



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 SISl
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Schlussbericht Nr. 2342 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den schweren Vorfall des Luftfahr-
zeuges SAAB 2000, HB-IZW, betrieben
durch Etihad Regional/Darwin Airline unter
Flugnummer AB 8054,

vom 10. Dezember 2015

4.5 NM östlich des Flughafens Billund
(EKBI), Dänemark

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten schweren Vorfalls.

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 schweren Vorfalls.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in koordinierter Weltzeit (*Coordinated Universal Time* – UTC) angegeben. Für das Gebiet von Dänemark und Deutschland galt zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls die mitteleuropäische Zeit (MEZ) als Normalzeit (*Local Time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, MEZ und UTC lautet:
 $LT = MEZ = UTC + 1 \text{ h.}$

Inhaltsverzeichnis

Überblick	5
Untersuchung	5
Kurzdarstellung	5
Ursachen	6
Sicherheitsempfehlungen	6
1 Sachverhalt.....	7
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	7
1.1.1 Allgemeines	7
1.1.2 Vorgeschichte	7
1.1.3 Flugverlauf	8
1.1.4 Ort und Zeit des schweren Vorfalls.....	12
1.2 Personenschäden	13
1.2.1 Verletzte Personen	13
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	13
1.4 Drittschaden	13
1.5 Angaben zu Personen	13
1.5.1 Flugbesatzung	13
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug.....	14
1.6.1 Allgemeine Angaben.....	14
1.6.2 Ausgewählte Systeme und Ausrüstungen des Luftfahrzeuges	14
1.6.3 Unterhalt des Luftfahrzeuges.....	19
1.7 Meteorologische Angaben	19
1.7.1 Allgemeine Wetterlage.....	19
1.7.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des schweren Vorfalls	19
1.7.3 Astronomische Angaben.....	20
1.7.4 Flugplatzwettermeldungen.....	20
1.8 Navigationshilfen	20
1.8.1 Angaben zu den Navigations- und Landehilfen	20
1.8.2 Anflugkarte für den ILS- und LOC- <i>approach</i> auf die Piste 27 in Billund.....	21
1.9 Kommunikation	22
1.10 Angaben zum Flughafen	22
1.10.1 Allgemeines	22
1.10.2 Pistenausrüstung	22
1.10.3 Rettungs- und Feuerwehrdienste	23
1.10.4 Anflughilfe Piste 27	23
1.11 Flugschreiber	23
1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	23
1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen	23

1.14	Feuer	23
1.15	Überlebensaspekte	23
1.16	Versuche und Forschungsergebnisse	23
1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	24
1.17.1	Flugbetriebsunternehmen	24
1.18	Zusätzliche Angaben	30
1.18.1	Präzisionsanflugverfahren	30
1.18.2	Nicht-Präzisionsanflugverfahren	30
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	30
2	Analyse	31
2.1	Technische Aspekte	31
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte	31
2.2.1	Flugverlauf	31
2.2.2	Vorgeschichte	32
2.3	Organisatorische Aspekte	32
2.3.1	Dokumentation und Training.....	32
2.3.2	Anflugkarte Billund.....	33
2.3.3	Erster Offizier	33
3	Schlussfolgerungen	34
3.1	Befunde	34
3.1.1	Technische Aspekte	34
3.1.2	Besatzung	34
3.1.3	Flugverlauf	34
3.1.4	Rahmenbedingungen	35
3.2	Ursachen	35
4	Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen	36
4.1	Sicherheitsempfehlungen	36
4.2	Sicherheitshinweise	36
4.3	Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen	36
4.3.1	Etihad Regional	36
4.3.2	Jeppesen	37

Zusammenfassung

Überblick

Eigentümer	Nordic Aviation Capital A/S, Stratusvej 12, 7190 Billund, Dänemark
Halter	Darwin Airline SA, via alla Campagna 2A, 6900 Lugano, Schweiz
Hersteller	Saab Aircraft AB, Stockholm, Schweden
Luftfahrzeugmuster	SAAB 2000
Eintragsstaat	Schweiz
Eintragszeichen	HB-IZW
Ort	4.5 NM östlich des Flughafens Billund (DK)
Datum und Zeit	10. Dezember 2015, 13:21 UTC

Untersuchung

Der schwere Vorfall ereignete sich am 10. Dezember 2015 um 13:21 UTC. Die Meldung traf am 11. Dezember 2015 um 14 UTC bei der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) ein. Die Untersuchung wurde anschliessend durch die dänische Untersuchungsbehörde an die Schweiz delegiert. In der Folge ernannte die dänische Behörde einen bevollmächtigten Vertreter, der an der Untersuchung mitwirkte. Die Untersuchung wurde am 21. Dezember 2015 durch die SUST eröffnet.

Für die Untersuchung standen im Wesentlichen folgende Grundlagen zur Verfügung:

- Aufzeichnung des Sprechfunkverkehrs, der Radar- und der QAR¹-Daten;
- Aussagen der Besatzungsmitglieder.

Der vorliegende Schlussbericht wird durch die SUST veröffentlicht.

Kurzdarstellung

Am 10. Dezember 2015 um 12:14 UTC startete das Flugzeug SAAB 2000, eingetragen als HB-IZW, mit der Flugnummer AB 8054 in Berlin-Tegel (EDDT) zu einem Linienflug nach Billund (EKBI). Auf diesem Flug steuerte der Kommandant das Flugzeug.

Nach einem ereignislosen Reiseflug bemerkten die Piloten im Anflug auf den Flughafen Billund Probleme mit der Anzeige des Gleitwegsenders. Bei einer Höhe von 800 ft über Grund und 250 ft unter der an dieser Position vorgeschriebenen Minimalhöhe wurde vom Kommandanten ein Durchstart eingeleitet.

Die Piloten entschieden aufgrund der Anzeigeprobleme des Gleitwegsenders, beim zweiten Anflug einen Nicht-Präzisionsanflug mithilfe des Landekursenders durchzuführen. Bei diesem Anflug sank das Flugzeug zu steil ab, unterschritt die vorgeschriebene Minimalhöhe und es kam zu einer Warnung des Bodenannäherungs-Warnsystems. Die Piloten reagierten darauf mit einem weiteren Durchstartverfahren. Nach einer Problemanalyse entschied die Besatzung, wieder zurück nach Berlin zu fliegen. Der Rest des Fluges verlief ereignislos.

¹ QAR: *Quick Access Recorder*, ein Gerät, das ähnlich wie ein Flugschreiber wesentliche Parameter aufzeichnet, die von der Fluggesellschaft zur Überwachung des Flugbetriebs und zu Unterhaltszwecken genutzt werden.

Ursachen

Der schwere Vorfall bestand darin, dass das Flugzeug unter eine vorgeschriebene minimale Höhe des *non-precision approach* sank und dadurch eine sichere Höhe über den Hindernissen nicht mehr gewährleistet war.

Als direkt kausal für den Zwischenfall wurde die mangelhafte Überwachung des vertikalen Flugweges durch die Besatzung ermittelt.

Folgende Faktoren werden gemäss den Ermittlungen als direkt beitragend zum schweren Vorfall eingestuft:

- Eine mangelhafte Planung des Anfluges bezüglich des vertikalen Flugwegs.
- Eine wahrscheinlich durch Ermüdung reduzierte Leistungsfähigkeit des fliegenden Piloten.

Die Darstellung der Anflugkarte, die keine Distanz-/Höhentabelle aufwies und damit die Überwachung des Anfluges erschwerte, hat systemisch zum schweren Vorfall beigetragen.

Die Untersuchung hat folgenden Faktor ermittelt, der die Entstehung und den Verlauf des schweren Vorfalls zwar nicht beeinflusst hat, der aber dennoch ein Sicherheitsrisiko (*factor to risk*) darstellt:

- Das Verfahren nach einer Warnung des Bodenannäherungs-Warnsystems (*Enhanced Ground Proximity Warning System – EGPWS*) wurde nicht konsequent angewendet.

Sicherheitsempfehlungen

Mit diesem Schlussbericht werden weder Sicherheitsempfehlungen noch Sicherheitshinweise ausgesprochen.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Während des gesamten Fluges, bei dem sich der schwere Vorfall ereignete, waren der Kommandant als fliegender Pilot (*Pilot Flying – PF*) und der erste Offizier als assistierender Pilot (*Pilot Monitoring – PM*) eingesetzt.

Der Flug wurde nach Instrumentenflugregeln (*Instrument Flight Rules – IFR*) durchgeführt. Es handelte sich um einen Linienflug von Berlin Tegel (EDDT) nach Billund (EKBI).

1.1.2 Vorgeschichte

Der ursprüngliche Arbeitsplan des Kommandanten sah vor, dass er am 8. Dezember einen freien Tag in Prag hatte. Am 9. Dezember waren drei Flüge und ein Dienstende um 11:10 UTC mit anschliessender Übernachtung in Berlin geplant. Am 10. Dezember waren ein Dienstantritt um 11:05 UTC und nachfolgend fünf Flüge geplant. Der Einsatzplan wurde jedoch durch die Einsatzplanung geändert. Der Kommandant wurde am 8. Dezember auf fünf Flügen eingesetzt und seine Flugdienstzeit endete um 21:51 UTC. Am 9. Dezember war nun ein freier Tag in Prag geplant. An diesem Tag nahm er eine private Verabredung wahr, die er, basierend auf dem ursprünglichen Einsatzplan, in Berlin vereinbart hatte. Er flog mit der Air Berlin AB8243 von Prag nach Berlin-Tegel. Der Flug hatte eine Abflugzeit von 09:39 UTC und eine Ankunftszeit von 10:28 UTC. Für den Rückflug am Abend nahm er den Flug AB8240, der Berlin-Tegel um 20:36 UTC verliess und um 21:32 UTC in Prag landete.

Am 10. Dezember, dem Tag des schweren Vorfalls, wurde der Kommandant um 04:20 UTC am Hotel abgeholt, damit er um 04:35 UTC den Dienst am Flughafen Prag beginnen konnte. Zwischen der Ankunft seines Fluges in Prag am 9. Dezember 2015 und der Abholzeit am Hotel für den Flug am 10. Dezember 2015 blieben dem Kommandanten 6 Stunden und 48 Minuten. Zu diesem Zeitraum gehörten auch der Transport zum Hotel, das Einchecken und die Zeit zwischen Aufstehen und Abholen im Hotel. Es folgten die folgenden drei Flüge: AB8241 von Prag nach Berlin-Tegel, AB8242 von Berlin-Tegel nach Prag und AB8243 von Prag nach Berlin-Tegel, wobei er diese Flüge mit einem anderen ersten Offizier durchführte. Um 11:05 UTC traf er sich mit dem am schweren Vorfall beteiligten ersten Offizier für die Planung der Flüge nach Billund und zurück nach Berlin-Tegel.

Beim ersten Offizier gab es keine Einsatzplanänderung. Am 8. Dezember 2015 war für ihn ein freier Tag in Prag geplant gewesen. Am Morgen des 9. Dezember 2015 absolvierte er drei Flüge. Der Dienst endete an diesem Tag um 10:59 UTC mit anschliessender Übernachtung in Berlin.

Der erste Offizier begann seinen Flugdienst am 10. Dezember 2015, dem Tag des schweren Vorfalls, um 11:05 UTC in Berlin mit der Planung der Flüge von Berlin-Tegel nach Billund und zurück. Er hatte bei Etihad Regional den Grad eines Kommandanten, wurde aber in der Funktion eines ersten Offiziers eingesetzt.

Die beiden Piloten kannten sich bereits und die Arbeitsatmosphäre war gemäss ihren Aussagen gut. Nach erfolgter Planung bereitete die Besatzung gemeinsam das Flugzeug für den bevorstehenden Flug vor. Alles verlief normal und das Flugzeug war ohne Einschränkungen für den Flug einsatzbereit.

1.1.3 Flugverlauf

Am 10. Dezember 2015 um 12:14 UTC startete das Flugzeug SAAB 2000, eingetragen als HB-IZW, mit der Flugnummer AB 8054, in Berlin-Tegel (EDDT) zu einem Linienflug nach Billund (EKBI). An Bord befanden sich zwei Piloten, ein Kabinenbesatzungsmitglied und 26 Passagiere.

Der Steig- und der Reiseflug waren ereignislos. Die Information des *Automatic Terminal Information Service* (ATIS) mit dem Kennwort UNIFORM wurde von der Besatzung frühzeitig eingeholt und die Anflugbesprechung (*approach briefing*) wurde durchgeführt. Es wurde ein Anflug mittels Instrumentenlandesystem (*Instrument Landing System* – ILS) auf die Piste 27 besprochen, der standardmässig in 2000 ft AMSL² beginnt.

Die Flugverkehrsleitung erteilte frühzeitig eine Freigabe, direkt zum Wegpunkt LOKSA zu fliegen, der sich bei 11 NM im langen Endanflug der Piste 27 befindet. Um 13:01 UTC befand sich das Flugzeug 16 NM ost-südöstlich des Flughafens Billund im Sinkflug und passierte gerade die Flugfläche (*Flight Level* – FL) 45, als die Besatzung angewiesen wurde, 10 Grad nach links zu drehen und auf 3000 ft AMSL zu sinken, was den Flugweg etwas abkürzte. Um 13:02 UTC wurde eine weitere Abkürzung erteilt, indem die Besatzung angewiesen wurde, nach links auf den Kurs von 290 Grad zu drehen und auf 2000 ft AMSL abzusinken. Gleichzeitig erhielt sie die Freigabe für den Instrumentenanflug auf die Piste 27.

Die Annäherung an die Ebene des Landekurssenders (*localizer*) war auf den Anzeigen des ersten Offiziers viel früher wahrzunehmen als auf den Anzeigen des Kommandanten. Kurz bevor das Flugzeug auf den *localizer* ausgerichtet war, nahm der erste Offizier zudem wahr, dass die Anzeige des Gleitwegs (*glideslope*) für einen kurzen Moment zu sehen war und kurz danach eine Gleitweg-Warnanzeige (*glideslope flag*) auf dem primären Flugdatenbildschirm (*primary flight display* – PFD) angezeigt wurde, die aber gleich wieder verschwand.

Um 13:03:45 UTC, in einer Distanz von 9.4 NM und einer Höhe von 2000 ft AMSL, war das Flugzeug auf den *localizer* ausgerichtet und wurde für den Anflug konfiguriert.

Bei einer Distanz von 8.7 NM zur Landeschwelle zeigte die *glideslope*-Anzeige eine schnelle Annäherung an den *glideslope*, wodurch der Autopilot in den *capture mode*³ wechselte. Der Kommandant nahm in dieser Phase die schnelle Annäherung an den *glideslope* und ein Fluktuieren der Anzeige wahr. Bereits einige Tage zuvor hatte er Fluktuationen der Gleitweganzeige beobachtet, als er sich mit einer anderen SAAB 2000 in Billund aus einer Höhe von 3000 ft AMSL dem *glideslope* des ILS der Piste 27 näherte. Der Autopilot führte damals aber das Flugzeug problemlos auf den Gleitweg. So beobachtete er auch dieses Mal die Fluktuationen und liess den Autopiloten das Flugzeug auf den Gleitweg steuern. Die Fluktuationen waren dieses Mal grösser und stabilisierten sich nicht so schnell wie beim letzten Mal.

Nachdem der Autopilot in den *capture mode* wechselte, bewegte sich die *glideslope*-Anzeige nach oben (*fly up*) und der Autopilot folgte der Anzeige (vgl. Abbil-

² AMSL: *above mean sea level*, Höhe über dem mittleren Meeresspiegel

³ *capture mode*: Arbeitsmodus des Autopiloten, bei dem dieser die Ebene des Landekurssenders oder die Ebene des Gleitwegsensors erfasst hat und das Flugzeug auf diese Ebenen ausrichtet, um ihnen anschliessend zu folgen.

dung 3). Bei 8.5 NM war die Gleitweganzeige zentriert, fluktuierte aber anschliessend zwischen dem vollen Ausschlag nach oben (*full fly up*⁴) und der zentrierten Anzeige. Dadurch begann das Flugzeug zu steigen.

Um 13:04:18 UTC wurde einem anderen Verkehrsflugzeug mit dem Flugplankennzeichen KLM34K vom Flugverkehrsleiter (FVL) *Billund Tower* eine Startfreigabe erteilt. Zu diesem Zeitpunkt befand sich die AB 8054 bei 8.2 NM in einer Höhe von 2200 ft AMSL, stieg mit einer Vertikalgeschwindigkeit von 1900 ft/min und die Gleitweganzeige zeigte *full fly up*. Der Kommandant schaltete den Autopiloten aus und steuerte das Flugzeug von Hand. Bei 8.1 NM und in einer Höhe von 2300 ft AMSL bewegte sich die Gleitweganzeige ohne Fluktuationen in Richtung zentriert und blieb stabil bei einer geringen Ablage⁵. Um 13:04:50 UTC, bei 7.6 NM, begannen die Fluktuationen wieder. Das Flugzeug erreichte zu diesem Zeitpunkt 2600 ft AMSL und begann wieder zu sinken. Der Autopilot wurde zu diesem Zeitpunkt vom Kommandanten eingeschaltet und bei 7.3 NM wieder ausgeschaltet. Zwischen 7.3 NM und 5.5 NM waren die Abweichungen vom *localizer* kleiner als 0.5 *dot* und die Gleitwegabweichungen kleiner als ein *dot*, wobei die Gleitweganzeige immer noch schwankte.

Um 13:05:15 UTC, das Flugzeug befand sich bei etwa 6.7 NM, meldete die Besatzung dem FVL, dass sie Probleme mit der ILS Anzeige habe. Der FVL fragte, ob sie den Anflug abbrechen wolle, was die Besatzung verneinte. Sie gab an, dass sie noch bis zum Voreinflugzeichen (*outer marker*) weiterfliegen wolle. Der FVL erteilte dem Flugzeug daraufhin die Landefreigabe.

Die Windgeschwindigkeit im Anflug betrug gemäss Aussage des Kommandanten etwa 50 kt. Die Gegenwindkomponente variierte im Anflug gemäss Aufzeichnungen zwischen 20 kt und 44 kt. Die angezeigte Fluggeschwindigkeit (*Indicated Airspeed – IAS*) schwankte zwischen 141 kt und 154 kt. Die Geschwindigkeit gegenüber dem Boden (*Groundspeed – GS*) schwankte zwischen 103 kt und 120 kt.

Bei 5.5 NM und einer Höhe von 1750 ft AMSL gab es wieder grössere Fluktuationen der *glideslope*-Anzeige, zwischen *full fly down* und ein *dot fly up*.

Um 13:05:59 UTC befand sich die KLM34K im Steigflug in einer Höhe von 1600 ft AMSL ungefähr über dem Ende der Piste 27.

Um 13:06:13 UTC meldete der FVL der Besatzung der AB 8054, dass gemäss seinen Informationen das ILS einwandfrei funktioniere. AB 8054 antwortete, dass der *glideslope* nicht nutzbar wäre und sie im Moment dem *localizer* folgen würde: „*But, äh, it's going off and on, the localizer, we continue with the localizer, glideslope out, for the time*“, woraufhin der FVL die Besatzung auf die Wolkenuntergrenze von 600 ft AGL⁶ hinwies, die Anflugbefeuerung auf maximale Leuchtkraft stellte und der Besatzung nochmals eine Landefreigabe erteilte. Die Entscheidungshöhe für einen Localizeranflug auf Piste 27 betrug 306 ft über der Höhe der Pistenschwelle.

Bei einer Entfernungsanzeige von 4.5 NM mittels des Entfernungsmesssystems (*Distance Measuring Equipment – DME*), das eine kontinuierliche Anzeige der Entfernung zur Landeschwelle ermöglicht, befand sich die AB 8054 in einer Höhe von

⁴ Bei der Gleitweganzeige befindet sich oberhalb und unterhalb der Mittellinie eine Abweichungsskala mit jeweils zwei Punkten (*dot*) anhand derer die Lage des Flugzeuges gegenüber dem nominellen Gleitweg dargestellt wird. Ein *dot* entspricht dabei einer Abweichung um 0.5 Winkelgrad. Die Anzeige „*full fly up*“ liegt dann vor, wenn die Gleitweganzeige am oberen Anschlag ist, was bedeutet, dass sich das Flugzeug um mehr als 1° unter dem nominellen Gleitweg befindet.

⁵ Ablage: Fachausdruck, Anzeige der horizontalen oder vertikalen Position in Bezug auf eine Sollgrösse wie eine Anfluggrundlinie oder eine Gleitwegebene.

⁶ AGL: *above ground level*, Höhe über Boden

1250 ft AMSL, was etwa 1000 ft AAL⁷ entspricht. Die *glideslope*-Anzeige fluktuierte immer noch zwischen 2 *dot fly up* und 1 *dot fly down*.

Um 13:06:33 zeigten die DFDR⁸-Daten während 4 Sekunden eine Meldung, die auf eine Diskrepanz zwischen den beiden Systemen hinwies (vgl. Kap. 1.6.2.2).

Rund 5 Sekunden später, bei einer DME-Anzeige von 3.9 NM, in einer Höhe von 1050 ft AMSL, was etwa 800 ft AAL entspricht, und mit einer Anzeige von zwei *dot fly up* wurde vom Kommandanten ein Durchstart eingeleitet.

Um 13:07:04 UTC meldete die Besatzung, dass sie sich in einem Durchstart befände und geradeaus auf 2000 ft steigen werde. In diesem Durchstartverfahren stieg die Besatzung kurz auf 2600 ft AMSL, um nachher wieder auf 2000 ft AMSL zu sinken. Der zunächst eingenommene Lagewinkel um die Querachse lag bei 2.5° *Aircraft Nose Up* (ANU) für etwa 8 Sekunden, danach wurde die Fluglage auf 7.5° ANU erhöht. In dieser Phase nahm die Geschwindigkeit schnell zu, die V_{LO} ⁹ und die V_{FE} ¹⁰ wurden um 5 kt resp. 4 kt überschritten.

Der FVL bestätigte nach nochmaliger Kontrolle des ILS, dass das System einwandfrei funktioniere und dass der Fehler wohl eher bei der Ausrüstung des Flugzeuges liege. Er fragte die Besatzung, ob sie noch einen Versuch unternehmen wolle, worauf diese antwortete, dass die Flugzeugsysteme möglicherweise eine Fehlfunktion aufwiesen und sie deshalb einen Nichtpräzisionsanflug mithilfe des Landekursenders durchführen wolle: „*Yes, but we had a full deflection just at the intercept, about 8 miles out, and then it was going on off on off all the approach until the outer marker and then we decided to make a go-around. So in this case I think, maybe our equipment has a problem, we will make a localizer glideslope out approach, fully established stabilized, expect a ground speed of about 140 knots.*”

Die Besatzung wurde daraufhin angewiesen, auf die Frequenz von Billund *Approach* zu wechseln, wo sie eine Radarführung auf 3000 ft AMSL für ein Anschneiden des *localizer* in einer Distanz von 13 NM vor der Landeschwelle verlangte. Nach einer kurzen Analyse der Situation entschied sich die Crew für einen *localizer approach*. Es wurde ein kurzes *approach briefing* durchgeführt, bei dem der PM ergänzte, dass gemäss der Tabelle auf der Anflugkarte bei einem *Groundspeed* von 140 kt eine durchschnittliche Sinkgeschwindigkeit von 750 ft/min zu erwarten sei (vgl. Kap. 1.8.2).

Die Besatzung erhielt die Radarführung wie gewünscht und diese war beim erneuten Anflug bei 13 NM vor der Landeschwelle bereits auf den *localizer* ausgerichtet. Bei 10 NM war das Flugzeug für den Anflug konfiguriert. Die Besatzung beschloss 1 NM vor dem *point of descent*, den Sinkflug einzuleiten. Bei 9.4 NM wurde der *vertical speed mode* gewählt und der Sinkflug mit einer Sinkgeschwindigkeit von 800 ft/min eingeleitet. Zu diesem Zeitpunkt bemerkte der Kommandant, dass auf der Anflugkarte keine Tabelle aufgeführt ist, die für den *glidepath* als Referenz empfohlene Höhenwerte den spezifischen DME-Distanzen zuordnet (*recommended altitude descent table*), sondern nur die zwei aus Hindernisgründen einzuhaltenden Höhen – die Minimumhöhe über dem Voreinflugzeichen (*outer marker*) und das Minimum des Anfluges. Er bat daraufhin den ersten Offizier, das vertikale Profil im Auge zu behalten, und konzentrierte sich auf die Überwachung des

⁷ AAL: *above aerodrome level* - Höhe über Flugplatzreferenzhöhe

⁸ DFDR: *Digital Flight Data Recorder* - digitaler Flugdatenschreiber

⁹ V_{LO} : Höchstgeschwindigkeit bei ein- oder ausfahrendem Fahrwerk

¹⁰ V_{FE} : Höchstgeschwindigkeit für ausgefahrene Landeklappen.

Autopiloten. Gemäss Aussage der Crew war das Wetter, wegen der tiefen Wolken und des starken, turbulenten Windes, eine Herausforderung.

Der PM versuchte während des Anflugs, für eine bestimmte Distanz die Referenzhöhe für den korrekten *glidepath* zu berechnen. Er kam zu keinem Ergebnis, weil er dabei die DME-Distanz verwenden wollte, aber keine DME-Angaben auf der Anflugkarte fand. Er kommunizierte nicht, dass er zu keinem Ergebnis kam und somit das vertikale Flugprofil nicht überwachte. Der PF ging davon aus, der PM würde das vertikale Profil überwachen, weshalb er es selber nicht tat. Die Anzeige des ILS *glideslope* fluktuierte immer noch; die Anzeige des *localizer* war stabil. Ab 6 NM bis zum Durchstart zeigte die *glideslope*-Anzeige mehrheitlich *full fly-up*, aber immer noch fluktuierend. Sie wurde von der Besatzung aber bewusst nicht beachtet, da sie als fehlerhaft erachtet wurde und sie entschieden hatte, einen *non-precision approach* zu fliegen.

Als sich das Flugzeug bei einer DME-Distanz von 5.5 NM und einer Höhe von 1240 ft AMSL befand, ertönte der automatische Ausruf (*auto-callout*) „one thousand“, was bedeutete, dass sich das Flugzeug 1000 ft über Grund befand. Zu diesem Zeitpunkt bemerkte die Besatzung gemäss eigenen Aussagen, dass etwas nicht stimmen konnte, aber realisierte nicht, was falsch war. 19 Sekunden später ertönte für eine Sekunde das Bodenannäherungs-Warnsystem (*Enhanced Ground Proximity Warning System* – EGPWS) mit einer Gleitwegwarnung. Weitere 12 Sekunden später, beim *auto-callout* „five hundred“ kam die Besatzung gemäss eigenen Aussagen zur Überzeugung, dass irgendetwas nicht stimmen konnte. 7 Sekunden später, in einer Höhe von 757 ft AMSL resp. 404 ft AGL, entschied sich der PF, einen Durchstart einzuleiten. Ungefähr gleichzeitig ertönte die Warnung des EGPWS „*terrain ahead, pull up*“.

Der PF flog das normale Durchstartverfahren und der *go-around mode* war eine Sekunde nach der EGPWS-Warnung aktiv. Die tiefste Höhe während des Durchstartes war 700ft AMSL resp. 346 ft AGL

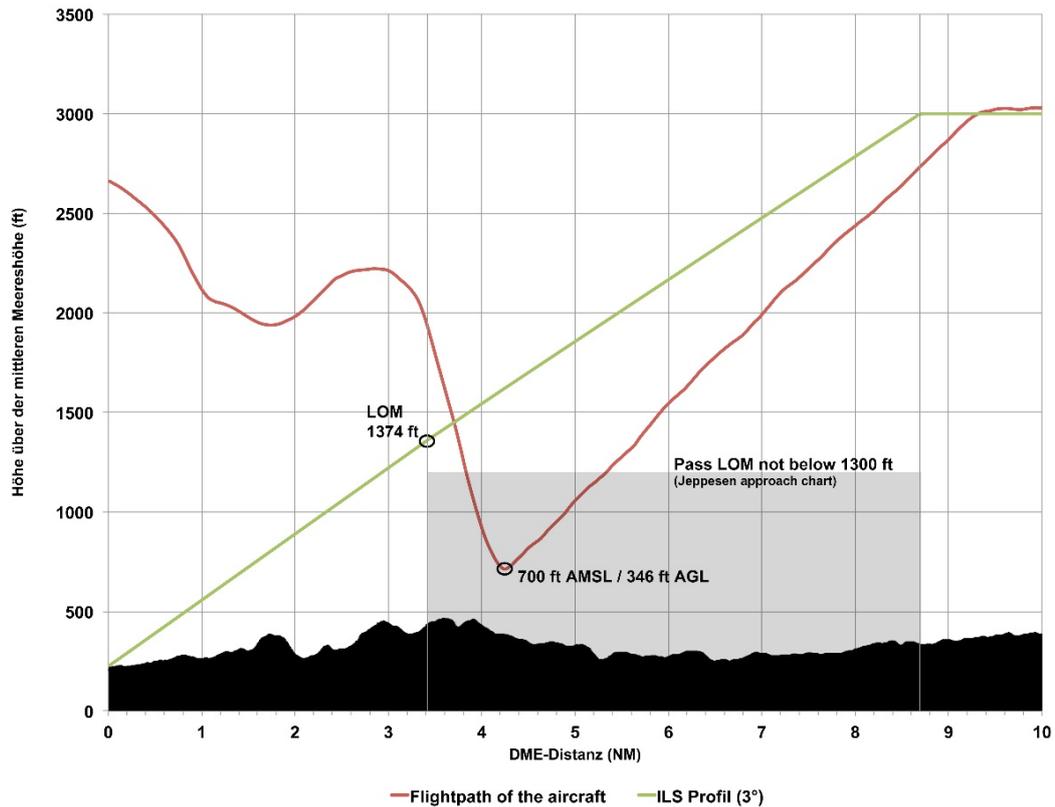


Abbildung 1: Vertikales Profil des *localizer*-Anfluges gemäss DFDR-Daten (rote Linie) im Vergleich zu einem Gleitanflugverfahren¹¹ (grüne Linie). Der graue Bereich stellt die Untergrenze des Anfluges dar, die bis zum *outer marker* (LOM) nicht unterschritten werden darf.

Die Vertikalgeschwindigkeit im Anflug betrug durchschnittlich 771 ft/min. Die angezeigte Geschwindigkeit (*Indicated Airspeed* – IAS) war ungefähr 140 kt. Die durchschnittliche Geschwindigkeit gegenüber dem Boden war 103 kt. Das ergab einen durchschnittlichen vertikalen Flugwegwinkel von -4.2 Grad.

Die Besatzung verlangte nach dem Durchstart einen Steigflug über die Wolken, um Zeit für die Entscheidungsfindung zu haben. Nach Beurteilung des Problems, des Wetters, der Kerosinreserven und der betrieblichen Gegebenheiten entschied sich die Besatzung, zurück nach Berlin-Tegel zu fliegen, weil das Wetter in Berlin einen Sichtanflug erlaubte. Der weitere Flug nach Berlin-Tegel und der Anflug verliefen ereignislos. Es gab auch keine Fehlanzeigen mehr beim ILS-Anflug auf Berlin-Tegel.

1.1.4 Ort und Zeit des schweren Vorfalles

Ort	4.5 NM östlich des Flughafens Billund (EKBI)
Datum und Zeit	10. Dezember 2015, 13:21 UTC
Beleuchtungsverhältnisse	Tag
Höhe	700 ft AMSL

¹¹ Gleitanflugverfahren: Nicht-Präzisionsanflugverfahren, bei dem ein kontinuierlicher Sinkflug bis auf die Entscheidungshöhe geflogen wird. (*Continuous Descent Final Approach* – CDFA).

1.2 Personenschäden

1.2.1 Verletzte Personen

Verletzungen	Besatzungs- mitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	3	26	29	Nicht zutreffend
Gesamthaft	3	26	29	0

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde nicht beschädigt.

1.4 Drittschaden

Es entstand kein Drittschaden.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Flugbesatzung

1.5.1.1 Kommandant

Person	Italienischer Staatsbürger, Jahrgang 1971		
Lizenz	Verkehrspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Airline Transport Pilot Licence Aeroplane – ATPL(A)</i>) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency – EASA</i>), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL).		
Flugerfahrung	Gesamthaft	8022 h	
	Auf dem Vorfallmuster	170 h	
	Während der letzten 90 Tage	97 h	
	Davon auf dem Vorfallmuster	97 h	

Alle vorliegenden Angaben deuten darauf hin, dass der Kommandant seinen Dienst gesund antrat. Es liegen Hinweise vor, dass zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls Ermüdung eine Rolle gespielt haben könnte (vgl. Kap. 2.2.2).

Der Kommandant hatte während seiner Tätigkeit bei Etihad Regional/Darwin Airline folgende Zusatzfunktionen: *Theoretical Knowledge Instructor, ATR Chief Fleet, Training Captain, SAAB Chief Fleet.*

1.5.1.2 Erster Offizier

Person	Österreichischer Staatsbürger, Jahrgang 1964		
Lizenz	Verkehrspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Airline Transport Pilot Licence Aeroplane – ATPL(A)</i>) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency – EASA</i>), ausgestellt durch das BAZL.		

Flugerfahrung	Gesamthaft	12100 h
	Auf dem Vorfalldmuster	1180 h
	Während der letzten 90 Tage	72 h
	Davon auf dem Vorfalldmuster	72 h

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

Seit dem Jahr 2010 bestand beim ersten Offizier, der in dieser Zeit in der Funktion eines Kommandanten eingesetzt wurde, eine Vorgeschichte mit qualifikatorischen Unzulänglichkeiten im Bereich Systematik, Kommunikation und Einhalten der Standardarbeitsanweisungen (*Standard Operating Procedures – SOP*). Die Trainingsabteilung versuchte mit Gesprächen und Zusatztraining, die Unzulänglichkeiten zu korrigieren. Im Jahr 2013 wurde nach einer periodischen Befähigungsüberprüfung im Flugbetrieb (*Line Check*) entschieden, ihn wieder in der Funktion eines ersten Offiziers einzusetzen. Seither bekleidete er den Rang eines Kommandanten, aber flog in der Funktion eines ersten Offiziers.

Der erste Offizier hatte während seiner Tätigkeit bei Etihad Regional/Darwin Airline folgende Zusatzfunktionen: *Deputy Post Holder Flight Operations, Post Holder Flight Operations, Flight Ops Engineering*.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1 Allgemeine Angaben

Eintragungszeichen	HB-IZW
Luftfahrzeugmuster	SAAB 2000
Charakteristik	Zweimotoriges Regionalflugzeug mit Propellerturbinenantrieb, ausgeführt als freitragender Tiefdecker in Ganzmetallbauweise mit Einziehfahrwerk in Bugradanordnung
Hersteller	Saab Aircraft AB, Stockholm, Schweden
Eigentümer	Nordic Aviation Capital A/S, Stratusvej 12, 7190 Billund, Dänemark
Halter	Darwin Airline SA, via alla Campagna 2A, 6900 Lugano, Schweiz
Masse und Schwerpunkt	Der Betriebsflugplan und die Berechnung der Masse und des Schwerpunktes waren nicht mehr verfügbar. Gemäss der Flugdatenanalyse (<i>Flight Data Monitoring – FDM</i>) kann mit grosser Wahrscheinlichkeit davon ausgegangen werden, dass sowohl Masse als auch Schwerpunkt sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeughandbuch (<i>Aircraft Flight Manual – AFM</i>) zulässigen Grenzen befanden.

1.6.2 Ausgewählte Systeme und Ausrüstungen des Luftfahrzeuges

1.6.2.1 Bodenannäherungs-Warnsystem

Das in den schweren Vorfall involvierte Flugzeug war mit einem weiterentwickelten Bodenannäherungs-Warnsystem (*Enhanced Ground Proximity Warning System –*

EGPWS) ausgerüstet. Dieses System vergleicht kontinuierlich den beabsichtigten Flugweg (sowohl die horizontale als auch die vertikale Position des Flugzeuges) mit einer sicheren Flughöhe (*Terrain Clearance Floor – TCF*), die wiederum in Abhängigkeit zur Pistenentfernung steht. Diese sichere Flughöhe bezieht sich auf Hindernisdaten, die in der Datenbank des Systems abgespeichert sind. Man kann sich die Warnenveloppe als einen Trichter vorstellen mit der Piste als Mittelpunkt (vgl. Abbildung 2). Wenn diese Flughöhe unterschritten wird, generiert das System die auditive Meldung „*too low terrain*“ und zusätzlich blinken die Anzeigen „*TERRAIN/BELOW G/S*“ auf dem Blendschutz, also direkt im Sichtfeld beider Piloten.

Während des zweiten Anfluges auf Billund wurde die EGPWS-Warnung „*too low terrain*“ (*Terrain Clearance Floor – TCF*) ca. 5 NM vor der Pistenchwelle generiert. Bei dieser Distanz befand sich die sichere Flughöhe bei 400 ft über Grund (AGL). Die Piloten können auf ihren Navigationsanzeigegeräten (*Navigation Displays – ND*) die Hindernisse darstellen lassen. Dabei werden die Hindernisse in Abhängigkeit der Flughöhe von Rot über Gelb zu Grün in verschiedenen Abstufungen dargestellt. Bei einer Flughöhe von 400 ft AGL zeigen die ND die Hindernisse grün gepunktet in einer Dichte von 50 % an.

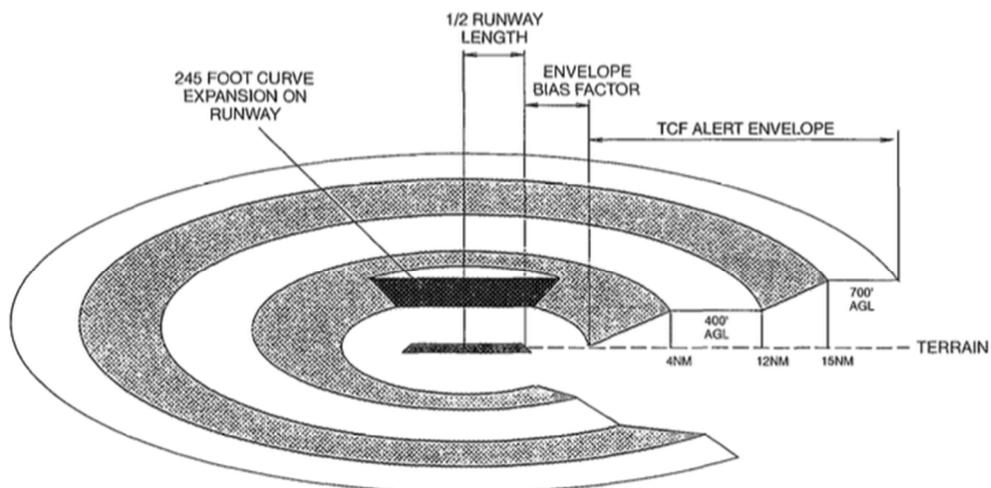


Abbildung 2: Warnenveloppe mit der Piste im Mittelpunkt.

1.6.2.2 Electronic Flight Instrument System (EFIS)

Das EFIS erhält von verschiedenen Systemen Daten und konvertiert diese in entsprechende Symbole und Texte für das primäre Fluginstrument (*Primary Flight Display*) und das Navigationsanzeigegerät (*Navigation Display – ND*). Zu den eingespeisten Daten gehören Lagedaten, Geschwindigkeitsdaten, Radiohöhenmesserdaten, Localizerdaten, Glideslopedaten und Navigationsdaten (vgl. Abbildung 3).

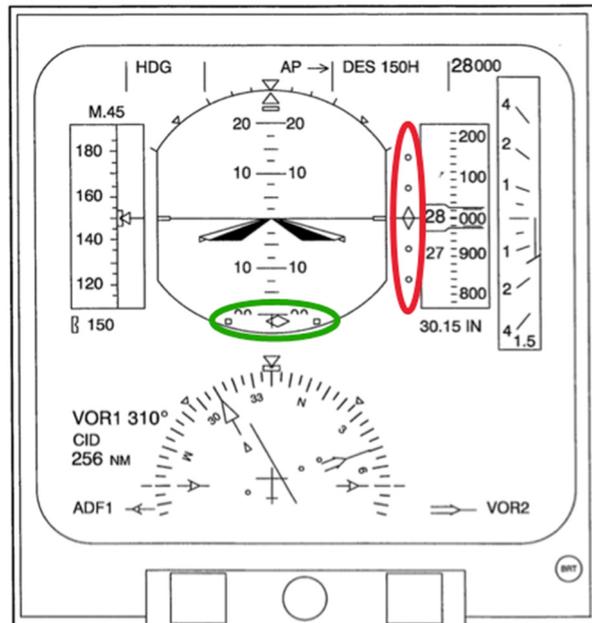


Abbildung 3: Diese Abbildung des PFD zeigt in der oberen Hälfte den künstlichen Horizont mit der Landekursanzeige (grün markiert) und der Gleitweganzeige (rot markiert). Die Lage des *localizer* wie auch des *glideslope* wird als Rhombus dargestellt. Bei einer Anzeige bei welcher der Rhombus für den *glideslope* oberhalb der Mittellinie angezeigt wird, befindet sich das Flugzeug unter dem nominellen Gleitwinkel. Wird das Symbol unter der Mittellinie dargestellt, so fliegt das Flugzeug über dem nominellen Gleitweg. Bei der Gleitweganzeige befindet sich oberhalb und unterhalb der Mittellinie eine Abweichungsskala mit jeweils zwei Punkten (hier mit kleinen Kreisen dargestellt), die *dot* genannt werden. Befindet sich das Symbol für den *glideslope* beim ersten *dot* oberhalb der Mittellinie, spricht man von „one dot fly up“. Eine Anzeige „two dot fly up“ liegt vor, wenn sich das Symbol beim oberen zweiten Punkt von der Mittellinie aus gesehen befindet. Im umgekehrten Sinn spricht man jeweils von „dot fly down“

Grosse Teile des Avioniksystems sind dabei aus Gründen der Redundanz doppelt ausgeführt. Das EFIS empfängt die Daten von diesen doppelt ausgeführten Systemen und vergleicht die meisten dieser Daten auf Diskrepanzen. Treten Unterschiede zwischen den Daten auf, so wird die Besatzung mit entsprechenden Hinweisen gewarnt (vgl. Abbildung 4). Im vorliegenden Fall führten die Diskrepanzen der Gleitweganzeigen aufgrund der Fluktuation des Gleitwegsignals während des ersten Anfluges zu einer Warnung *glideslope comparator caution* auf den PFD.

Auf dem PFD ist zu jeder Zeit die Lage des Flugzeuges gegenüber dem künstlichen Horizont ablesbar, jedoch ist es nicht möglich, den Vektor des Flugzeuges im dreidimensionalen Raum anzuzeigen. Das ILS-Gleitwegsignal, vorprogrammierte oder manuell ins FMS eingegebene Gleitwinkel können auf dem PFD dargestellt werden und liefern so Informationen zur vertikalen Position des Flugzeuges während eines Anfluges.

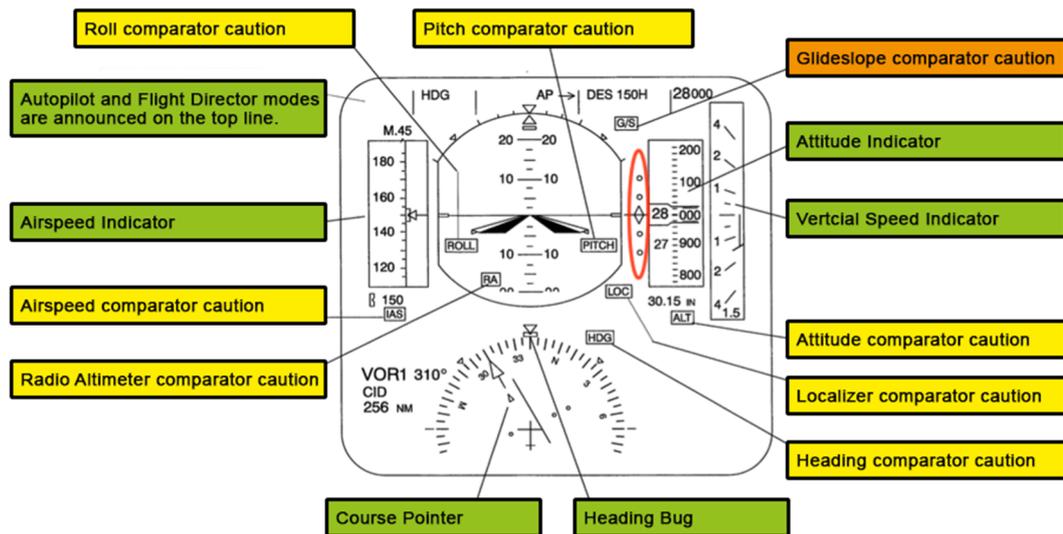


Abbildung 4: Das PFD mit verschiedenen Anzeigen (grüne Boxen), möglichen Warnhinweisen bezüglich einer Diskrepanz zwischen den redundanten Systemen (gelbe Boxen) und dem erwähnten Warnhinweis bezüglich des *glideslope* (orange Box).

In der linken oberen Ecke zeigt das ND jederzeit die Geschwindigkeit gegenüber dem Boden (*Groundspeed* – GS), die Windrichtung und die Windgeschwindigkeit an.

1.6.2.3 Data Concentrator Unit

Die Kommunikationsknoten (*Data Concentrator Unit* – DCU) sind die Schnittstellen zwischen den verschiedenen Flugzeugsystemen und dem Anzeigesystem (*Engine Indicating and Crew Alerting System* – EICAS), das der Besatzung unter anderem Triebwerksdaten und Warnungen anzeigt. Zwei DCU, die identische Funktionen übernehmen, sind im Avionikregal der SAAB 2000 eingebaut. Die Doppelausführung wurde aus Redundanzgründen gewählt.

Die DCU empfangen analoge Signale, zeitdiskrete Signale und verschiedene digitale Signale von den Triebwerken und anderen Systemen. Sie konvertieren und konzentrieren diese Signale für die EICAS-Anzeigen. Zusätzlich generieren die DCU systembedingte Warnmeldungen und die damit verbundenen visuellen und auditiven Hinweise für die Piloten.

Die DCU sind mit dem ILS-Empfänger über das *integrated avionics processing system* (IAPS) verbunden, das Daten von verschiedenen Systemen sammelt und kontrolliert (vgl. Abbildung 5).

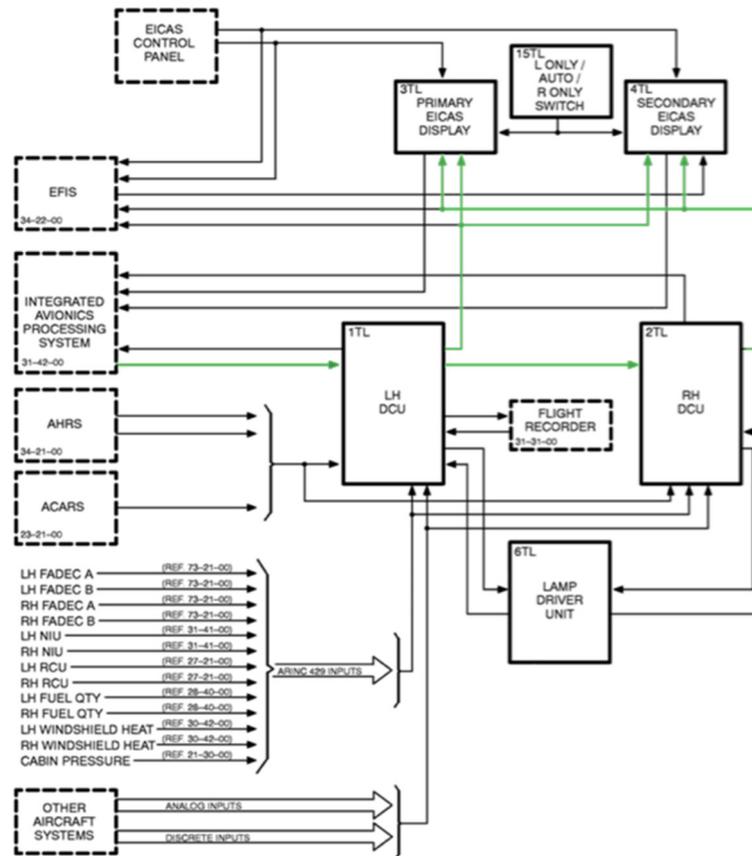


Abbildung 5: Der Datenfluss (grün hervorgehobene Pfeile) des *glideslope*-Signals vom *Integrated Avionics Processing System* (IAPSS) via DCU zum Besatzungswarnsystem (*Primary EICAS Display*).

1.6.2.4 Flight Management System

Das *Flight Management System* (FMS) Collins 4200 wird zur Navigation und zur Flugplanung benutzt. Mit diesem System kann der gewünschte horizontale Flugweg programmiert oder von einer Datenbank abgerufen werden. Diese Daten werden dann zur besseren Verständlichkeit auf dem ND und dem PFD dargestellt. Das FMS der SAAB 2000 kann An- und Abflugwege horizontal wie auch vertikal darstellen. Vertikale Höhenbeschränkungen können, falls nicht schon im Vorfeld abgespeichert, manuell einprogrammiert und auf dem ND angezeigt werden. Es ist möglich, über das FMS einen frei wählbaren Gleitwinkel, von einem Navigationspunkt ausgehend, auf dem PFD darzustellen. Diese Funktion dient aber nur der Erhöhung der Wachsamkeit, da sie nicht an den Autopiloten gekoppelt werden kann.

Im vorliegenden Fall waren bereits alle horizontalen und vertikalen Daten vorprogrammiert im FMS vorhanden, was die vertikale Position des Flugzeuges in Relation zum gewünschten Gleitwinkel für den PM auf dem PFD ersichtlich gemacht hätte. Diese Funktion wurde aber in der Fluggesellschaft weder im Betriebshandbuch (OM-B) beschrieben noch trainiert. Darüber hinaus hätten diese Daten auch den Autopiloten speisen können, was hingegen bei der SAAB 2000 aufgrund der fehlenden Redundanz nicht erlaubt ist.

1.6.3 Unterhalt des Luftfahrzeuges

1.6.3.1 Massnahmen nach dem schweren Vorfall

Da keine Aufzeichnungen von Störungen im Fehlerspeicher der Avionik abgelegt waren, wurde als erste Massnahme ein Tausch der beiden DCU vorgenommen. Der Hersteller stellt im *troubleshooting manual* für die SAAB 2000 keine Anleitung für Fehlerbehebungen bereit, die Mechanikern eine Wegleitung bei Problemen mit der Avionik bieten würde. Werkstatthandbücher wie der Schaltplan (*wiring diagram manual* – WDM) der SAAB 2000 sowie technisches Fachwissen sind die Grundlagen, die bei einer Fehlerbehebung angewendet werden. Dementsprechend gibt es keine offiziellen Unterlagen, die den Tausch der DCU bei ILS-Fluktuationen vorschreiben würde. Während einer Fehlersuche ist es laut der Unterhaltsabteilung der Etihad Regional üblich, dass man redundante Systeme tauscht, um die Ursache eines Problems zu finden. Dies sei besonders bei intermittierenden Fehlern eine gängige Praxis. Im vorliegenden Fall wurde nach dem Austausch ein betrieblicher Test durchgeführt, der keine Beanstandungen hervorbrachte. Das korrekte Funktionieren des Systems wurde laut der Unterhaltsabteilung des Weiteren durch das Fehlen jeglicher Fehlermeldungen im Diagnostikcomputer (*Maintenance Diagnostic Computer* – MDC) oder bei der Statusanzeige des Flugzeuges (CAT III INOP) bestätigt.

1.6.3.2 Frühere Ereignisse

In den Akten des Unterhaltsbetriebs sind vor diesem Ereignis keine vergleichbaren Fälle verzeichnet.

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeine Wetterlage

Dänemark befand sich auf der warmen Seite einer offenen Welle der Polarfront.

1.7.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des schweren Vorfalls

Die folgenden Angaben zum Wetter zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls am Ort des Vorfalls basieren auf einer räumlichen und zeitlichen Interpolation der Beobachtungen verschiedener Wetterstationen.

Mit stürmischem Höhenwind aus Südwest überquerte feucht-milde Luft Jütland. Die Wolkenuntergrenze befand sich auf 600 ft AAE. Die Modelldaten deuten an, dass anschliessend eine kompakte Wolkenschicht folgte, deren Obergrenze mindestens bis auf 8000 ft AMSL reichte. Gemäss den verwendeten Modellen betrug die Windgeschwindigkeit auf 5000 ft AMSL 50 kt, auf 1800 ft 45 kt und am Boden 18 kt.

Die verwendeten Wettermodelle zeigen, dass der Anflug bei stürmischem Südwestwind in Wolken erfolgte, begleitet von moderaten Turbulenzen. Die Flugplatzwettermeldung von 13:20 UTC weist entlang der Piste eine Sichtweite von 2700 m aus. Die meteorologische Sichtweite nahm am Flughafen Billund zwischen 12 und 14 UTC geringfügig zu und lag bei rund 2000 m.

Wetter/	bedeckt mit Sprühregen und feuchtem Dunst
Wolken	8/8 auf 600 ft AAE
Sicht, automatisch gemessen	2700 m in Pistenrichtung.
Meteorologische Sicht, beobachtet	14 UTC 2100 m 13 UTC 2000 m 12 UTC 1800 m

Wind 10 m AGL	220 Grad, 18 kt, in Böen bis 30 kt
Temperatur/Taupunkt	8 °C / 8 °C
Luftdruck (QNH)	1018 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre

1.7.3	Astronomische Angaben		
	Beleuchtungsverhältnisse	Tag	
	Sonnenstand	Azimut: 209 Grad	Elevation: 7 Grad

1.7.4 Flugplatzwettermeldungen

In der Zeit von 13:20 UTC bis zum schweren Vorfall war die folgende Flugplatzwettermeldung (*Meteorological Aerodrome Report – METAR*) gültig:

METAR EKBI 101320Z AUTO 22018G30KT 2700NDV DZ BR OVC 006/// 08/08 Q1018

Die nachfolgenden Flughafen- und Wetterdaten der automatischen Informationsausstrahlung für den Flugverkehr (*Automatic Terminal Information Service – ATIS*) stand der Besatzung zur Verfügung:

“Billund airport information W, 1252Z, expect radar vectors for ILS approach, runway in use 27, runway wet, transition level 40, wind 220 degrees 18 knots, maximum 29 knots, minimum 11 knots, visibility 3700 meters, drizzle, mist, overcast 600 ft, temperature 8, dew point 8, QNH 1018.”

Ausgeschrieben bedeutet dies:

Am 10. Dezember 2015 wurden kurz vor der Ausgabezeit der Flugplatzwettermeldung von 12:52 UTC auf dem Flugplatz Billund die folgenden Wetterbedingungen beobachtet:

Wind	Aus 220° mit 18 kt, böig bis 29 kt
Meteorologische Sicht	3700 m
Niederschläge	Sprühregen, feuchter Dunst
Bewölkung	8/8 mit Wolkenuntergrenze auf 600 ft AAL
Temperatur	8 °C
Taupunkt	8 °C
Luftdruck (QNH)	1018 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre.
Pistenzustandsbericht	100 % der Pistenflächen sind nass.
Landewetterprognose	keine

1.8 Navigationshilfen

1.8.1 Angaben zu den Navigations- und Landehilfen

Für den ersten Anflug wurde das Instrumentenlandesystem des Präzisionsanfluges auf Piste 27 des Flughafens Billund verwendet.

Für den zweiten Anflug wurde nur der Landekursender verwendet. Zum Zeitpunkt des schweren Vorfalles waren für den Flughafen Billund keine für den Flug AB 8054 relevanten Beschränkungen publiziert.

Eine Überprüfung des ILS und des DME für einen Anflug auf Piste 27 nach dem schweren Vorfall ergab keinen Hinweis auf eine Fehlfunktion, die zum Zwischenfall hätte beitragen können.

1.8.2 Anflugkarte für den ILS- und LOC-approach auf die Piste 27 in Billund

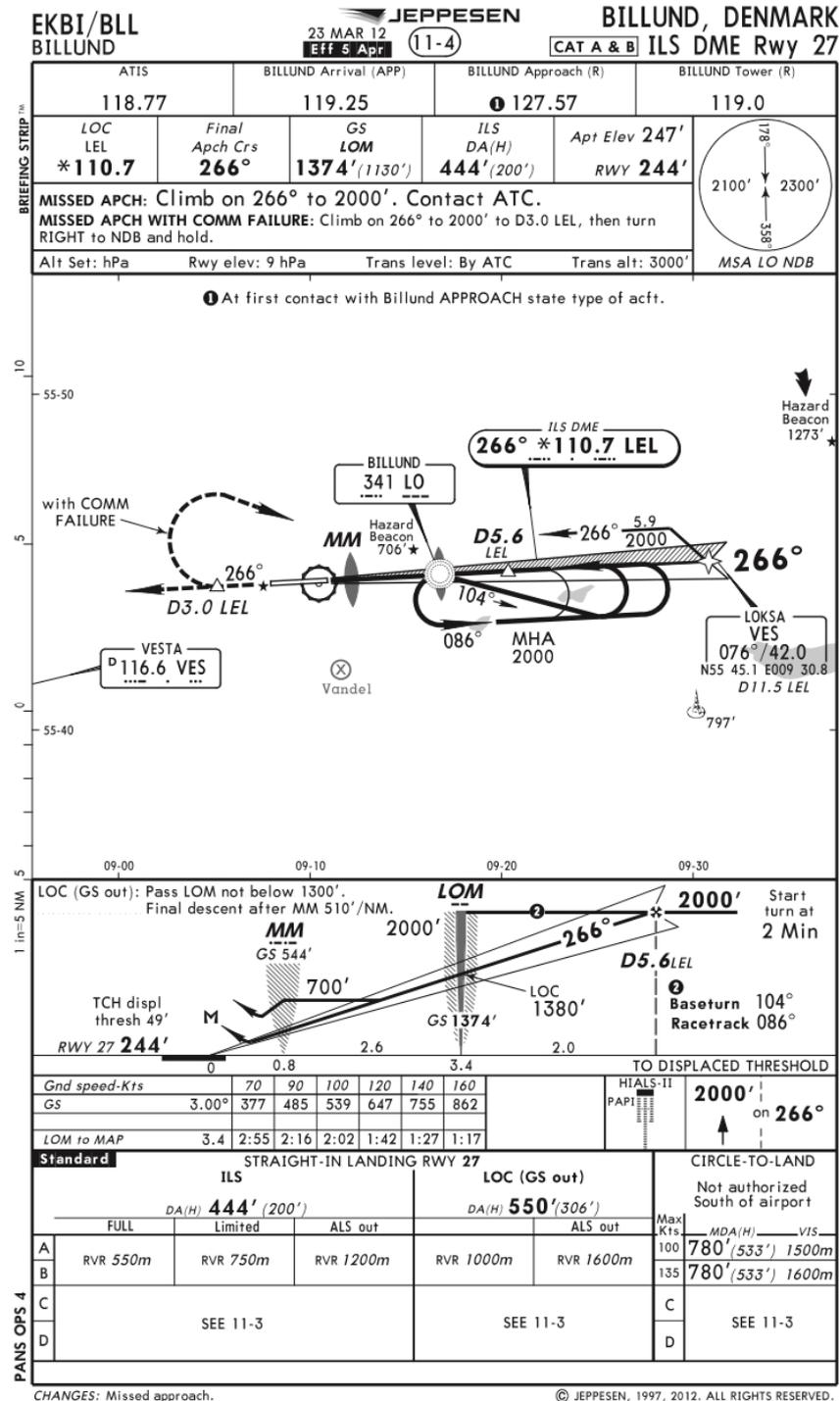


Abbildung 6: ILS-/LOC-Anflugkarte Piste 27 in Billund (Kopie der Jeppesen-Karte EKBI 11-4, 23 MAR 12, Eff 5 Apr, gültig zum Zeitpunkt des schweren Vorfalles)

Sowohl der ILS *approach* wie auch der LOC *approach* der Piste 27 in Billund beginnen in einer Höhe von 2000 ft AMSL und bei einer DME-Anzeige von 5.6 NM.

Beim LOC *approach* soll beim Voreinflugzeichen (*outer marker* – LOM) eine Höhe von mindestens 1300 ft AMSL eingehalten werden, bevor auf die Entscheidungshöhe von 550 ft AMSL abgesunken wird.

Um den vertikalen Flugweg zu planen, wird auf der Jeppesen-Anflugkarte von Billund in einer Tabelle (*conversion table*) die zur Geschwindigkeit über Boden (*groundspeed*) passende vertikale Geschwindigkeit (*vertical speed*) für den 3 Grad steilen Anflugwinkel aufgezeigt.

<i>Gnd speed-Kts</i>		70	90	100	120	140	160
<i>GS</i>	3.00°	377	485	539	647	755	862
<i>LOM to MAP</i>	3.4	2:55	2:16	2:02	1:42	1:27	1:17

Abbildung 7: *conversion table*, ILS-/LOC-Anflugkarte Piste 27 in Billund (Ausschnitt aus der **Abbildung 6**)

Eine Tabelle mit empfohlenen Höhenwerten für spezifische DME-Distanzen (*recommended altitude descent table*) wird auf dieser Anflugkarte nicht dargestellt.

LOC	IKL DME	8.0	7.0	6.0	5.0	4.0	3.0	2.0
(GS out)	ALTITUDE	3940'	3620'	3300'	2990'	2670'	2350'	2030'

Abbildung 8: Beispiel für eine *recommended altitude descent table* (Ausschnitt aus Jeppesen-Karte LSZH 11-1, ILS-/LOC-Anflugkarte Piste 14 in Zürich, 6 FEB 15)

1.9 Kommunikation

Der Funkverkehr zwischen den Piloten und den Flugverkehrsleitstellen von Billund wickelte sich ordnungsgemäss, in englischer Sprache und ohne Schwierigkeiten ab.

1.10 Angaben zum Flughafen

1.10.1 Allgemeines

Der Flughafen Billund liegt rund eine nautische Meile nordöstlich von Billund. Er ist der zweitgrösste Flughafen Dänemarks. Im Jahr 2014 betrug das Fluggastaufkommen 2.9 Millionen.

Die Bezugshöhe des Flughafens liegt bei 247 ft AMSL und als Bezugstemperatur sind 19.6 °C festgelegt.

1.10.2 Pistenausrüstung

Die Pisten des Flughafens Billund weisen folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe der Pistenschwellen
09/27	3100 × 45 m	215/244 ft AMSL

Die Pistenschwellen aus beiden Anflugrichtungen sind um 150 m versetzt (*displaced threshold*), was für eine Landung zu einer verfügbaren Pistenlänge von 2950 m führt. Zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls stand diese gesamte Pistenlänge von 2950 m zur Verfügung.

- 1.10.3 Rettungs- und Feuerwehrdienste
Der Flughafen Billund war mit Feuerbekämpfungsmitteln der Kategorie 7 ausgerüstet.
- 1.10.4 Anflughilfe Piste 27
Die Piste 27 ist mit einem Instrumentenlandesystem der Kategorie 3b ausgerüstet, das automatische Landungen bei verminderten Sichtweiten erlaubt. Zum Zeitpunkt des Vorfalls wurde das System nicht unter den Kriterien eines Anfluges mit verminderten Sichtweiten (*low visibility approach*) betrieben. Die kritischen Zonen werden in dieser Konfiguration nicht geschützt, was zu Störungen des Gleitweg- und Landekurssignals durch Flugzeuge und Fahrzeuge führen kann.
- 1.11 Flugschreiber**
Das Flugzeug war mit digitalen Flug- und Sprachaufzeichnungsgeräten ausgerüstet. Der *Digital Flight Data Recorder* (DFDR) speicherte die Flugdaten der letzten 25 Betriebsstunden. Der *Cockpit Voice Recorder* (CVR) speicherte die letzten 2 Betriebsstunden der Kommunikation im Cockpit, der Umgebungsgeräusche und des Flugfunks. Beide Geräte arbeiten nach dem Prinzip des digitalen Ringspeichers. Dabei werden ältere Daten, die aus dem gewünschten Speicherzeitrahmen herausfallen, fortlaufend durch die neueren überschrieben.
Nach dem schweren Vorfall meldete die betroffene Flugbesatzung dem Flugbetriebsunternehmen telefonisch, dass sie beim Anflug auf den Flughafen Billund aufgrund einer Fehlwarnung des EGPWS einen Durchstart hatte ausführen müssen. Erst bei der routinemässigen Auswertung der Aufzeichnungen des täglichen Betriebs (*Flight Data Monitoring – FDM*) erkannte der Sicherheitsverantwortliche des Flugbetriebsunternehmens, dass es sich bei diesem Zwischenfall um einen schweren Vorfall gehandelt hatte, und meldete ihn der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle. Zu diesem Zeitpunkt waren die Aufzeichnungen von DFDR und CVR bereits überschrieben und konnten nicht mehr für die Untersuchung beigezogen werden. Stattdessen wurden die Aufzeichnungen des FDM verwendet.
Die FDM-Daten entsprechen in diesem Fall vollständig den Daten des DFDR und weisen die gleiche Aufzeichnungsgenauigkeit auf. Sie erschienen plausibel und konnten ausgewertet werden.
- 1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle**
Nicht betroffen
- 1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen**
Nicht betroffen
- 1.14 Feuer**
Es brach kein Feuer aus.
- 1.15 Überlebensaspekte**
Während des schweren Vorfalls traten keine ausserordentlichen Beschleunigungen oder gesundheitsgefährdende Einflüsse auf die Flugzeuginsassen auf.
- 1.16 Versuche und Forschungsergebnisse**
Nicht betroffen

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

1.17.1 Flugbetriebsunternehmen

1.17.1.1 Allgemeines

Das Flugbetriebsunternehmen hat die Verfahrensvorgaben (*operating procedures*) für die Besatzungen in verschiedenen Betriebshandbandbüchern festgehalten. Dazu gehören die Betriebshandbücher (*Operating Manual – OM*) OM A und OM B. Während das OM A allgemeine Verfahrensvorgaben enthält, sind im OM B die für das Flugzeugmuster SAAB 2000 spezifischen Verfahren festgehalten. Diese basieren auf dem Betriebshandbuch des Flugzeugherstellers.

Im Folgenden wird nur auf jene Stellen in obigen Betriebshandbüchern eingegangen, die für den vorliegend untersuchten schweren Vorfall von Bedeutung sind.

1.17.1.2 Präzisionsanflugverfahren

Generelle Erläuterungen zum Präzisionsanflugverfahren (*precision approach*) sind im Kapitel 1.18.1 festgehalten.

1.17.1.2.1 Betriebshandbuch OM-A

Im Kapitel 8.4.5.15 des OM-A „*Approach Path Tracking on Precision Approach*“ wird bezüglich der maximalen Ablage auf dem *glidepath* Folgendes festgehalten:

„*Glide path:*

Once established, the glide path deviation may not exceed one dot as shown on the PFD/ND. The glide path should, however, be flown as accurately as possible and the deviation must be virtually “zero” upon reaching DH/A.“

Das bedeutet, dass eine maximale Abweichung von einem *dot* erlaubt ist, sobald sich das Flugzeug stabil auf dem Gleitweg des Instrumentenlandesystems befindet.

Zusätzlich sind im Kapitel 8.0.5.4.7 die Kriterien für einen stabilisierten Anflug festgehalten. In diesem Kapitel wird unter anderem angegeben, dass bei einer Abweichung von mehr als ± 1 *dot glideslope* resp. ± 100 ft bei einem Nichtpräzisionsanflug unter 1000ft AAL¹² ein Durchstartverfahren eingeleitet werden muss.

1.17.1.2.2 Betriebshandbuch OM-B

Im Kapitel 2.2.13.5 des OM-B „*AEO ILS Approach / AEO CDA Non Precision Approach*“ wird mittels folgender Grafik (vgl. Abbildung 9) das Verfahren des ILS-Anfluges beschrieben.

¹² AAL: *above aerodrome level*, Höhe über Flugplatz

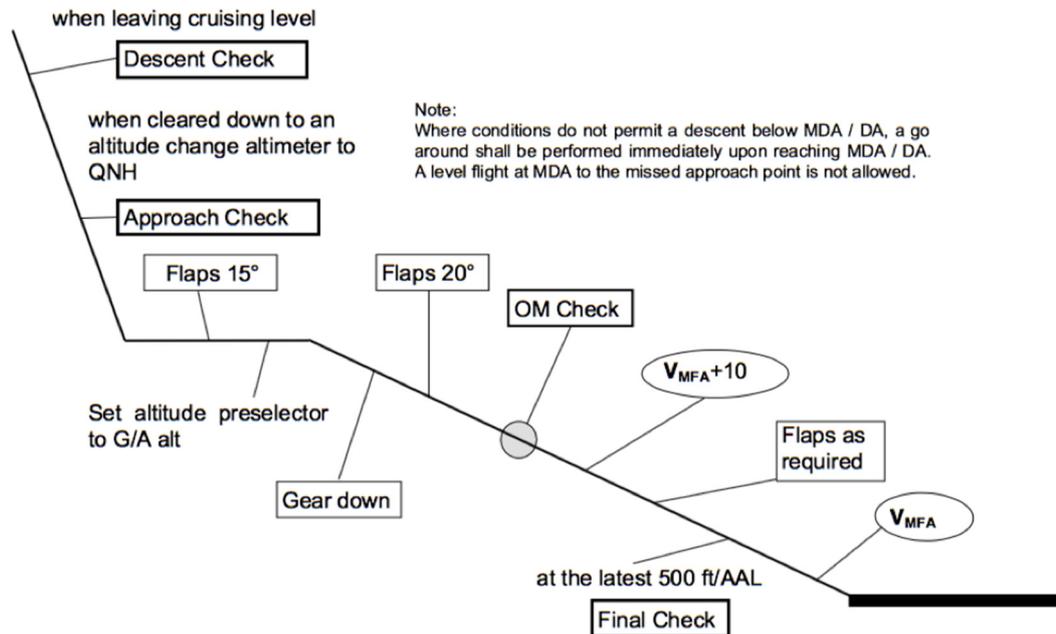


Abbildung 9: AEO ILS Approach / AEO CDA Non Precision Approach, OM-B Kapitel 2.2.13.5

Es gibt keine weiteren Ausführungen bezüglich der Durchführung eines Präzisionsanfluges.

1.17.1.3 Nicht-Präzisionsanflugverfahren

Generelle Erläuterungen zum Nicht-Präzisionsanflugverfahren (*Non precision approach*) sind im Kapitel 1.18.2 festgehalten.

1.17.1.3.1 Betriebshandbuch OM-A

Gemäss den Vorgaben im OM-A, Kapitel 8.4.5.16 „*Approach Path Tracking on non precision approach*“ wird gefordert, dass im Falle des LOC approach in Billund auf die Piste 27 ein Gleitanflugverfahren¹³ (*continuous descent final approach – CDFA*) geflogen werden soll.

Nachfolgend das Kapitel 8.4.5.16.1 „*CFDA flight technique*“, bei dem das Gleitanflugverfahren im Detail beschrieben wird.

„*The CDFA technique should ensure that an approach can be flown on the desired vertical path and track in a stabilized manner, without significant vertical path changes during the final segment descent to the runway. This technique applies to an approach with no vertical guidance and controls the descent path until the DA/DH. This descent path can be either:*

- *a recommended descent rate, based on estimated ground speed;*
- *a descent path depicted on the approach chart; or*
- *a descent path coded in the flight management system in accordance with the approach chart descent path.*

The target rate of descent (ROD) should be in line with the approach angle and the ground speed and the ROD deviations or corrections should not exceed ± 300 fpm, except under exceptional circumstances which have been anticipated and briefed prior to commencing the approach; for example, a strong tailwind. Zero ROD may

¹³ Gleitanflugverfahren: Nicht-Präzisionsanflugverfahren, bei welchem ein kontinuierlicher Sinkflug bis auf die Entscheidungshöhe geflogen wird.

be used when the descent path needs to be regained from below the profile. The target ROD may need to be initiated prior to reaching the required descent point, typically 0.3 NM before the descent point, dependent upon ground speed, which may vary for each type/class of aeroplane.

During the descent the pilot monitoring should announce crossing altitudes as published fixes and other designated points are crossed, giving the appropriate altitude or height for the appropriate range as depicted on the chart. The pilot flying should promptly adjust the rate of descent as appropriate.

The required descent path should be flown to the DA/H, observing any step-down crossing altitudes if applicable.

DA/H is defined by MDA/H plus an add-on to compensate for initial altitude loss during a missed approach procedure. The altitude loss is aircraft specific and includes pilot reaction time and inertia from the aircraft. The value is defined in the OM Part B.

The descent path shall be arranged in a way that little or no adjustment of attitude or thrust/power is needed after the DA/H to continue the landing in the visual segment.

The missed approach should be initiated no later than reaching the MAPt or at the DA/H, whichever comes first. The lateral part of the missed approach should be flown via the MAPt unless otherwise stated on the approach chart.“

Die Kriterien für einen stabilisierten Nicht-Präzisionsanflug sind im Kapitel 8.0.5.4.7 festgehalten. In diesem Kapitel wird unter anderem beschrieben, dass bei einer Abweichung von mehr als $\pm 100\text{ft}$ unter 1000ft AAL ein Durchstartverfahren eingeleitet werden muss.

1.17.1.3.2 Betriebshandbuch OM-B

Für den *non-precision approach* gilt die gleiche Grafik wie für den *precision approach* (vgl. Abbildung 9.)

Es gibt keine weiteren Ausführungen bezüglich der Durchführung eines Nicht-Präzisionsanfluges.

1.17.1.4 Go-Around

1.17.1.4.1 Betriebshandbuch OM-A

Gemäss Kapitel 8.4.5.20.5 des OM-A „*Other Reasons for a Missed Approach*“ soll unter anderem aus folgenden Gründen ein Durchstartverfahren eingeleitet werden:

- *„if it appears to any of the pilots that the success of the approach is in doubt or flight safety is jeopardised, i.e. approach not stabilized;“*
- *„if any element of the ground navigation system or the required airborne equipment becomes inoperative according OM Part A Section 8.1.3.2.13 or is suspected to be malfunctioning. This is no longer relevant after passing the alert height during a CAT III approach;“*^{SEP}

1.17.1.4.2 Betriebshandbuch OM-B

Das Durchstartverfahren ist im Kapitel 2.2.13.2 „*Standard AEO Missed Approach Sequence (OEI)*“ wie folgt beschrieben und im Kapitel 2.2.13.10 mit der unten dargestellten Grafik „*AEO Go-Around*“ ergänzt.

„2.2.13.2 Standard AEO missed approach sequence (OEI)

1. Palm switch.....press
 2. PWR / pitch..... detent position / 7° ANU
 3. Flaps..... 7° / 20°
 4. Gear..... positive rate, up
 5. Attitude 12° - 15° ANU (7°)
 6. HDG, IASengage
 7. At minimum acc. altitude.....select IAS to Vfc + 10 (Vfc)
 8. At Vfc – 10 flaps up
 9. Climb power (MCP) set
 10. Bleedair..... on
 11. Climb check perform
 12. ATC, C/C, pax..... inform”
- “

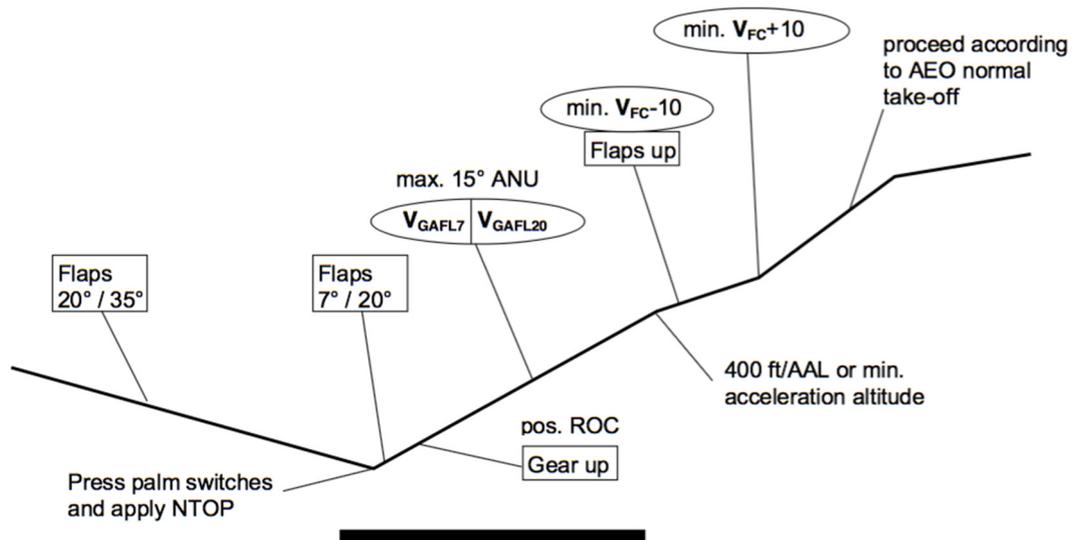


Abbildung 10: AEO Go-Around, OM-B Kapitel 2.2.13.10

1.17.1.5 Bodenannäherungssystem und Notsteigverfahren

Saab beschreibt in ihren Handbüchern das auf dem Honeywell EGPWS MkV System basierten Bodenannäherungs-Warnsystem mit dem Begriff „terrain awareness warning system“ (TAWS).

1.17.1.5.1 Betriebshandbuch OM-A

Im Kapitel 8.3.5.2 des OM-A „Policy“ steht Folgendes geschrieben:

„As a general policy no GPWS/TAWS warning shall be ignored, proper action shall be taken immediately. GPWS/TAWS hard warnings and unexpected soft warnings in IMC or at night require the crew to react immediately accordingly. Any activation must be reported in writing to the flight operations.“

Gemäss Kapitel 8.4.5.16.2 „*Non-precision approach without applying CDFA technique*“ muss das TAWS system display auf dem Navigationsbildschirm aktiviert sein. Eine ähnliche Anweisung fehlt für das CDFA Anflugverfahren.

1.17.1.5.2 Betriebshandbuch OM-B

Im Kapitel 3.2.15.1 des OM-B „*Terrain Avoidance Procedure*“ steht unter anderem Folgendes [Grossschreibung im Original]:

„The MAXIMUM PERFORMANCE CLIMB procedure shall be applied immediately whenever a TAWS hard or soft warning is given, that is not excluded by the definition above. Check the aircraft position with respect to terrain using conventional navigation only. Pilots are authorised to deviate from their current ATC clearance to the extent necessary to comply with a GPWS/TAWS warning.“

Das „*Maximum Performance Climb*“-Verfahren (Kapitel 3.2.16) beinhaltet folgendes [Fettdruck im Original]:

“Apply for microburst / windshear recovery and terrain avoidance

1. *Autopilot..... disengage*
2. *Wings..... level*
3. *MTOP set*
4. *APR on*
5. *Pitch attitudepull up into intermittent stick shaker as the upper limit, once the acft is climbing, airspeed should be increased by cautious reduction in pitch.*
6. *Configuration no change until a safe altitude is achieved with a sustained positive rate of climb.*

NOTE: *Due to the following reasons no configuration change may be done until the aeroplane is fully recovered to a safe flaps retraction speed and positive rate of climb:*

No gear retraction due to unexpected touch down.

If the aeroplane is flown at stick shaker speed, any flaps setting change will trigger the stick pusher.

1.17.1.6 Terrain Clearance

Im Kapitel 8.3.3.1.4.4 „*Checking of terrain clearance*“ des OM-A wird unter dem Titel „*Departure/approach*“ unter anderem Folgendes festgehalten:

- *“When ensuring safe terrain clearance during flight the minima as published in the OM Part C has to be used. The published minimum altitudes must be applied conservatively whenever difficulties regarding navigation accuracy are to be expected, e.g. unreliability of navigation aids, detours due to weather etc. “*

1.17.1.7 Crew Resource Management¹⁴

Im Kapitel 8.0.1.2 „CRM – Principles“ des OM-A wird unter dem Titel „Communication“ unter anderem Folgendes festgehalten:

- „Established and maintain an environment for open communication with a fluid, clear, and direct flow of information. Promptly verbalize errors, problems, deviations, and limitations“

1.17.1.8 Monitored Approach Technique

Im Kapitel 2.2.16.2 „Monitored Approach Technique“ des OM-B wird die Möglichkeit eines sogenannten *monitored approach* erwähnt, bei dem der erste Offizier den Anflug fliegt und der Kommandant die Kontrolle übernimmt, sobald er genügend visuelle Referenzen hat. Dies kann sowohl bei Präzisions- als auch bei Nicht-Präzisionsanflugverfahren durchgeführt werden. Folgende Vorgaben werden im OM-B festgehalten:

„A monitored approach should be performed if one of the following conditions prevail:

- Ceiling and/or RVR/visibility/CRVR close to minimum, i.e. the CMD shall carefully evaluate the situation if the reported values are below approx. 150 % of the required minima ^[SEP]
- severe weather conditions such as: heavy precipitation, moderate or severe turbulence ^[SEP]
- Critical visibility conditions such as: drifting snow, approach into sunset/sunrise, etc...

Monitored Approaches may be performed as a precision approach (CAT I) as well as for a non-precision approach.

The autopilot shall be used during a Monitored Approach.

The landing after a monitored approach must always be conducted by the PiC.“

1.17.1.9 Automatischer 500-Fuss-Hinweis

Im Kapitel 2.0.3.15 „Landing“ des OM-B wird das Verfahren bei 500 ft AGL wie folgt festgehalten [Fettdruck im Original]:

„	PF	PM
At 500 ft RA	Only when there is no GPWS call: „500“	Acc stabilized approach criteria respond to GPWS or PF: „Stable“ or „Go Around!“
	„Checked“	

NOTE: The 500 call serves as a pilot incapacitation check and as a reminder for the stabilized approach philosophy according OM-A. Furthermore it shall serve as a reminder for the 500ft decision point when applying low visibility procedures. The 1000 call from the GPWS shall not be answered but still serve as reminder for the decision point in case of a HGS approach.“

¹⁴ Crew Resource Management: Bezeichnet die nicht-technischen Fertigkeiten einer Flugbesatzung (Kommunikation, Führung, Situationsbewusstsein, Arbeitsaufteilung, Entscheidungsfindung usw.)

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Präzisionsanflugverfahren

Präzisionsanflugverfahren sind Instrumentenanflugverfahren mit lateraler und vertikaler Präzisionsführung. Ein Anflug mittels Instrumentenlandesystem (ILS) gilt dann als Präzisionsanflug, wenn sowohl die Leitebene des Landekursenders (*localizer*) als auch diejenige des Gleitwegsenders (*glideslope*) für den Anflug genutzt werden. Sehr oft werden Instrumentenlandesysteme mit einem Entfernungsmesssystem (*Distance measuring equipment – DME*) ergänzt, das eine kontinuierliche Anzeige der Entfernung zur Pistenchwelle ermöglicht.

1.18.2 Nicht-Präzisionsanflugverfahren

Nicht-Präzisionsanflugverfahren sind Instrumentenanflugverfahren, bei denen eine laterale, aber keine vertikale Führung zur Verfügung steht. Wird bei einem Anflug mittels ILS nur der *localizer* genutzt, gilt der Anflug als Nicht-Präzisionsanflugverfahren.

Im Gegensatz zum ILS *approach*, bei dem präzise dem *glideslope* bis zur Entscheidungshöhe (*decision altitude – DA*) gefolgt wird, muss beim *localizer* (LOC) *approach* ohne präzise vertikale Führung geflogen werden. Die Einhaltung vorgeschriebener Minimumhöhen, die den geforderten Bodenabstand garantieren, wird in diesem Fall durch die Einhaltung der minimalen Höhen, die im vertikalen Profil der Anflugkarte eingezeichnet oder als Text beschrieben sind, sichergestellt.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Nicht betroffen

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Der Grund für die Fehlanzeige des Gleitwegsenders der HB-IZW konnte nicht mit Sicherheit ermittelt werden.

Zum Zeitpunkt des schweren Vorfalles funktionierte das Instrumentenlandesystem gemäss den Angaben der dänischen Behörden einwandfrei und wurde nicht unter den Kriterien eines Anfluges mit verminderten Sichtweiten (*low visibility approach*) betrieben. Unter diesen Voraussetzungen können Störungen des Gleitweg- und Landekursssignals auftreten, wenn sich Fahrzeuge oder Luftfahrzeuge im geschützten Bereich befinden.

Die fehlerhafte Anzeige des Gleitwegsignals hat generell keinen Einfluss auf einen *localizer*-Anflug und ist damit im vorliegenden Fall für den Verlauf des schweren Vorfalles ohne Bedeutung.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Flugverlauf

Der erste Anflug wurde mithilfe des Instrumentenlandesystems der Piste 27 durchgeführt. Die Anzeige des Gleitwegsignals fluktuierte von Anfang an stark. Bei einer Höhe von 1000 ft AAL befand sich das Flugzeug bei einer DME-Distanz von 4.5 NM. Die Anzeige des Gleitwegsignals schwankte immer noch sehr stark zwischen 2 *dot fly up* und 1 *dot fly down*. Der Durchstart erfolgte 21 Sekunden später auf einer Höhe von 663 ft AAL und einer DME-Distanz von 3.9 NM.

Die Kriterien für einen stabilisierten Anflug gemäss OM-A waren bei 1000 ft AAL nicht erfüllt. Unter diesen Voraussetzungen muss ein Durchstart eingeleitet werden, was im vorliegenden Fall nicht geschah. Bereits bei einer DME-Distanz von 4.5 NM wurde eine Höhe von 1000 ft AAL erreicht. Das sind rund 500 ft unter dem vorgegebenen Gleitweg des Instrumentenanfluges. Daraus kann geschlossen werden, dass die Besatzung die Anzeige des Gleitwegsignals nicht zeitgerecht verifiziert hat.

Gemäss OM-A sollte zudem ein Anflug abgebrochen werden, wenn angenommen werden muss, dass eine Komponente des Instrumentenanflugsystems oder eine benötigte Komponente der Avionik eine Fehlfunktion aufweist.

Beim zweiten Anflug wurde der Sinkflug 0.7 NM vor dem vorgegebenen Endanflug-Fix eingeleitet, was dazu führte, dass sich das Flugzeug bereits von Beginn des Endanfluges an unter dem vorgegebenen vertikalen Profil befand. Gemäss Vorgaben des OM-A soll der Sinkflug 0.3 NM vor dem Endanflug-Fix eingeleitet werden.

Um, wie vom OM-A vorgeschrieben, einen *continuous descent final approach* durchzuführen, hätte bei einer durchschnittlichen Geschwindigkeit gegenüber dem Boden von 103 kt die Sinkgeschwindigkeit ungefähr 550 ft/min betragen sollen. Die gewählte Sinkgeschwindigkeit von 800 ft/min war für die zu diesem Zeitpunkt vorherrschende Windsituation zu hoch, was offenbar von der Besatzung nicht erkannt wurde. Das führte dazu, dass sich das Flugzeug immer weiter vom vorgegebenen vertikalen Profil entfernte. Im Briefing war mit einem *groundspeed* von 140 kt gerechnet worden. Die jederzeit verfügbare Anzeige des tatsächlichen *groundspeed* auf dem ND wurde während des Endanfluges nicht berücksichtigt.

Der Kommandant delegierte die Überwachung des vertikalen Profils an den PM und konzentrierte sich ausschliesslich auf die Flugzeugführung. Da der PM jedoch dazu nicht in der Lage war und dies auch nicht kommunizierte, wurde die Abweichung vom vorgegebenen vertikalen Profil von beiden Besatzungsmitgliedern

nicht rechtzeitig bemerkt. Zu den Aufgaben des PF gehört unter anderem die Überwachung der lateralen wie auch der vertikalen Navigation, diese sollte deshalb auch nicht gänzlich dem PM überlassen werden.

Bei einer Mehrpersonenbesatzung ist jedes Besatzungsmitglied verpflichtet, sich zu äussern, wenn eine zugewiesene Aufgabe nicht erfüllt werden kann. Im vorliegenden Fall unterliess es der PM jedoch, dem Kommandanten mitzuteilen, dass er nicht in der Lage war, das vertikale Profil zu überwachen.

Bei einer DME-Distanz von 5.5 NM befand sich das Flugzeug in einer Höhe von 1240 ft AMSL resp. 1000 ft AGL. Das sind ungefähr 750 ft unter dem vorgegebenen vertikalen Profil. Zu diesem Zeitpunkt befand sich das Flugzeug bereits unter der minimalen Überflughöhe des *outer marker* von 1300 ft AMSL. Die Kriterien für einen stabilisierten Anflug waren demzufolge gemäss OM-A nicht eingehalten. In einer solchen Situation muss ein Durchstart eingeleitet werden, was im vorliegenden Fall unterblieb.

Der Entscheid zum Durchstarten wurde erst 38 Sekunden später, in einer Höhe von 757 ft AMSL resp. 404 ft AGL, kurz vor der EGPWS-Warnung gefällt. Die EGPWS-Warnung ertönte annähernd gleichzeitig mit dem Einleiten des Durchstartmanövers. Das Durchstartmanöver wurde normal weitergeführt. Für den Fall einer EGPWS-Warnung ist gemäss OM-B ein „*maximum performance climb*“-Verfahren vorgeschrieben. Das zeitliche Zusammenfallen des Durchstartmanövers und der EGPWS-Warnung führte dazu, dass die Besatzung nicht das Verfahren „*maximum performance climb*“ anwandte. Dadurch stand nicht die kurzfristig maximal mögliche Steigleistung zur Verfügung, die in einem solchen Fall nötig sein kann.

Gemäss OM-B wäre auch ein *monitored approach* möglich gewesen. Dies hätte die mentale Kapazität des Kommandanten möglicherweise erhöht und somit eine bessere Überwachung des Endanfluges erleichtert.

2.2.2 Vorgeschichte

Am Vortag des Vorfalles war für den Kommandanten ein freier Tag in Prag geplant. An diesem Tag nahm er eine private Verabredung in Berlin wahr. Er flog mit der Air Berlin AB8243 von Prag nach Berlin-Tegel. Der Flug hatte eine Abflugzeit von 09:39 UTC und eine Ankunftszeit von 10:28 UTC. Für den Rückflug am Abend nahm er den Flug AB8240, der Berlin-Tegel um 20:36 UTC verliess und um 21:32 UTC in Prag landete. Am nächsten Tag um 04:20 UTC wurde er im Hotel abgeholt, um den Flugdienst anzutreten. In diesem Zeitraum fand der Transfer zum Hotel statt, der Kommandant musste im Hotel einchecken und anschliessend konnte er sich zur Ruhe begeben. Auch die Zeit vom Aufwachen bis zum Abholen am nächsten Morgen muss von der eigentlichen Nachtruhe abgezogen werden, so dass der Kommandant kaum zu mehr als 5 Stunden Schlaf gekommen ist, was am Tage des schweren Vorfalles möglicherweise eine Leistungseinbusse durch Müdigkeit zur Folge hatte.

2.3 Organisatorische Aspekte

2.3.1 Dokumentation und Training

Für den *localizer*-Anflug auf die Piste 27 in Billund waren alle horizontalen und vertikalen Daten im FMS vorprogrammiert. Dies hätte dem PM ermöglicht, das vorgegebene vertikale Profil auf seinem PFD anzuzeigen und somit die vertikale Position auf einfache Weise zu überwachen. Dieses Verfahren war den Piloten nicht bekannt, weil es im OM-B nicht erwähnt war und in der Ausbildung nicht trainiert wurde.

Die Beschreibung des Verfahrens für den ILS-Anflug und den *localizer approach* bestehen nur aus einem Profil, das im OM-B abgebildet ist, ohne dass die Verfahren weiter ausgeführt werden.

2.3.2 Anflugkarte Billund

Auf der zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls gültigen Jeppesen-Anflugkarte für einen ILS-/LOC-Anflug auf die Piste 27 in Billund (Version 23 MAR 12) fehlte eine Tabelle mit empfohlenen Höhenwerten für spezifische DME-Distanzen (*recommended altitude descent table*). Diese hätte es den Piloten vereinfacht, das vertikale Profil zu überwachen.

2.3.3 Erster Offizier

Seit dem Jahr 2010 bestand beim ersten Offizier eine Vorgeschichte mit qualifikatorischen Unzulänglichkeiten im Bereich Systematik, Kommunikation und Einhalten der Standardarbeitsanweisungen (*Standard Operating Procedures – SOP*). Die Trainingsabteilung versuchte, durch begleitende Massnahmen über einen Zeitraum von vier Jahren die festgestellten Unzulänglichkeiten zu beheben. Der Vorfall zeigt jedoch, dass dies nicht gelungen war.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr nach Instrumentenflugregeln zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich zum Zeitpunkt des schweren Vorfalles innerhalb der gemäss AFM zulässigen Grenzen.
- Es konnte keine technische Ursache für die fluktuierende Gleitweganzeige beim Flugzeug gefunden werden. Diese hatte auf den weiteren Verlauf des schweren Vorfalles keinen Einfluss.

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.
- Aufgrund der kurzen Nachtruhe trat beim fliegenden Piloten wahrscheinlich ein ermüdungsbedingter Einbruch seiner Leistung ein.

3.1.3 Flugverlauf

- Um 12:14 UTC am 10. Dezember 2015 startete das als HB-IZW eingetragene Verkehrsflugzeug vom Typ SAAB 2000 mit 3 Besatzungsmitgliedern und 26 Passagieren zum Linienflug vom Flughafen Berlin-Tegel (EDDT) nach Billund (EKBI).
- Nach einem ereignislosen Reiseflug wurde ein erster Anflug mithilfe des Instrumentenlandesystems auf die Piste 27 durchgeführt. Dabei fluktuierte das Gleitwegsignal von Beginn an zeitweise zwischen *full fly up* und *full fly down*.
- Bei einer Distanz von 3.9 NM DME und einer Höhe von 1050 ft AMSL (800 ft AGL) leitete der Kommandant einen Durchstart ein.
- Während des Durchstarts wurde die maximale Geschwindigkeit mit ausgefahrenem Fahrwerk und ausgefahrenen Landeklappen um 5 kt resp. 4 kt überschritten. Zudem wurde die Durchstarthöhe um 600 ft überschritten.
- Für den zweiten Anflug wurde ein Anflug mithilfe des Landekurssenders (*localizer approach*) gewählt.
- Das Flugzeug war bereits bei 13 NM auf den *localizer* ausgerichtet und bei 10 NM war das Flugzeug für den Endanflug konfiguriert.
- Der Kommandant wählte bei einer Distanz von 9.4 NM DME einen *vertical speed* von 800 ft/min. Der publizierte Beginn des Endanfluges befand sich bei 8.7 NM DME. Für den gewählten Anflug ergibt sich der Sollanflugwinkel von -3° bei einer Geschwindigkeit von 140 kt über Grund mit einer Sinkrate von rund 700 ft/min. Die durchschnittliche Geschwindigkeit über Grund betrug 103 kt und der durchschnittliche vertikale Flugwinkel lag bei -4.2 Grad.
- Bei einer Distanz von 5.5 NM DME und einer Höhe von 1240 ft AMSL ertönte der automatische Ausruf „one thousand“. 31 Sekunden später ertönte der automatische Ausruf „five hundred“.

- Nach weiteren 7 Sekunden in einer Höhe von 757 ft AMSL (404 ft AGL) entschied sich der Kommandant, den Durchstart einzuleiten. Gleichzeitig ertönte die EGPWS-Warnung „*terrain ahead, pull up*“. Der tiefste Punkt, den das Flugzeug während des Durchstartmanövers erreicht hatte, war 700 ft AMSL (346 ft AGL).
- Es wurde das normale Durchstartverfahren anstelle des EGPWS *escape procedure* angewendet.
- Die Besatzung entschied sich daraufhin, zum Flughafen Berlin-Tegel (EDDT) zurückzufliegen.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Beide Endanflüge wurden in Wolken unter stürmischen Südwestwinden mit Windgeschwindigkeiten von bis 50 kt durchgeführt. Der Wind am Boden wurde aus einer Richtung 220 Grad mit einer Stärke von 18 kt, in Böen bis zu 30 kt gemessen. Die geschlossene Wolkenuntergrenze befand sich auf einer Höhe von 600 ft AAL.
- Die Anflugkarte wies keine Tabelle mit empfohlenen Höhenwerten für spezifische DME-Distanzen (*recommended altitude descent table*) auf.

3.2 Ursachen

Der schwere Vorfall bestand darin, dass das Flugzeug unter eine vorgeschriebene minimale Höhe des *non-precision approach* sank und dadurch eine sichere Höhe über den Hindernissen nicht mehr gewährleistet war.

Als direkt kausal für den Zwischenfall wurde die mangelhafte Überwachung des vertikalen Flugweges durch die Besatzung ermittelt.

Folgende Faktoren wurden gemäss den Ermittlungen als direkt beitragend zum schweren Vorfall eingestuft:

- Eine mangelhafte Planung des Anfluges bezüglich des vertikalen Flugwegs.
- Eine wahrscheinlich durch Ermüdung reduzierte Leistungsfähigkeit des fliegenden Piloten.

Die Darstellung der Anflugkarte, die keine Distanz-/Höhentabelle aufwies und damit die Überwachung des Anfluges erschwerte, hat systemisch zum schweren Vorfall beigetragen.

Die Untersuchung hat folgenden Faktor ermittelt, der die Entstehung und den Verlauf des schweren Vorfalls zwar nicht beeinflusst hat, der aber dennoch ein Sicherheitsrisiko (*factor to risk*) darstellt:

- Das Verfahren nach einer Warnung des Bodenannäherungs-Warnsystems (*Enhanced Ground Proximity Warning System – EGPWS*) wurde nicht konsequent angewendet.

4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen

Keine

4.2 Sicherheitshinweise

Keine

4.3 Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen

Die der SUST bekannten Massnahmen werden im Folgenden kommentarlos aufgeführt.

4.3.1 Etihad Regional

Das Flugbetriebsunternehmen Etihad Regional/Darwin Airlines hat gemäss eigenen Angaben im Nachgang zum schweren Vorfall der SAAB 2000 HB-IZW vom 10. Dezember 2015 die folgenden Massnahmen getroffen:

1. Der Kommandant und der erste Offizier wurden während der internen Untersuchung nicht mehr auf Linienflügen eingesetzt.
2. Die Mindestausrüstungsliste (*Minimum Equipment List* – MEL) wurde bis auf Weiteres angepasst. Für Flüge ohne EGPWS und GPS wurden zusätzliche Restriktionen festgelegt.
3. Ein zusätzlicher Ausruf (*call out*) *“one thousand – on profile”* wurde zu den Darwin-Standardarbeitsanweisungen (*Standard Operating Procedures* – SOP) für die Kriterien eines stabilisierten Anfluges hinzugefügt.

Das „*operational Memo*“ vom 12.01.2016 beinhaltet eine OM-A-Revision mit sofortiger Wirkung. Das Kapitel 8.0.5.4.7 „*Stabilized Approach*“ wurde wie folgt angepasst resp. ergänzt [Fettdruck im Original]:

„According to SOP’s and applicable Stabilized Approach Criteria, for all instrumental approaches regardless of meteorological conditions, the following “call outs” shall be performed:

AAL	PF	PM
1000 ft	„One thousand“	„ON PROFILE“ or „GO AROUND“
500 ft	„Five hundred“	„STABLE“ or „GO AROUND“

Note: For Visual and Circling approaches, as per OM A 8.0.5.4.7.2 latest stabilization is at 500ft, “One Thousand” call out must be disregarded.

According to the Stabilized Approach Criteria listed on OMA 8.0.5.4.7.3 are to be performed in a stabilized manner.

At 1000ft AAL PF calls “One thousand” and PM checks and verifies the following items:

- *All Briefings and checklists are completed; Note: except SB20 Final checklist / landing clearance*
- *A/C Configuration established for landing (Landing gear, Flaps, Speed brakes);*
- *Vertical: Position within +/- 1 dot for precision approaches; Position within +/- 100 feet of defined steps for Non Precision approaches; ^{ISEP}*

- *Lateral: Position within +/- 1/2 scale for ILS or LOC approaches; Position within +/- 5° for VOR/NDB approaches; Established on approach path according prescribed tracks or special airport procedure for other approaches;*
- *Vertical Speed: Max 1200 fpm for a 3° slope, or as required according approach procedure;*
- *IAS max: V_{REF} (or V_{REFC}) +25kts (including wind increment) IAS min: V_{REF} (or V_{REFC}); (Minor, short term deviations are acceptable in gusty conditions on final approach; ^L/_{SEP} Target threshold speeds still apply and overrule the above defined IAS limits on short final); Note: A later stabilization in speed, meaning latest at 500ft, is acceptable if required by ATC.*
- *Reasonable pitch attitude according approach procedure and aircraft characteristics; (SB20 +5° to -3° for 3° slope; AT75 +2° to -5°) (Minor, short term deviations are acceptable in gusty conditions on final approach); ^L/_{SEP}*
- *Reasonable power setting according approach procedure and aircraft characteristics; ^L/_{SEP} (SB20 10-35PU for 3° F20; AT75 15-35 % TQ); Significant changes are only allowed for gust compensation. Max. thrust except one engine out [SB20 ≤70% PUs], [AT75 ≤80% Torque];*
- *Max bank angle 15°, or as required according approach procedure.*

In case of all items are within the limits PM will answer "ON PROFILE".

*Where these criteria cannot be met a **Go Around** shall be flown.*

At 500ft AAL PF calls "Five hundred" and PM checks and verifies the following items: ^L/_{SEP}

- *IAS max: V_{REF} (or V_{REFC}) +25kts (including wind increment); IAS min: V_{REF} (or V_{REFC}); (Minor, short term deviations are acceptable in gusty conditions on final approach; ^L/_{SEP} Target threshold speeds still apply and overrule the above defined IAS limits on short final);*

In case of all items are within the limits PM will reply "STABLE".

*Where these criteria cannot be met a **Go Around** shall be flown.*

Strict adherence to all Stabilized Approach Criteria is mandatory from the moment when the PM calls out "ON PROFILE" and "STABLE" to the flare."

4. Durchsetzen der Richtlinien für stabile Anflüge (*stable approach policy*) durch die Überwachung des Sicherheitsleistungsindex (Safety Performance Index – SPI) für stabile Anflüge mittels Flugdatenanalyse (*Flight Data Monitoring – FDM*). Dabei wird das Verhältnis zwischen unstabilen Anflügen und Durchstartverfahren analysiert.
5. Dieser schwere Vorfall wird an den *Safety*-Seminaren im Detail besprochen.
6. Das Simulatorprogramm wurde angepasst und um eine Übung ergänzt, die eine Situation mit ähnlichen Vorbedingungen, wie sie bei diesem schweren Vorfall vorzufinden waren, simuliert.

4.3.2 Jeppesen

Die Anflugkarten wurden mit einer Tabelle mit empfohlenen Höhenwerten für spezifische DME-Distanzen (*recommended altitude descent table*) versehen.

Dieser Schlussbericht wurde von der Kommission der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 10 Bst. h der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014).