuchung ergab, dass beim Ausrollen nach der Landung das Flugzeug plötzlich, für die Besatzung völlig überraschend, nach links drehte und die Landebahn seitlich verließ. Trotz sofortiger Reaktion des PF war er nicht in der Lage mittels der Steuerung und unter Anwendung asymmetrischer Bremsung das Flugzeug auf der Bahn zu halten.

Es wurde festgestellt, dass für diesen Vorfall die Blockierung der Bugradlenkung bei einem leichten Lenkeinschlag der Auslöser war. In dieser Phase des Fluges besitzt die Bugradlenkung für die Steuerung um die Hochachse die absolute Autorität. Tritt zu diesem Zeitpunkt eine Blockierung der Lenkung auf und kann diese durch den Flugzeugführer nicht aufgehoben werden, z.B. durch Abkopplung der Bugradlenkung, kann der Flugzeugführer nur noch versuchen, das Flugzeug so schnell wie möglich zum Stillstand zu bringen, um Schlimmeres zu vermeiden.

Es muss darauf hingewiesen werden, dass im vorliegenden Fall ein einzelner Systemfehler das Flugzeug

in einen unkontrollierten Zustand brachte, der durchaus auch in einem Flugunfall hätte enden können.

Dies steht in krassem Widerspruch zu einem "flight safety design concept" und muss zu einer Sicherheitsempfehlung führen.

Schlussfolgerungen

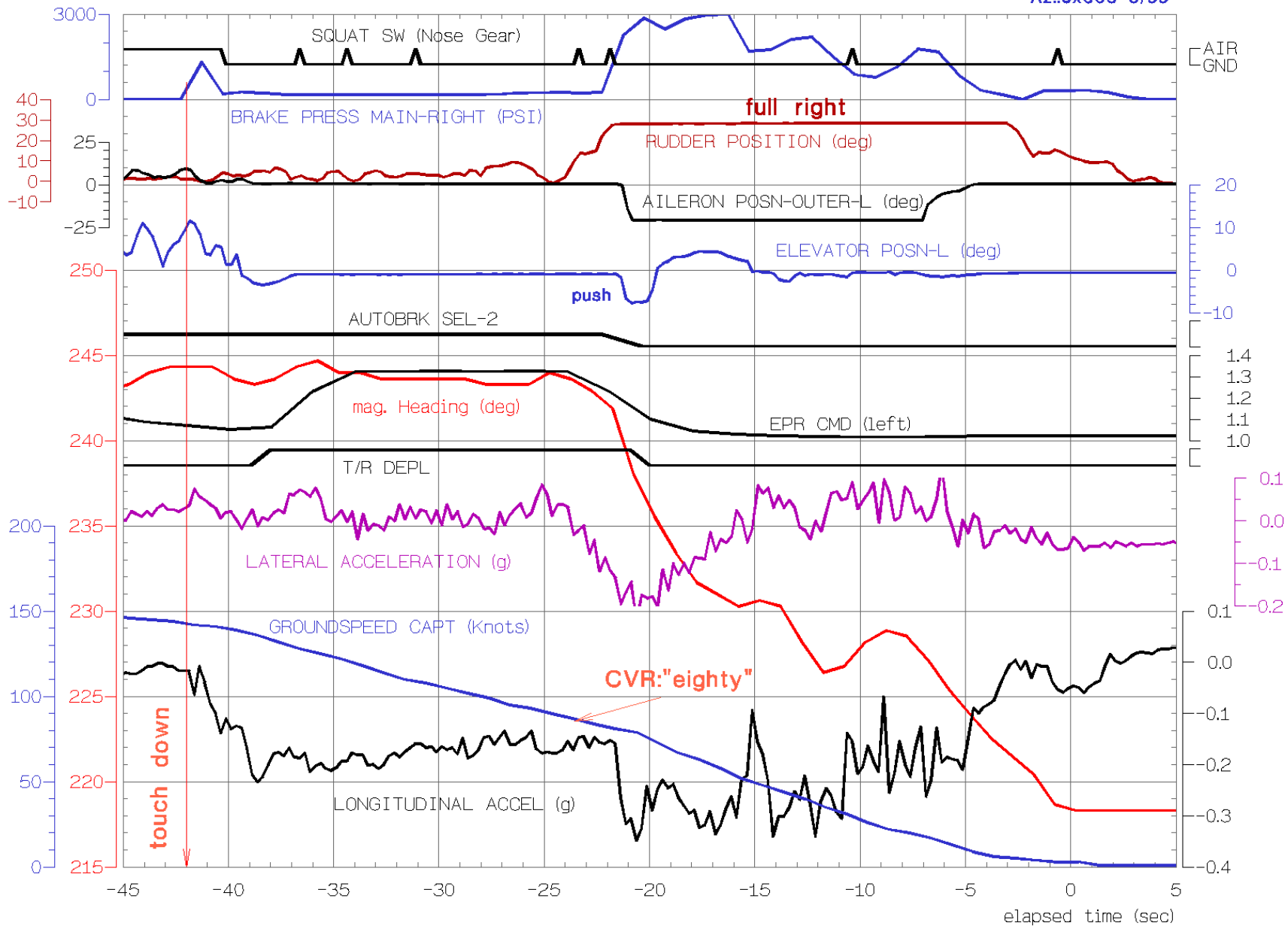
Die Ursache für die schwere Störung lag in der Blockierung der Bugradlenkung bei ausgeschlagenem Bugrad.

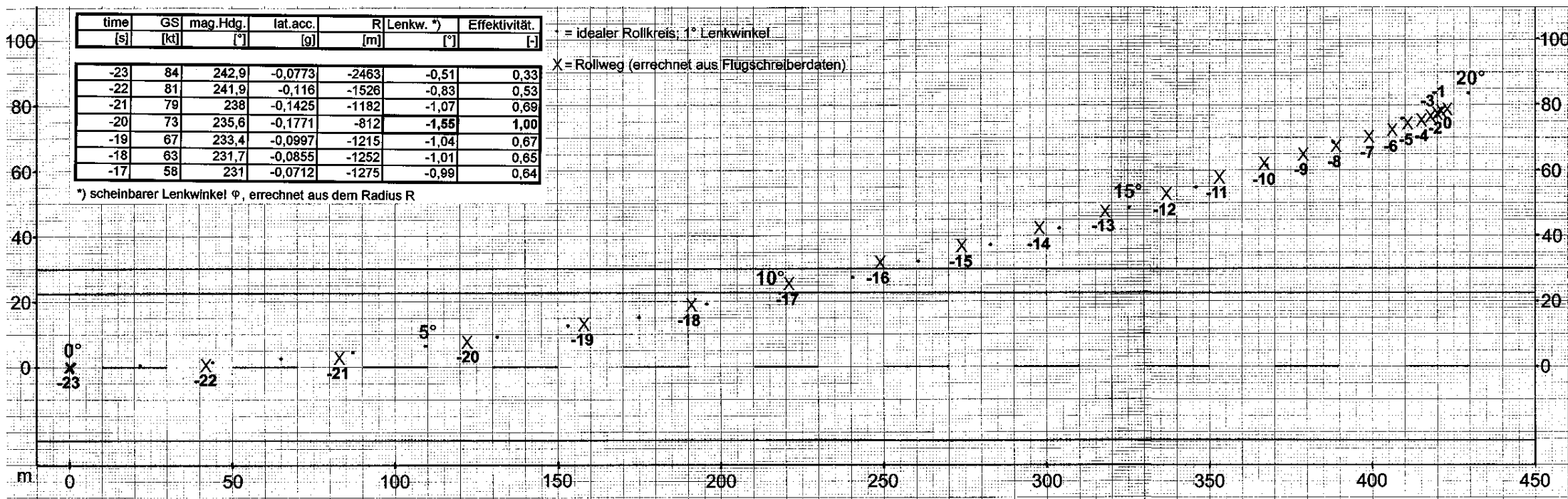
Untersuchungsführer	Kruse
Flugbetrieb	Schubert
Flugschreiber	Thiel
Grafik	Berndt

Incident B757-300 on Aug. 14,1999 IBIZA (SPAIN)

Anlage 1

Az.:6x003-0/99





time	GS	mag.Hdg.	lat.acc.	R	Lenkw. *)	Effektivität.
[s]	[kt]	[°]	[g]	[m]	[°]	[-]
-23	84	242,9	-0,0773	-2463	-0,51	0,33
-22	81	241,9	-0,116	-1526	-0,83	0,53
-21	79	238	-0,1425	-1182	-1,07	0,69
-20	73	235,6	-0,1771	-812	-1,55	1,00
-19	67	233,4	-0,0997	-1215	-1,04	0,67
-18	63	231,7	-0,0855	-1252	-1,01	0,65
-17	58	231	-0,0712	-1275	-0,99	0,64

* = idealer Rollkreis; 1° Lenkwinkel

X = Rollweg (errechnet aus Flugschreiberdaten)

*) scheinbarer Lenkwinkel φ , errechnet aus dem Radius R