



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. 2297 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den schweren Vorfall des Verkehrs-
flugzeuges Saab 2000, HB-IZW,

vom 28. November 2013

FL 110 über Muzzano/TI, östlich des
Regionalflugplatzes Lugano

Causes

L'incident grave est dû à la défaillance complète du *beta feedback transducer* (BFT), servant à mesurer l'angle des pales d'hélice, en raison d'une borne de contact détachée ayant pour conséquence la perte de contrôle du moteur droit, contraignant l'équipage à arrêter ce dernier.

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 schweren Vorfalls.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in koordinierter Weltzeit (*Coordinated Universal Time* – UTC) angegeben. Für das Gebiet der Schweiz galt zum 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 h.

Inhaltsverzeichnis

Überblick	6
Untersuchung	6
Kurzdarstellung	6
Ursachen	7
Sicherheitsempfehlungen.....	7
1 Sachverhalt.....	8
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf.....	8
1.1.1 Allgemeines.....	8
1.1.2 Vorgeschichte	8
1.1.3 Flugverlauf.....	8
1.1.4 Ort des schweren Vorfalls	10
1.2 Personenschäden	10
1.3 Schaden am Luftfahrzeug.....	11
1.4 Drittschaden	11
1.5 Angaben zu Personen.....	11
1.5.1 Flugbesatzung	11
1.5.1.1 Kommandant.....	11
1.5.1.2 Copilot.....	11
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	12
1.6.1 Allgemeine Angaben.....	12
1.6.2 Systembeschreibung des Triebwerkes und seiner Komponenten.....	13
1.6.2.1 Allgemeines.....	13
1.6.2.2 Generelles.....	13
1.6.2.3 Triebwerksregelung	14
1.6.2.3.1 Allgemeines.....	14
1.6.2.3.2 Vom FADEC kontrollierte Funktionen	16
Die aufgeführten Funktionen werden von FADEC-Signalen wie folgt kontrolliert:	16
Propellerdrehzahl:	16
1.6.2.4 Propellerregelsystem.....	17
1.6.2.4.1 Allgemeines.....	17
1.6.2.4.2 Propellerkontrolleinheit.....	17
1.6.2.4.3 Hochdruckölpumpe und Drehzahlbegrenzer.....	18
1.6.2.4.4 Propellerregelfunktionen des FADEC	18
1.6.2.5 Untersysteme von Triebwerk und Propeller.....	19
1.6.2.5.1 Manuelles Bewegen der Propellerblätter in Segelstellung.....	19
1.6.2.5.2 Autofeather System.....	20
1.6.3 Unterhalt und Reparaturen.....	20
1.7 Meteorologische Angaben.....	20
1.7.1 Allgemeine Wetterlage.....	20
1.7.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des schweren Vorfalls.....	20
1.7.3 Astronomische Angaben	20
1.7.4 Flugplatzwettermeldung Mailand-Malpensa	20
1.8 Navigationshilfen	21
1.9 Kommunikation	21
1.10 Angaben zum Flughafen	21
1.10.1 Regionalflugplatz Lugano.....	21
1.10.1.1 Allgemeines	21
1.10.1.2 Pistenausrüstung	21
1.10.2 Flughafen Mailand-Malpensa	22
1.10.2.1 Allgemeines	22
1.10.2.2 Pistenausrüstung	22

1.11	Flugschreiber	22
1.11.1	Flugdatenschreiber.....	22
1.11.1.1	Allgemeine Angaben.....	22
1.11.1.2	Ergebnisse der Auswertung.....	23
1.11.2	Cockpit Voice Recorder.....	23
1.11.2.1	Allgemeine Angaben.....	23
1.11.2.2	Ergebnisse der Auswertung.....	23
1.11.3	EICAS.....	23
1.11.3.1	Allgemeine Angaben.....	23
1.11.3.2	Ergebnisse der Auswertung.....	23
1.12	Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	24
1.12.1	Unfallstelle.....	24
1.12.2	Aufprall.....	24
1.12.3	Vorgefundene Schäden am rechten Triebwerk.....	24
1.13	Medizinische und pathologische Feststellungen	24
1.14	Feuer	24
1.15	Überlebensaspekte	24
1.16	Versuche und Forschungsergebnisse	24
1.16.1	Massnahmen nach der Landung.....	24
1.16.2	Untersuchung der PCU.....	24
1.16.2.1	Allgemeines.....	24
1.16.2.2	Computertomografische Untersuchung.....	25
1.16.2.3	Elektrische Messungen.....	26
1.16.2.4	Erweiterte Funktionskontrolle.....	27
1.16.2.5	Zusammenfassung.....	27
1.16.3	Untersuchung des Kabelstrangs.....	27
1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	28
1.17.1	Flugbetriebsunternehmen.....	28
1.17.1.1	Allgemeines.....	28
1.17.2	Organisation zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit.....	28
1.18	Zusätzliche Angaben	28
1.18.1	Flugbetriebsunternehmen.....	28
1.18.1.1	Allgemeines.....	28
1.18.1.2	Betriebshandbuch.....	28
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	29
2	Analyse	30
2.1	Technische Aspekte.....	30
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte.....	30
3	Schlussfolgerungen	32
3.1	Befunde.....	32
3.1.1	Technische Aspekte.....	32
3.1.2	Besatzung.....	32
3.1.3	Flugverlauf.....	32
3.1.4	Rahmenbedingungen.....	33
3.2	Ursachen.....	33
4	Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen	34
4.1	Sicherheitsempfehlungen.....	34
4.2	Sicherheitshinweise.....	34
4.3	Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen.....	34

Zusammenfassung

Überblick

Eigentümer	Nordic Aviation Capital A/S, Stratusvej 12, 7190 Billund, Dänemark
Halter	Darwin Airline SA, via alla Campagna 2A, 6900 Lugano
Hersteller	Saab Aircraft AB, Åkerbogatan 45, 581 88 Linköping, Schweden
Luftfahrzeugmuster	Saab 2000
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragungszeichen	HB-IZW
Ort	FL 110 über Muzzano/TI
Datum und Zeit	28. November 2013, 06:40 UTC

Untersuchung

Der schwere Vorfall ereignete sich am 28. November 2013 um 06:40 UTC. Die Meldung traf rund eine Stunde später ein. Die Untersuchung wurde am 29. November 2013 durch die damalige Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle eröffnet. Diese informierte folgende Staaten über den schweren Vorfall: das Königreich Schweden, das Vereinigte Königreich von Grossbritannien und Nordirland (UK), die Vereinigten Staaten von Amerika sowie Italien. Diese Staaten ernannten bevollmächtigte Vertreter, die an der Untersuchung mitgewirkt haben.

Für die Untersuchung standen folgende Grundlagen zur Verfügung:

- Beweissicherung vor Ort
- Aufzeichnungen des Sprechfunkverkehrs
- Aufzeichnungen der Flugschreiber
- Auskünfte von Besatzungsmitgliedern

Der vorliegende Schlussbericht wird durch die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) veröffentlicht.

Kurzdarstellung

Am Morgen des 28. November 2013 startete das Verkehrsflugzeug Saab 2000, eingetragen als HB-IZW, um 06:34 UTC vom Regionalflugplatz Lugano (LSZA) unter dem Flugplankennzeichen SWR 73KU für den Linienflug LX 2903 nach Zürich (LSZH). Als die Maschine sich im Steigflug Richtung Alpen etwa auf Flugfläche (*Flight Level* – FL) 110 befand, gab das rechte Triebwerk keine Leistung mehr ab. Daraufhin legte die Besatzung das Triebwerk still, brach den Weiterflug nach Zürich ab und landete um 07:13 UTC auf der Piste 35R des Flughafens Mailand-Malpensa (LIMC). Die Insassen verliessen das Flugzeug normal über die bordeigene Treppe auf dem Vorfeld des Flughafens.

Die drei Besatzungsmitglieder und die 25 Passagiere blieben unverletzt. Das Flugzeug wurde nicht beschädigt.

Es entstand kein Drittschaden.

Ursachen

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass der Totalausfall des *Beta Feedback Transducer* (BFT) zur Messung des Propellerblattwinkels aufgrund eines losen Steckanschlusses zu einem Kontrollverlust des rechten Triebwerkes führte, sodass dieses durch die Besatzung stillgelegt werden musste.

Sicherheitsempfehlungen

Mit diesem Schlussbericht werden keine Sicherheitsempfehlungen und keine Sicherheitshinweis ausgesprochen.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aufzeichnungen des Sprechfunkverkehrs, der Radardaten sowie die Aussagen der Besatzungsmitglieder verwendet. Während des gesamten Fluges war der Kommandant als fliegender Pilot (*Pilot Flying* – PF) und der Copilot als assistierender Pilot (*Pilot Monitoring* – PM) eingesetzt.

Der Flug wurde nach Instrumentenflugregeln durchgeführt. Es handelte sich um einen Linienflug.

1.1.2 Vorgeschichte

Der Copilot war der Erste der dreiköpfigen Besatzung, der im Vorbereitungsraum am Regionalflugplatz Lugano eintraf. Nachdem er alle notwendigen Betriebsunterlagen ausgedruckt hatte, rief er die Einsatzzentrale an, um die letzten Wetterinformationen für die anstehende Doppelrotation von Lugano nach Zürich und zurück zu verlangen.

Nach Eintreffen der übrigen Besatzungsmitglieder begab sich die Besatzung etwa eine halbe Stunde vor der geplanten Abflugzeit zum Flugzeug und begann mit den Vorbereitungsarbeiten. Nachdem der Kommandant die Aussenkontrolle abgeschlossen hatte, stiess er zum Copiloten, der seinerseits das Cockpit vorbereitet hatte. Gemeinsam gingen sie den technischen Status der Saab 2000, eingetragen als HB-IZW, durch. Nebst kleineren Details wurde bezüglich des Hilfsaggregats (*Auxiliary Power Unit* – APU) festgestellt, dass dieses manchmal erst beim zweiten Versuch in Betrieb gesetzt werden konnte. Mittels Bordfunk nahm die Besatzung Kontakt mit einem Mechaniker auf. Dieser bestätigte, dass es Schwierigkeiten beim Anlassen der APU gab. Nach verschiedenen erfolglosen Anlassversuchen der Piloten versuchte der zwischenzeitlich bei der HB-IZW eingetroffene Mechaniker, die APU zu starten, was ihm auf Anhieb gelang. Der Kommandant entschied nach Rücksprache mit seinem Copiloten, das Flugzeug so zu akzeptieren. Weiter wurde entschieden, die APU während des gesamten Fluges laufen zu lassen.

Nachdem die übrigen Vorbereitungen sowie der geplante Enteisierungsvorgang des Flugzeuges abgeschlossen waren, wurden die Bodenbetriebe angewiesen, die Passagiere zum Flugzeug zu bringen. Die Flugbegleiterin schloss daraufhin die Türe und begann mit der Betreuung der 25 Passagiere.

Um 06:26:45 UTC erhielt SWR 73KU die Freigabe zum Anlassen der Triebwerke. Als die anschliessenden Prüflisten durchgearbeitet waren, fragte der Copilot nach der Rollfreigabe. Diese wurde unverzüglich erteilt. Als die Maschine beim Rollhalt November angekommen war, erhielt SWR 73KU die Freigabe, auf die Piste 19 in Startposition zu rollen.

1.1.3 Flugverlauf

Als die Startfreigabe um 06:33:38 UTC erteilt worden war, schob der Kommandant die Leistungshebel auf Startleistung und liess das Flugzeug anrollen. Um 06:36 UTC hob die HB-IZW ab und stieg in südlicher Richtung, um der Standardinstrumentenabflugroute (*Standard Instrument Departure* – SID) CANNE 1U in Richtung Zürich zu folgen. Als die Maschine ungefähr 2500 ft QNH¹ erreicht hatte,

¹ Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der Standardatmosphäre der Internationalen Zivilluftfahrt Organisation

wies der PF den PM an, die Landeklappen einzufahren. Anschliessend setzte der PM durch Drücken des CLB-Knopfes auf der *Power Management Unit* (PMU) die Triebwerke auf Steigleistung. Kurze Zeit später forderte der Flugverkehrsleiter (FVL) von Lugano SWR 73KU auf, die Flugverkehrsleitstelle Milano Radar auf 126.75 MHz zu kontaktieren, was auch unverzüglich geschah. Der FVL von Milano Radar erteilte eine Steigflugfreigabe auf FL 180. Die HB-IZW beschleunigte wie geplant auf eine angezeigte Geschwindigkeit von ca. 170 Knoten (*Knots Indicated Airspeed* – KIAS). Daraufhin wurde um 06:37:21 UTC der Autopilot zugeschaltet. Es folgte die geplante Linkskurve in Richtung des Wegpunktes CANNE. Kurz nachdem die Besatzung die Höhenmesser auf Standarddruck gewechselt hatten, fragte der Kommandant den Copiloten, ob er ebenfalls ein kurzzeitiges „*yawing*“, ein sogenanntes Gieren, bemerkt hätte. Dieser verneinte. Nach Durchfliegen von FL 100 folgte ein akustisches Zeichen an die Kabinenbegleiterin, um ihr mitzuteilen, sich nun um die Passagiere zu kümmern.

Als der Copilot gerade damit beschäftigt war, vom Bordrechner die Startzeit abzulesen, bemerkte die Besatzung, dass die HB-IZW zweimal ausgeprägt nach rechts und zurück gierte. Gemäss Beobachtungen der Besatzung folgten das Aufleuchten der bernsteinfarbenen Warnleuchte zusammen mit einem akustischen Ton sowie der Anzeigen R ENG FAULT und R GEN FAULT, die auf einem Teil der zentralen Bildschirme im Cockpit erschienen. Weiter wurde um 06:39 UTC die Warnung R PROP CTL FAULT aufgezeichnet.

Zu diesem Zeitpunkt befand sich die HB-IZW im Steigflug auf FL 110 über der Ortschaft Muzzano/TI, östlich des Regionalflugplatzes Lugano. Der Kommandant forderte den Copiloten auf, die Meldung durch Drücken auf die Warnleuchte zu bestätigen und die Situation mittels PPAA² gemäss den Firmenvorgaben zu analysieren. Dabei wurde festgestellt, dass die Leistung des linken Triebwerks normal war, dass sich das Flugzeug weiterhin im Steigflug befand und die Klappen und das Fahrwerk eingefahren waren. Die Turbinendrehzahl des rechten Triebwerks war abnehmend und die Drehzahl des rechten Propellers zeigte ca. 1100 RPM anstelle von 950 RPM an.

Der Copilot meldete darauf dem Kommandanten einen Fehler im rechten Triebwerk und wies darauf hin, dass der rechte Propeller nicht automatisch in die Segelstellung gebracht worden war. Der Kommandant beauftragte den Copiloten, mit der Prüfliste für abnormale Betriebszustände nach einem Triebwerksausfall zu beginnen. Die Liste umfasste verschiedene Manipulationen, die nach gegenseitiger Bestätigung auswendig abgearbeitet wurden. Als Erstes wurde mit gedrücktem *manual feather push-button* der rechte Leistungshebel in die Leerlaufstellung bewegt. Anschliessend wurde der *condition lever* aus der Stellung *run* in die Stellung *stop* gebracht. Als die Drehzahl N_P des Propellers den Wert von 100 RPM erreicht hatte, liess der Copilot den *manual-feather*-Knopf wieder los.

Der Kommandant schaltete den Autopiloten aus und steuerte das Flugzeug von Hand. Die Saab 2000 befand sich im Steigflug auf FL 115 und hatte eine Geschwindigkeit von ungefähr 160 bis 170 KIAS.

Anschliessend wurde die Gesamtsituation analysiert. Die Besatzung entschied sich, den geplanten Flug über die Alpen abubrechen, und verlangte, nach Absetzen einer Dringlichkeitsmeldung (PAN-PAN), den Steigflug auf FL 130 zu beenden und nach Mailand-Malpensa (LIMC) auszuweichen (vgl. Kapitel 1.10.2). Der FVL von Mailand erteilte der SWR 73KU die Freigabe, in einer Linkskurve in Richtung des UKW-Drehfunkfeuers (VHF *Omnidirectional Radio Range* – VOR) Saronno zu drehen. Als der Autopilot um 06:44 UTC wieder zugeschaltet wurde, befand sich

² PPAA: *Power Performance Analysis Action*

die HB-IZW auf einem südlichen Kurs. Die Besatzung arbeitete anschliessend gemeinsam die Prüfliste für den Betriebszustand R ENG FAULT ab. Ein allfälliger Anlassversuch des stillgelegten Triebwerks wurde aufgeschoben.

Anschliessend übergab der Kommandant die Führung des Flugzeuges zusammen mit der Abwicklung des Funkverkehrs dem Copiloten. Der Kommandant kontaktierte mittels der Bordverständigungsanlage die Flugbegleiterin und informierte sie über das technische Problem. Diese teilte dem Kommandanten mit, dass sie äusserlich an besagtem Triebwerk nichts Abnormales feststellen konnte. Weiter teilte er ihr die Absicht mit, zum Flughafen Mailand-Malpensa auszuweichen.

Zwecks Vorbereitung des Anfluges in Mailand verlangte die Besatzung der SWR 73KU, in den Warteraum über dem VOR Saronno einzufiegen. Auf dem Weg dorthin wurde auch die Prüfliste zur Vorbereitung für eine Landung mit nur einem Triebwerk abgearbeitet. Als alle diese Vorkehrungen abgeschlossen waren, wurden noch die Passagiere über den Vorfall am rechten Triebwerk informiert. Daraufhin diskutierte die Flugbesatzung, ob ein Anlassversuch des rechten Triebwerks in Betracht gezogen werden könne. Aufgrund der vorliegenden Informationen entschloss sich die Besatzung, einen Startversuch gemäss Prüfliste durchzuführen. Dieser musste vom Kommandanten abgebrochen werden, weil das Triebwerk nach Einspritzen des Treibstoffes keinen stabilen Zustand erreichen konnte.

Als sich die Besatzung der SWR 73KU für den Anflug in Mailand bereit meldete, wurde eine entsprechende Freigabe unter Radarführung erteilt. Der Kommandant hatte mittlerweile die Führung der Saab 2000 wieder übernommen. Die Aufgabenverteilung im Cockpit war wieder wie beim Abflug in Lugano geregelt. Die Flugbegleiterin bereitete ihrerseits die Kabine für die Landung vor. In der Folge landete die SWR 73KU um 07:13 UTC ohne weitere Vorkommnisse auf der Piste 35R in Mailand-Malpensa.

Nachdem die HB-IZW den ihr zugewiesenen Standplatz erreicht hatte, wurde das linke Triebwerk abgestellt. Die Passagiere verliessen das Flugzeug normal über die integrierte Bordtreppe und stiegen in einen Bus.

1.1.4 Ort des schweren Vorfalls

Ort	Muzzano/TI, östlich des Regionalflugplatzes Lugano (LSZA)
Datum und Zeit	28. November 2013, 06:40 UTC
Beleuchtungsverhältnisse	Morgendämmerung
Koordinaten	715 300 / 095 000 (Swiss Grid 1903) N 45° 59' 48" / E 008° 55' 37" (WGS 84)
Höhe	FL 110

1.2 Personenschäden

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	3	25	28	nicht zutreffend
Gesamthaft	3	25	28	0

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Abgesehen von den in Kapitel 1.12.3 beschriebenen Defekten wurde das Flugzeug nicht beschädigt.

1.4 Drittschaden

Es entstand kein Drittschaden.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Flugbesatzung

1.5.1.1 Kommandant

Person	Schweizer Bürger, Jahrgang 1968	
Lizenz	Verkehrspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Airline Transport Pilot License 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	8600 h
	Auf dem Vorfallmuster	5400 h
	Während der letzten 90 Tage	52:14 h
	Davon auf dem Vorfallmuster	52:14 h

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

1.5.1.2 Copilot

Person	Deutscher Staatsangehöriger, Jahrgang 1988	
Lizenz	Berufspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Commercial Pilot License Aeroplane – CPL(A)</i>) nach EASA, ausgestellt durch das Luftfahrt-Bundesamt	
Flugerfahrung	Gesamthaft	732 h
	Auf dem Vorfallmuster	531 h
	Während der letzten 90 Tage	220:03 h
	Davon auf dem Vorfallmuster	220:03 h

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

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1	Allgemeine Angaben	
	Eintragungszeichen	HB-IZW
	Luftfahrzeugmuster	Saab 2000
	Charakteristik	Zweimotoriges Verkehrsflugzeug mit Propellerturbinenantrieb, ausgeführt als freitragender Tiefdecker mit Einziehfahrwerk
	Hersteller	Saab Aircraft AB, Åkerbogatan 45, 581 88 Linköping, Schweden
	Baujahr	1996
	Werknummer	039
	Eigentümer	Nordic Aviation Capital A/S, Stratusvej 12, 7190 Billund, Dänemark
	Halter	Darwin Airline SA, via alla Campagna 2A, 6900 Lugano
	Triebwerk	Rolls Royce (vormals Allison) AE2100A Werknummer rechtes Triebwerk: CAE510146
	Propeller	Sechsbältriger Verstellpropeller Dowty Propellers, R381-6-123-F/5 Werknummer rechter Propeller: DAP0101
	Betriebsstunden	Zelle 30 594 h (TSN ³) Triebwerk rechts 21 653 h (TSN) 19 443 (CSN ⁴) Propeller rechts 25 296 h (TSN)
	Anzahl Landungen	22 057
	Masse und Schwerpunkt	Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (<i>Aircraft Flight Manual – AFM</i>) zulässigen Grenzen.
	Unterhalt	Der letzte <i>weekly / 62 flight hours check</i> fand am 25. November 2013 bei 30 581 h statt.
	Technische Einschränkungen	In der <i>Deferred Defect List</i> (DDL) waren sieben Punkte eingetragen. Darunter das in Kapitel 1.1.2 erwähnte Problem mit der APU.
	Zugelassene Treibstoffqualität	Flugpetrol
	Treibstoffvorrat	Gemäss Flugplan umfasste der Treibstoffvorrat beim Start (<i>take off fuel</i>) 1700 kg. Darin war unter anderem ein <i>trip fuel</i> von 504 kg enthalten. Die verbleibenden rund

³ TSN: *Time Since New*, Betriebszeit seit Herstellung

⁴ CSN: *Cycles Since New*, Betriebszyklen seit Herstellung

1200 kg hätten für den Flug zum Ausweichflugplatz sowie für ein Warteverfahren von rund 20 Minuten ausgereicht, ohne die *final reserve* von 354 kg nutzen zu müssen.

Eintragungszeugnis

Ausgestellt durch das BAZL am 3. April 2013, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister.

Lufttüchtigkeitszeugnis

Ausgestellt durch das BAZL am 9. April 2013, gültig bis 9. April 2014.

1.6.2 Systembeschreibung des Triebwerkes und seiner Komponenten

1.6.2.1 Allgemeines

Die Angaben in Kapitel 1.6.2 stammen aus dem Betriebshandbuch B (*Operations Manual B – OM B*) des Musters Saab 2000. Die Textauszüge bezüglich der für diesen schweren Vorfall relevanten Systeme sind aus der englischen Originalsprache sinngemäss auf Deutsch übersetzt worden.

1.6.2.2 Generelles

Das Turbopropeller-Antriebssystem besteht aus zwei Triebwerken des Typs Allison AE 2100A, die jeweils einen sechsblättrigen Propeller vom Typ Dowty Aerospace R 381-6-123-F/5 antreiben.

Triebwerk und Propeller Parameter werden:

- mittels der autonomen, volldigitalen Triebwerksregelung (*Full Authority Digital Engine Control – FADEC*) geregelt und überwacht;
- mittels der Leistungshebel (*Power Lever – PL*) über die FADEC geregelt;
- mittels der *Condition Lever (CL)* über die *Power Management Unit (PMU)* und den FADEC geregelt;
- auf dem Triebwerks- und Warnungsanzeigesystem (*Engine Indicating and Crew Alerting System – EICAS*) angezeigt.

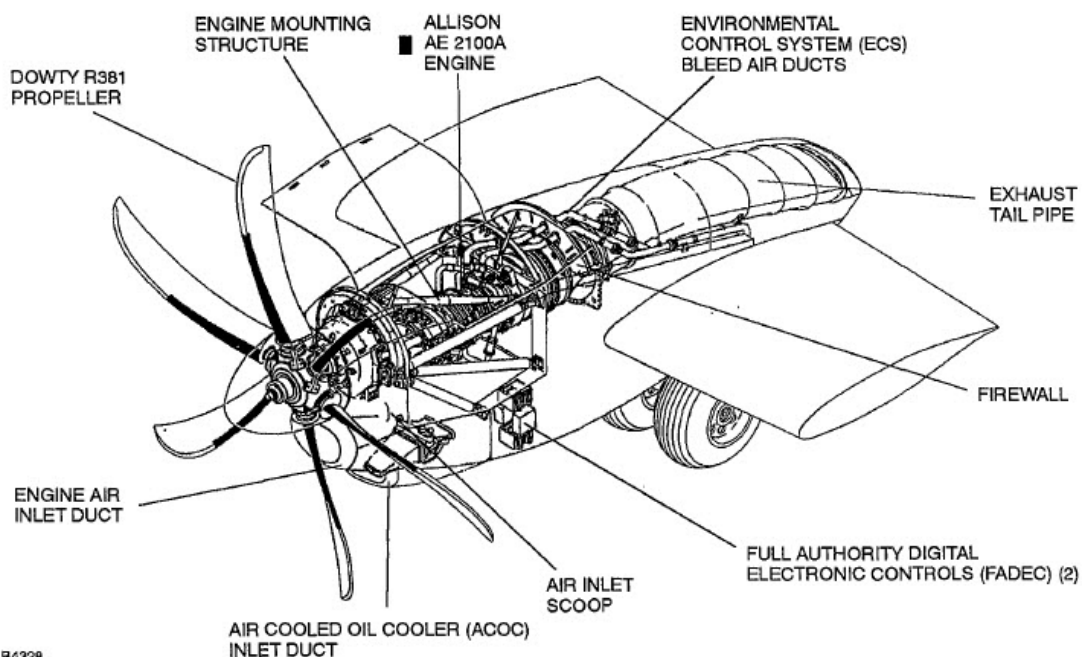


Abbildung 1: Anordnung des Triebwerkes am Flügel des Flugzeuges

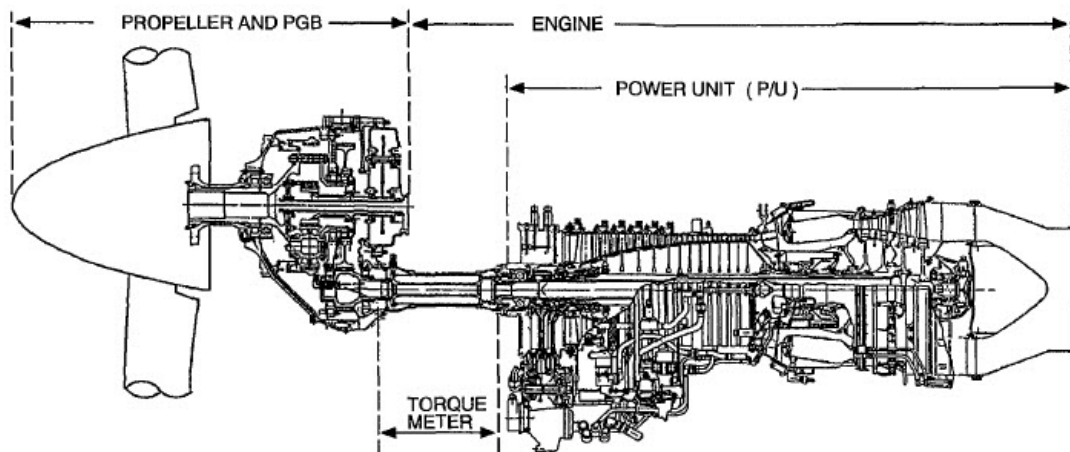


Abbildung 2: Übersicht des Triebwerks und des Propellers

1.6.2.3 Triebwerksregelung

1.6.2.3.1 Allgemeines

Die Regelung des Triebwerks umfasst ein zweikanaliges, vollredundantes elektronisches System. Es besteht aus zwei identischen, einkanaligen, digitalen Reglern (FADEC A und FADEC B). Die FADEC interagieren mit den Triebwerk- und den Propellersystemen, die PL, den CL und die PMU.

Die FADEC:

- überwachen die Triebwerks- und Propellerparameter;
- geben Daten, Betriebszustände sowie Warnungen an das EICAS aus;
- kontrollieren und regulieren den Treibstoffzufluss, die variable Kompressor-geometrie (*Compressor Variable Geometry – CVG*), die Zündung, den Triebwerk-anlasser und den Propellerblattwinkel (*pitch*).

Die FADEC beziehen den Strom von einem vom Triebwerk mechanisch angetriebenen Alternator (*Permanent Magnetic Alternator – PMA*) und von der 28-VDC⁵-Stromschiene der Batterie (redundante Stromversorgung).

Im Normalfall sind beide FADEC in Betrieb: Eines ist dabei aktiv, während das andere in Bereitschaft steht (*standby*).

Welche der FADEC (FADEC A oder FADEC B) das Triebwerk kontrolliert, wird auf folgende Arten bestimmt:

- automatischer Wechsel beim Start der Triebwerke am Boden;
- automatischer Wechsel im Falle eines Ausfalls des aktiven FADEC;
- manueller Wechsel durch die Piloten (diese Möglichkeit wird nach einem FADEC-Ausfall unterdrückt).

Die FADEC verfügen über eine ununterbrochene, integrierte Testschaltung (*Built-in-Test – BIT*) und über ein System des Fehlerakkommodierens (*fault accommodation*), die Folgendes überwachen:

- die Hardware und die Software des FADEC;
- die Eingangssensoren;

⁵ VDC: Volt Direct Current

- die Stellantriebe;
- die Datenbusse;
- den PMA.

Die integrierte Testschaltung ist in Betrieb, sobald die Stromversorgung eingeschaltet ist, und bleibt aktiv, nachdem die Triebwerke abgestellt worden sind. Im Falle eines bestehenden Fehlers wird die Logik des Fehlerakkommodierens entweder:

- den Triebwerkstart verhindern;
- auf den Sekundärsensor zugreifen (bei Ausfall des Primärsensors);
- auf das *standby* FADEC wechseln;
- die Stromversorgung von der 28-VDC-Stromschiene beziehen (bei Ausfall des PMA);
- auf den Modus N_G *control* (beim Ausfall beider Drehmomentsensoren) wechseln;
- die EIN/AUS-Stellantriebe (ON/OFF *actuators*) durch beide FADEC simultan betreiben.

Jedes FADEC arbeitet mit seinen primär zugeordneten Sensoren. Mit der Funktion einer übergreifenden Kommunikation zwischen beiden FADEC wird das Ermitteln der Leistungsfähigkeit oder das Fehlerakkommodieren verschiedener Sensordaten gemeinsam genutzt. Zum Beispiel ermittelt jedes FADEC separat die Turbinendrehzahl (N_G). Wenn das aktive FADEC feststellt, dass sein Primärsensor ausgefallen ist, greift es auf den ermittelten Wert des *standby* FADEC zu.

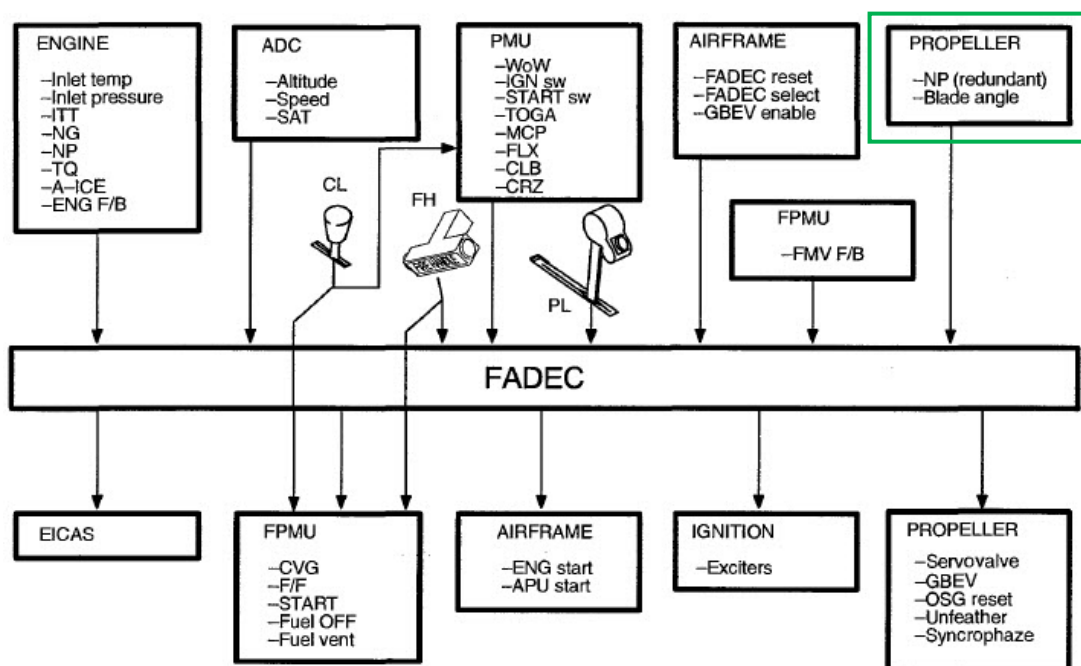


Abbildung 3: Blockdiagramm des FADEC. Die Eingangsparameter des Propellersystems sind grün eingrahmt.

1.6.2.3.2 Vom FADEC kontrollierte Funktionen

Die aufgeführten Funktionen werden von FADEC-Signalen wie folgt kontrolliert:

Propellerdrehzahl:

- Verändern des Propellerblattwinkels und/oder des Treibstoffzuflusses.

Schubkontrolle:

- Ermitteln des Winkels der Leistungshebel (*Power Lever Angle – PLA*), der Startleistung (*Takeoff Power – TO*) und der Daten aus dem Flugdatenrechner (*Air Data Computer – ADC*);
- Verändern des Propellerblattwinkels und/oder des Treibstoffzuflusses.

[...]

*Autofeather*⁶:

- eine unabhängige Funktion, wenn nach einem Triebwerksausfall das andere Triebwerk normal weiterbetrieben wird;
- erkennt einen Abfall der Startleistung (TO) oder der Turbinendrehzahl (N_G);
- eine Aktivierung von *autofeather* deaktiviert diese Funktion für das andere Triebwerk.

*Feather*⁷:

- der CL signalisiert dies dem FADEC über die PMU;
- die Propellerblätter können auch mittels Gedrückthalten des *manual feather push button*, mit dem das FADEC umgangen und direkt eine hydraulische Hilfspumpe aktiviert wird, in die Segelstellung gebracht werden.

Triebwerkstart:

- automatisches Einhalten der Abfolge und Überwachung des Startvorgangs, der Zündung, des Treibstoffflusses, der CVG, der Turbinen-Zwischenstufentemperatur (*Interstage Turbine Temperature – ITT*) und des Propellers;
- automatischer Abschaltvorgang des Triebwerks, wenn der Startvorgang fehlschlägt.

[...]

Überdrehzahl:

- Absicherung für Propeller, Antriebsturbine und Gasgenerator;
- Back-up/Fehlermodus-Logik, die den Treibstoffzufluss reduziert, wenn die Drehzahl den Einstellwert des Propellerreglers überschreitet;
- Unterbrechen der Treibstoffzufuhr ab gefährlicher Überdrehzahl des Propellers, der Antriebsturbine und des Gasgenerators.

[...]

⁶ Mit dem Begriff *auto feather* wird das automatische Regeln der Propellerblätter in die Segelstellung bezeichnet.

⁷ Mit dem Begriff *feather* wird das manuelle Bringen der Propeller in die Segelstellung bezeichnet.

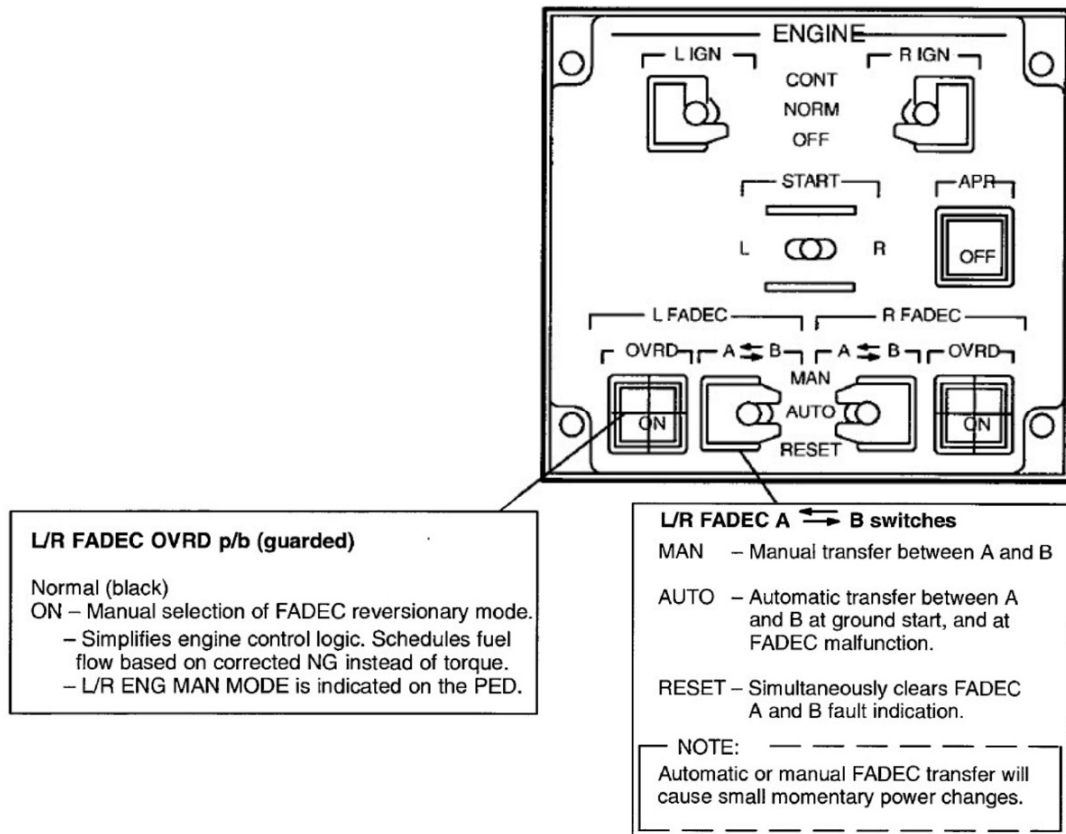


Abbildung 4: Übersicht der FADEC-Bedieneinheit

1.6.2.4 Propellerregelsystem

1.6.2.4.1 Allgemeines

Das System umfasst Gegengewichte und zwei Ölkreisläufe und wird durch die Propellerkontrollereinheit (*Propeller Control Unit – PCU*) mittels der Signale des FADEC geregelt. Gegengewichte an den Propellerblättern führen, durch die Zentrifugalkraft hervorgerufen, einen grossen Propellerblattwinkel herbei. Durch Öldruck, der von der durch das Propellergetriebe (*Propeller Gear Box – PGB*) angetriebenen Hochdruckölpumpe (*High Pressure Oil Pump – HPP*) erzeugt wird, kann die Stellkraft bei grossen Propellerblattwinkeln verstärkt oder der Propellerblattwinkel auf kleine Steigungen reguliert werden. Der Blattverstellmechanismus befindet sich in der Propellernabe. Das gleiche Ölsystem wird zur Schmierung des Triebwerks und des Propellergetriebes sowie zur Ansteuerung der Propellerblattwinkel verwendet. Das Öl wird durch ein Rohr (*beta tube*) geführt, das durch Vorwärts- und Rückbewegung Öl auf beiden Seiten eines Kolbens im Blattverstellmechanismus leitet. Die Gegengewichte sorgen dafür, dass im Falle eines Öldruckverlustes die Propellerblätter ausfallsicher auf einen grossen Propellerblattwinkel gebracht werden.

1.6.2.4.2 Propellerkontrollereinheit

Die PCU besteht aus Steuerventilen, Durchflussbegrenzern und einem *Beta Feedback Transducer* (BFT). Die PCU ist derart ausgelegt, dass bei Verlust der elektrischen Signale oder des Öldrucks die Propellerblätter auf einen grossen Propellerblattwinkel gebracht werden. Sollte das System im Flug mechanisch in einer Position mit geringem Propellerblattwinkel blockiert sein, wird auf den Drehzahlbegrenzer (*Over Speed Governor – OSG*) zurückgegriffen.

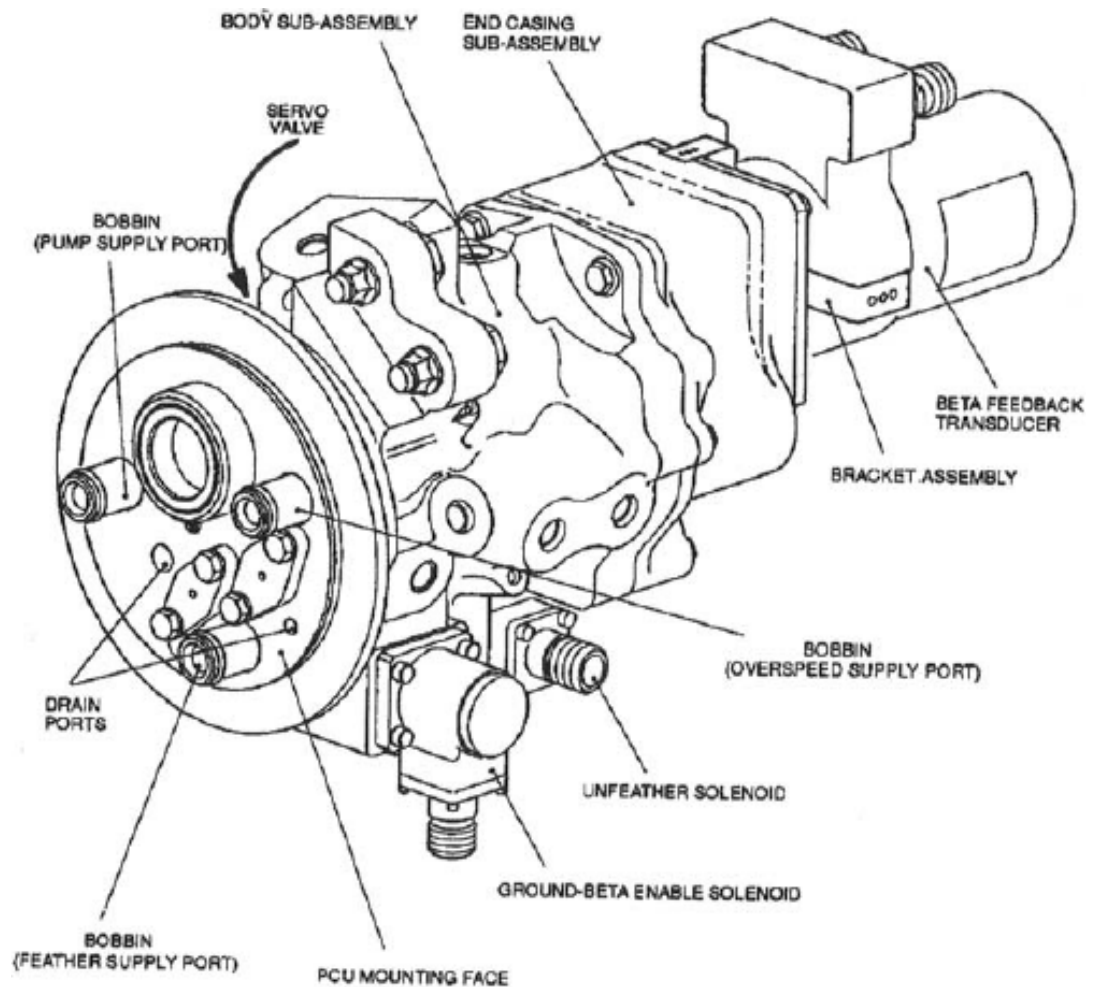


Abbildung 5: Übersicht der PCU zusammen mit dem angebauten BFT

1.6.2.4.3 Hochdruckölpumpe und Drehzahlbegrenzer

Im Normalfall wird die Propellerdrehzahl elektrisch geregelt. Der Drehzahlbegrenzer (OSG) ist mit einem Fliehkraftregler ausgerüstet, der durch die Hochdruckölpumpe (HPP) angetrieben wird. Im Falle einer Überdrehzahl wird Öl im Drucksystem abgelassen, sodass die Propellerblätter in eine Position mit grösserem Anstellwinkel gebracht werden.

[...]

Ein Umkehrschub-Aktivierungsventil (*Ground Beta Enable Valve* – GBEV) verhindert geringe resp. negative Anstellwinkel der Propellerblätter im Flug. Dieser Zustand wird lediglich für den Betrieb am Boden aktiviert.

[...]

Beim Betätigen des *manual feather push button* wird das gesamte Regelsystem mittels des *back-up feather valve* übersteuert und bringt die Propeller in die Segelstellung.

1.6.2.4.4 Propellerregelfunktionen des FADEC

Das FADEC regelt die Drehzahl des Propellers durch Ändern des Propellerblattwinkels und/oder Veränderung der Treibstoffzufuhr beim Triebwerk. Der Propellerblattwinkel wird hydromechanisch durch die PCU entsprechend den Signalen des

FADEC geregelt. Das FADEC regelt die Treibstoffzufuhr zum Triebwerk durch Signale an das Treibstoffdosieraggregat (*Fuel Pump and Metering Unit – FPMU*).

Diese Signale werden durch das FADEC auf Grund von Flugzeugdaten wie PLA, CL, PMU und ADC sowie spezifischen Sensordaten ermittelt.

Es existieren drei Regelgrundfunktionen: Blattwinkelregelung, Konstantdrehzahlregelung und Umkehrschubregelung.

1) Blattwinkelregelung:

- regelt den Propellerblattwinkel entsprechend der Position des Leistungshebels.

2) Konstantdrehzahlregelung:

- hält eine fixe Propellerdrehzahl N_P ein, gemäss dem Eingangssignal der PMU oder durch manuelles Drücken der HI-RPM⁸-Knopfes im Cockpit;
- wird aktiv, sobald der Leistungshebel oberhalb des Leerlaufes im Fluge (*flight idle*) gebracht wird. Am Boden geschieht dies erst ab einem Wert von ungefähr 40 PU⁹;
- automatische Synchronisation.

3) Umkehrschubregelung:

- bringt die Propellerblätter auf einen negativen Anstellwinkel;
- die Propellerdrehzahl bei maximalem Umkehrschub liegt bei rund 950 RPM. Auf dazwischenliegenden Positionen des Leistungshebels bei noch vorhandener Vorwärtsgeschwindigkeit bleibt dieser Wert auf rund 950 RPM und reduziert sich graduell auf einen intermediären Wert.

[...]

1.6.2.5 Untersysteme von Triebwerk und Propeller

1.6.2.5.1 Manuelles Bewegen der Propellerblätter in Segelstellung

Um den Propeller manuell in Segelstellung zu bewegen, liefert der CL bei Betätigung das nötige Eingangssignal ans FADEC, das mit seinen Ausgabesignalen entsprechend den Propeller und das Treibstoffsystem regelt.

Eine manuell betätigte hydraulische Hilfspumpe dient dazu:

- den Propeller in Segelstellung zu bewegen, falls dies mit dem CL nicht möglich ist (*back up mode*);
- die volle Segelstellung des Propellers nach dem Abschalten des Triebwerks mittels CL oder nach der automatischen Aktivierung des *autofeather*-Systems sicherzustellen;
- den Propeller in Segelstellung zu bewegen, falls die Propellerdrehzahl zu niedrig ist und in der Folge die Förderkraft der Hochdruckölpumpe nicht mehr ausreicht, um den notwendigen Öldruck aufzubringen.

[...]

⁸ HI RPM steht für *High Revolutions per Minute*. Wenn in gewissen Flugphasen eine erhöhte Propellerdrehzahl notwendig ist, erhöht das System, nach Drücken dieses Knopfes durch die Besatzung, die Nominaldrehzahl des Propellers fest auf 1100 RPM.

⁹ Mit PU (*Power Units*) bezeichnet Saab die Leistungseinheit zum Setzen der Triebwerksleistung.

1.6.2.5.2 Autofeather System

Als *autofeather system* bezeichnet man die Vorrichtung, die mit Hilfe des FADEC die Propellerblätter unter bestimmten Voraussetzungen automatisch in Segelstellung bringt, wenn ein Triebwerksausfall festgestellt wurde und das andere Triebwerk normal weiter funktioniert. Dazu wird vorausgesetzt, dass der Bedienknopf AUTOFEATHER im Cockpit in der normalen Stellung (Licht aus) ist.

[...]

1.6.3 Unterhalt und Reparaturen

Aufgrund eines Triebwerkwechsels wurden verschiedene Komponenten, darunter auch die PCU mit der Werknummer DAP0161, demontiert und anschliessend auf das Triebwerk mit der Werknummer CAE510146 montiert. Anlässlich dieser Arbeiten wurde diese PCU mit dem Kabelstrang verbunden, darunter auch die in Kapitel 1.16.2 beschriebenen Steckverbindungen. Diese Arbeiten wurden am 26. Juli 2012 bescheinigt.

In den Unterlagen des Propellerherstellers fanden sich Angaben, dass diese PCU im Jahr 2003 aus folgenden Gründen zur Kontrolle resp. Überholung eingesandt wurde: "*Prop gives intermittent control fault, also not possible to unfeather.*"

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeine Wetterlage

Ein Hoch erstreckte sich von den Britischen Inseln nach Südosten. Im Alpenraum hielt sich vorübergehend ein sekundärer Hochdruckkern.

1.7.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des schweren Vorfalls

Über der Südschweiz und der Poebene war der Himmel wolkenlos. Die Höhenwinde wehten aus Sektor Ost.

Wetter/Wolken	wolkenlos	
Sicht	10 km oder mehr	
Wind	360 Grad, 4 kt	
Temperatur/Taupunkt	−6 °C / −8 °C	
Luftdruck (QNH)	1029 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO ¹⁰ -Standardatmosphäre)	
Gefahren	keine	

1.7.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimet: 118°	Höhe: −3°
Beleuchtungsverhältnisse	Morgendämmerung	

1.7.4 Flugplatzwettermeldung Mailand-Malpensa

In der Zeit von 06:50 UTC bis zur Landung war in Mailand-Malpensa die folgende Flugplatzwettermeldung (*Meteorological Aviation Routine Weather Report – METAR*) gültig:

METAR LIMC 280650Z 05004KT 330V070 CAVOK M01/M08 Q1030 NOSIG=

¹⁰ ICAO: *International Civil Aviation Organisation*

Ausgeschrieben bedeutet dies:

Am 28. November 2013 wurden kurz vor der Ausgabezeit der Flugplatzwettermeldung von 06:50 UTC auf dem Flughafen Mailand-Malpensa die folgenden Wetterbedingungen beobachtet:

Wind	Aus 050 Grad mit 4 kt Die Windrichtung variierte im Herkunftsintervall von 330 bis 070 Grad.
Meteorologische Sicht	10 km oder mehr
Niederschläge	trocken
Bewölkung	Keine Wolken unterhalb 5000 ft oder unterhalb der höchsten <i>Minimum Sector Altitude</i> (MSA), wenn diese höher ist als 5000 ft. Keine Cumulonimbus CB oder <i>Towering Cumulus</i> (TCU) auf jeglicher Höhe. Keine signifikanten Wettererscheinungen
Temperatur	-1 °C
Taupunkt	-8 °C
Luftdruck QNH	1030 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre.
Landewetterprognose	In den zwei Stunden, die auf die Wetterbeobachtung folgen, sind keine signifikanten Änderungen zu erwarten.

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen

1.9 Kommunikation

Der Funkverkehr zwischen der Besatzung und den betroffenen Flugverkehrsleitstellen wickelte sich ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab.

1.10 Angaben zum Flughafen

1.10.1 Regionalflugplatz Lugano

1.10.1.1 Allgemeines

Der Regionalflugplatz Lugano befindet sich im Süden der Schweiz und liegt knapp 3 km westlich der Stadt Lugano.

Die Bezugshöhe des Flugplatzes beträgt 915 ft über dem mittleren Meeresspiegel (*Above Mean Sea Level* – AMSL) und als Bezugstemperatur sind 27.0 °C festgelegt.

1.10.1.2 Pistenausrüstung

Die Pisten des Regionalflugplatzes Lugano weisen folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe der Pistenschwellen
01/19	1350 × 30 m	900/915 ft AMSL

Lugano ist als Flugplatz der Kategorie C eingestuft. Aufgrund der Topografie rund um den Flugplatz ist das An- und Abfliegen nach Instrumentenflugregeln (*Instrument Flight Rules – IFR*) nur für Besatzungen zulässig, die über eine entsprechende Flughafenqualifikation (*Airport Qualification*) verfügen.

Die Piste 01 kann mit Hilfe eines Instrumentenanflugsystems (*Instrument Guidance System – IGS*) angefliegen werden und es stehen für die Landung 1240 m zur Verfügung. Der Nominalgleitweg für diesen Anflug beträgt 6.65°. Flugzeuge, die den Flughafen mittels dieses Verfahrens anfliegen, müssen für entsprechende Steilanflüge (*steep approach*) zertifiziert sein.

Das IGS-Verfahren der Piste 01 bildet ebenfalls die Ausgangsbasis bis zu einer definierten Mindesthöhe (*Minimum Descent Altitude/Height – MDA/H*) für die Instrumentenanflüge auf die Piste 19. Anschliessend muss den publizierten Flugwegen der Platzrundenanflüge für die Piste 19 gefolgt werden. Für die Landung stehen hier 1145 m zur Verfügung.

1.10.2 Flughafen Mailand-Malpensa

1.10.2.1 Allgemeines

Der Flughafen Mailand-Malpensa ist der grösste der drei internationalen Flughäfen von Mailand. Er liegt rund 44 km südsüdwestlich vom Regionalflugplatz Lugano und wird für diesen meistens als Ausweichflughafen in den Flugbetrieb mit einbezogen.

Die Bezugshöhe des Flughafens beträgt 768 ft AMSL und als Bezugstemperatur sind 27.9 °C festgelegt.

1.10.2.2 Pistenausrüstung

Die Pisten des Flughafens Mailand-Malpensa weisen folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe der Pistenschwellen
17R/35L	3920 × 60 m	764/714 ft AMSL
17L/35R	3920 × 60 m	745/708 ft AMSL

Die bevorzugte Anflugrichtung ist aus Süden auf die beiden Pisten 35L und 35R. Diese sind beide mit einem Instrumentenlandesystem (*Instrument Landing System – ILS*) der Kategorie CAT II/III ausgerüstet. In seltenen Fällen wird von Norden her angefliegen. In diesem Fall kann nur auf die Piste 17L angefliegen werden, die mit einem ILS der Kategorie CAT I ausgerüstet ist.

1.11 Flugschreiber

1.11.1 Flugdatenschreiber

1.11.1.1 Allgemeine Angaben

Muster	Digitaler Flugdatenschreiber (<i>Digital Flight Data Recorder – DFDR</i>)
Hersteller	Allied Signal / Honeywell Inc.
Aufzeichnungsmedium	Halbleiterspeicher (<i>Solid State Memory – SSM</i>)
Aufzeichnungsdauer	50 Stunden

1.11.1.2 Ergebnisse der Auswertung

Die Daten des Flugdatenschreibers konnten ausgelesen werden und standen der Untersuchung zur Verfügung. Die Auswertung ergab folgende Resultate:

- Auf diesem Flug war bei beiden Triebwerken FADEC-Kanal A aktiv. Die Messung des Propellerblattwinkels im rechten Triebwerk erfolgte mittels des BFT-Signals vom rechten Steckanschluss.
- Um 06:39:44 UTC wurde beim rechten Triebwerk ein Propellerblattwinkel von 38° registriert.
- Um 06:39:45 UTC wurde beim rechten Triebwerk ein Propellerblattwinkel von -5.4° registriert.
- Der Sensor der Propellerblattstellung zeigte fälschlicherweise einen Propellerblattwinkel von -5.4° an, obschon sich dieser stets über der Normalposition für einen Leerlauf im Flug (*flight idle*) befand.
- Der Drehzahlbegrenzer (OSG) konnte das kurzzeitige Überschreiten um 2.5 % der Maximaldrehzahl von 104 % nicht verhindern.

1.11.2 Cockpit Voice Recorder

1.11.2.1 Allgemeine Angaben

Muster	Sprach- und Geräuschaufzeichnungsgerät (<i>Cockpit Voice Recorder – CVR</i>)
Hersteller	Honeywell Inc.
Aufzeichnungsmedium	Halbleiterspeicher (<i>solid state memory – SSM</i>)
Aufzeichnungsdauer	30 Minuten

1.11.2.2 Ergebnisse der Auswertung

Aufgrund der kurzen Aufzeichnungsdauer war der Zeitraum des schweren Vorfalls bereits wieder überschrieben.

1.11.3 EICAS

1.11.3.1 Allgemeine Angaben

Im *Engine Indicating and Crew Alerting System* (EICAS) werden sämtliche Daten sowie verschiedene Betriebszustände der meisten Systeme des Flugzeuges angezeigt. Dazu stehen der Besatzung zwei Farbbildschirme zur Verfügung.

Diese Daten wurden im DFDR aufgezeichnet.

1.11.3.2 Ergebnisse der Auswertung

In Zusammenhang mit dem schweren Vorfall wurde unter anderem die bernsteinfarbene Warnung R PROP CTL FAULT dargestellt.

Weiter wurden um 06:39 UTC die folgenden relevanten Wartungsmeldungen (*maintenance messages*) aufgezeichnet:

- PCU
- BETA FEEDB SENS
- LOSS PROP CTL
- R FADEC (A)
- R FADEC (B)

In diesem Zusammenhang wurde zudem während 6.9 Sekunden eine Überschreitung der Propellerdrehzahl R NP OVERSPEED registriert.

1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.12.1 Unfallstelle

Nicht betroffen

1.12.2 Aufprall

Nicht betroffen

1.12.3 Vorgefundene Schäden am rechten Triebwerk

Nach der Landung in Mailand-Malpensa konnte unter dem rechten Triebwerk eine rund 15 cm grosse Öllache am Boden festgestellt werden. Am Triebwerk waren äusserlich keine Schäden sichtbar. Der Ölverlust wurde mit grosser Wahrscheinlichkeit durch den frei drehenden Propeller (*windmilling*) im Flug bei abgestelltem Triebwerk verursacht. Der rechte Propeller wurde aufgrund der Drehzahlüberschreitung ausgetauscht.

1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Nicht betroffen

1.14 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.15 Überlebensaspekte

Nicht betroffen

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Massnahmen nach der Landung

Zur Störungssuche wurden die *pitch control unit* (PCU) mit der Werknummer DAP0161 sowie die dazugehörige Verkabelung (*harness*) zur weiteren Untersuchung aus dem rechten Triebwerk der HB-IZW ausgebaut.

1.16.2 Untersuchung der PCU

1.16.2.1 Allgemeines

Anhand der DFDR-Daten kann gesagt werden, dass beide FADEC-Kanäle am *Beta Feedback Transducer* (BFT) eine Störung registrierten, was dazu führte, dass das FADEC den Propellerblattwinkel des rechten Propellers nicht mehr messen konnte.

Die visuelle Untersuchung des BFT zeigte, dass der linke Steckanschluss lose und ausgeschlagen war (vgl. Abbildung 6). Es wurden Beschädigungen an den vier nicht genügend angezogenen Montageschrauben sowie am Gehäuse festgestellt. Dies deutet daraufhin, dass in diesem Bereich Arbeiten nicht fachgerecht ausgeführt wurden. Es folgte ein Funktionstest des BFT mit entfernten Steckanschlüssen. Dabei zeigte sich, dass die Grundfunktionen des BFT den Vorgaben entsprachen.

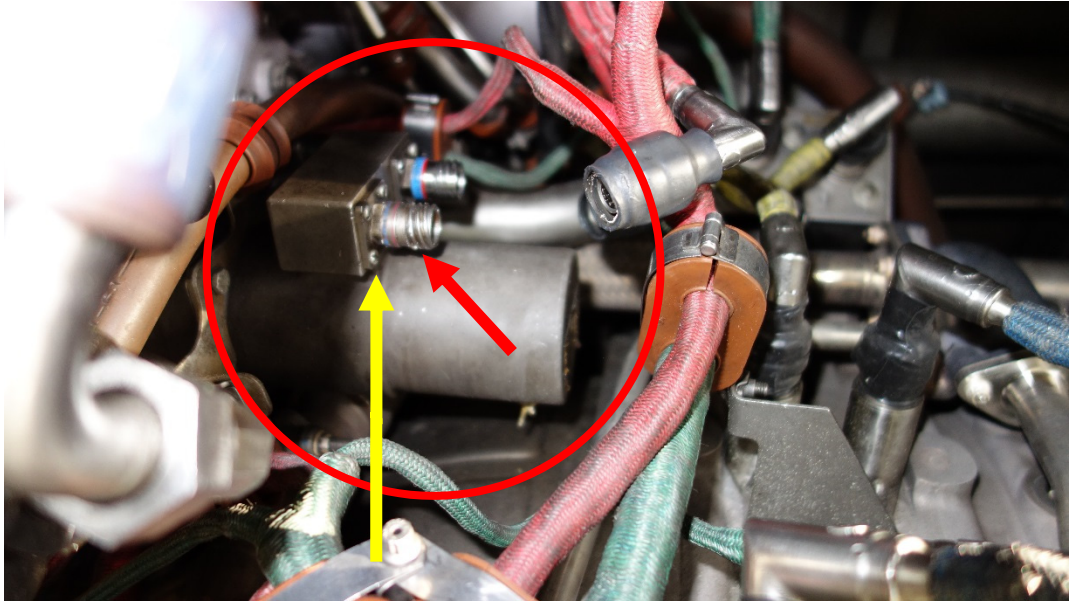


Abbildung 6: Eingebauter *Beta Feedback Transducer* (BFT) des rechten Triebwerks der HB-IZW (roter Kreis), der rote Pfeil zeigt auf das ausgeschlagene Gewinde des linken Steckanschlusses. Der gelbe Pfeil zeigt auf die nicht genügend angezogenen Montageschrauben.

Im Innern des linken Steckanschlusses war die Kunststoffführung der Anschlussstifte zerstört (vgl. Abbildung 7).

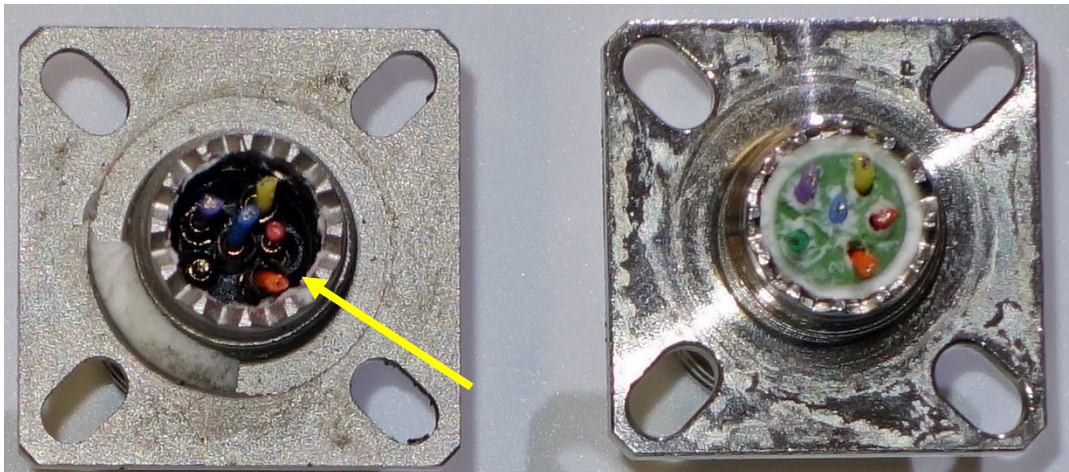


Abbildung 7: Rückseiten der beiden Steckanschlüsse in ausgebautem Zustand. Der gelbe Pfeil zeigt auf den linken ausgeschlagenen Anschluss mit dem Bereich der zerstörten Kunststoffführung. Zum Vergleich daneben der intakte rechte Steckanschluss.

1.16.2.2 Computertomografische Untersuchung

Der BFT wurde vor der Demontage computertomografisch untersucht. Dabei konnten die Bereiche im linken Anschluss eingesehen werden, bei denen die Kurzschlüsse zwischen den Anschlussstiften möglich waren.

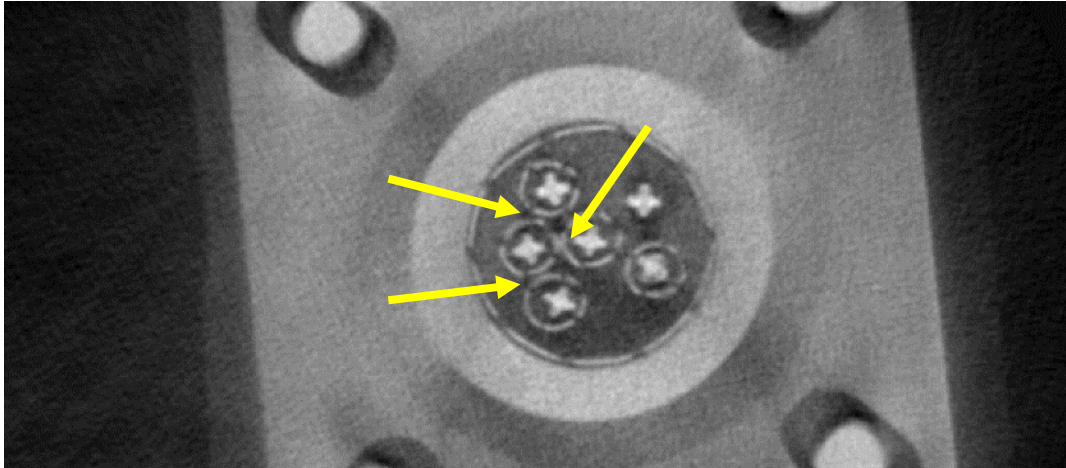


Abbildung 8: Detailansicht des linken Steckanschlusses. Die gelben Pfeile zeigen auf die Bereiche, in denen Kurzschlüsse aufgetreten sind.

1.16.2.3 Elektrische Messungen

Der BFT hat zwei Kanäle mit jeweils drei Kupferdrahtwicklungen, die je einen Steckanschluss (*connector*) mit einer Kabelverbindung zum FADEC haben. Jeder Kanal hat eine Primär-, eine Sekundär- und eine Referenzwicklung. Der aktive FADEC-Kanal speist die Primärwicklung eines BFT-Kanals mit 1280 Hz Wechselstrom. Die Welle des BFT, die mechanisch mit dem Propeller verbunden ist, bewegt sich in der Primärwicklung und induziert Ströme, die in der Sekundär- sowie in der Referenzwicklung gemessen werden. Aus diesen Strömen berechnet das FADEC den Propellerblattwinkel. Die andere Primärwicklung wird zu diesem Zeitpunkt nicht mit Strom versorgt. Dies geschieht erst, wenn das FADEC auf diesen Kanal zugreift.

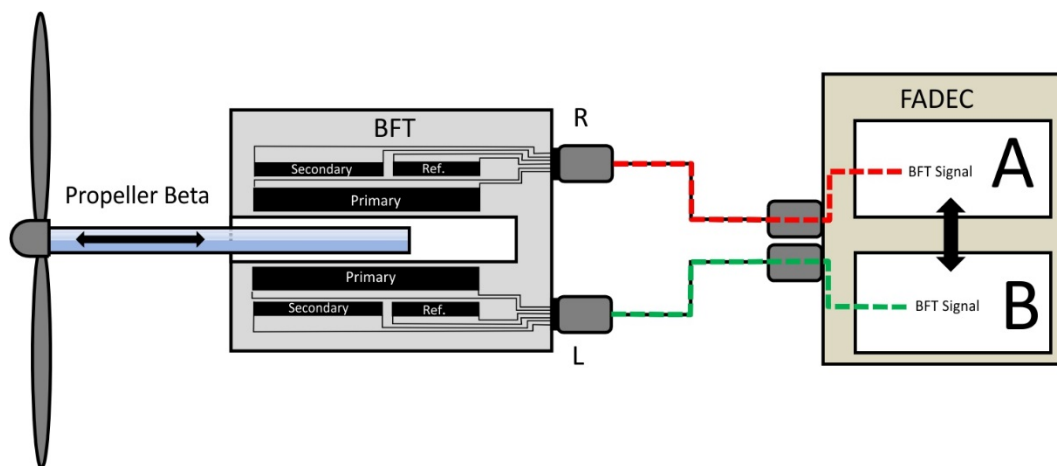


Abbildung 9: Blockdiagramm, das die Verbindungen vom FADEC bis zum BFT-Sensor darstellt. Die Buchstaben R und L bezeichnen die jeweiligen Steckanschlüsse.

Die Wicklungen beider BFT-Kanäle wurden bei Raumtemperatur sowie bei einer Umgebungstemperatur von 80 °C elektrisch durchgetestet. Die Testresultate ergaben Folgendes:

- Der Kanal des rechten Steckanschlusses (R) funktionierte elektrisch fehlerfrei.
- Der Kanal des linken Steckanschlusses (L) bestand den elektrischen Test nicht, da zwischen den Anschlussstiften 3 und 6 (Primärwicklung) der elektrische Widerstand mit 0.4 Ω bei Raumtemperatur einem Kurzschluss entsprach. Der erforderliche Widerstand bei Raumtemperatur sollte bei 60 Ω liegen.

- Messungen an der Isolation des linken Steckanschlusses ergaben, dass der Widerstand zwischen der Primär- und der Sekundärwicklung lediglich 20 kΩ aufwies. Zudem betrug der Widerstand im linken Kanal, zwischen der Primär- und der Referenzwicklung, ebenfalls nur 20 kΩ. Die gleiche Messung am rechten Steckanschluss ergab einen Wert von 100 GΩ, während beim rechten Kanal 22 GΩ gemessen wurden.

Der Hersteller des BFT stellte hierzu fest, dass es sich um den ersten festgestellten Kurzschluss innerhalb eines BFT handelte. Zuvor waren lediglich Fehler infolge unterbrochener Verbindungen im Steckanschluss wegen Korrosion aufgetreten.

1.16.2.4 Erweiterte Funktionskontrolle

Die PCU wurde auf einem Prüfstand für Leistungstests elektrisch überprüft.

Bei diesem Test wurde eine Testwelle in die PCU eingesetzt, die drei Referenzstellungen simulieren kann. Diese drei Stellungen lösten jeweils ein entsprechendes Testsignal im BFT aus, das mit den Vorgabewerten verglichen werden konnte.

Die Testreihe mit dem rechten Steckanschluss des BFT-Kanals konnte erfolgreich abgeschlossen werden.

Beim Test mit dem linken Steckanschluss des BFT-Kanals wurden durch den Kurzschluss in der Primärwicklung am Prüfstand zwei Sicherungen ausgelöst, sodass die Testreihe abgebrochen wurde. Somit konnten mit diesem Kanal keine Leistungstests durchgeführt werden.

1.16.2.5 Zusammenfassung

Vor dem schweren Vorfall war der FADEC-Kanal A aktiv, der mit dem rechten Steckanschluss des BFT und seinen Wicklungen verbunden war. Diese Konfiguration funktionierte anfänglich einwandfrei.

Wie die DFDR-Daten zeigen, registrierte FADEC-Kanal A ein Problem bei der Messung des Propellerblattwinkels. In der Folge wechselte das FADEC auf den BFT-Kanal am linken Anschluss. Aufgrund des vorbestehenden Kurzschlusses konnte mit diesem Signal ebenfalls kein Propellerblattwinkel berechnet werden. Dies hatte zur Folge dass das FADEC in den Fehlermodus (*fault accommodation*) wechselte.

In diesem FADEC-Fehlermodus wird der sogenannte *beta control mode* aktiviert, der die folgenden Prozesse auslöst:

- *idle engine;*
- *drive propeller fine;*
- *set "loss of propeller control" fault;*
- *hold ground state (flight or ground);*
- *stay in beta control until feather requested, then hold feather (drive coarse).*

1.16.3 Untersuchung des Kabelstrangs

Ein Funktionstest (*functional test*) des Kabelstrangs zeigte keine Fehlfunktion.

Der Kabelsatz hat alle elektrischen und visuellen Kontrollen bestanden. Es wurden keine Unregelmässigkeiten gefunden.

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

1.17.1 Flugbetriebsunternehmen

1.17.1.1 Allgemeines

Die Fluggesellschaft Darwin Airline wurde im 2003 gegründet. Seit Ende Juli 2004 verfügte Darwin Airline über eine Betriebsbewilligung des BAZL und sie nahm am 28. Juli 2004 ihren Linienflugbetrieb auf.

Im November 2013 wurde die Beteiligung von Etihad Airways an der bestehenden Darwin Airline bekanntgegeben, die eine Namensänderung des Unternehmens in Etihad Regional zur Folge hatte.

Zum Zeitpunkt des schweren Vorfalles betrieb Darwin Airline unter anderem eine Flotte von sieben Flugzeugen des Modells Saab 2000.

1.17.2 Organisation zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit

Die Organisation zur Führung der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit (*Continuing Airworthiness Management Organisation – CAMO*) wurde durch das Flugbetriebsunternehmen an ein eigenständiges Unternehmen delegiert.

In der Regel hat eine CAMO verschiedene Aufgaben. Sie entwickelt unter anderem Instandhaltungsprogramme für Luftfahrzeuge und veranlasst oder koordiniert insbesondere die entsprechend nötigen Modifikations-, Reparatur- und Instandhaltungsarbeiten. Die Durchführung der technischen Nachprüfung der Luftfahrzeuge (sofern die entsprechende Berechtigung vorliegt) wie auch das Führen der technischen Akten der Luftfahrzeuge gehört ebenso zum Tätigkeitsgebiet der CAMO.

Die durch das Flugbetriebsunternehmen beauftragte CAMO war nicht in der Lage, in nützlicher Frist aktuelle Angaben über den Status und die Konfiguration des Flugzeugs zur Verfügung zu stellen.

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Flugbetriebsunternehmen

1.18.1.1 Allgemeines

Die HB-IZW wurde unter dem Luftverkehrsbetreiberzeugnis (*Air Operator Certificate – AOC*) der Darwin Airline betrieben. Alle betrieblichen Vorgaben richten sich nach den Bestimmungen dieses Flugbetriebsunternehmens.

1.18.1.2 Betriebshandbuch

Im Betriebshandbuch B (*Operational Manual – OM B*) sind im Kapitel *Malfunction Checklist* für das Muster Saab 2000 folgende relevante Passagen zu finden:

„PROP CTL FAULT

NOTE:

On ground with PL below FLIGHT IDLE, the propeller goes to max reverse or fine pitch. In flight, the propeller goes to 800 rpm or autofeathers.

1. FADEC.....RESET

Caution still on? **NO** → 2. END

YES



2. Proceed to ENG SHUT DOWN procedure M8

[...]

ENG FAULT

ENGINE SHUT DOWN – Failure / Flameout

NOTE:

If precautionary shut-down is required, cool down the engine for 2 minutes before actual shut-down. If the propeller has autofeathered, retard power lever to flight idle.

1. POWER (affected side)..... SET 10-20 PU
2. COND LEVER (affected side)..... START → FUEL OFF
3. APU..... START → AVAIL
 - Consider ENG RESTART IN FLIGHT procedures **M41**
 - Do not restart engine if it was shut down due to FIRE, Overspeed or suspected Damage. (Check Eng Parameters)
4. Proceed to OEI OPERATION procedure **M120**

[...]“

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

Nicht betroffen

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Seit dem Start des rechten Triebwerks war das redundante digitale Steuergerät für sämtliche Triebwerkfunktionen (*Full Authority Digital Engine Control* – FADEC) auf dem Kanal A aktiv. Das heisst, der FADEC-Kanal A mass über den rechten Steckanschluss des *Beta Feedback Transducer* (BFT) und seinen Wicklungen den Propellerblattwinkel. In den Aufzeichnungen der DFDR-Daten wurde um 06:39:45 UTC ein augenblicklicher Propellerblattwinkelabfall von 38° auf –5.4° registriert. Aufgrund der hydraulischen Auslegung dieses Systems ist dies technisch nicht möglich. Somit muss davon ausgegangen werden, dass es sich um einen Messfehler im Bereich des BFT handelte. Eine mögliche Erklärung dafür ist, dass aufgrund des Kurzschlusses im linken Steckanschluss die Positionsmessung des Propellerblattwinkels am rechten Steckanschluss gestört wurde. Dies hatte zur Folge, dass das FADEC in den Fehlermodus (*fault accommodation*) wechselte. Dabei regelte das FADEC das rechte Triebwerk in den Leerlauf und generierte die bernsteinfarbene Warnung R PROP CTL FAULT.

Wie die Untersuchung am BFT zeigte, bestand im linken Steckanschluss zwischen den Anschlussstiften 3 und 6 ein Kurzschluss. Im Innern des linken Steckanschlusses war die Kunststoffführung der Anschlussstifte zerstört. Diese Zerstörung wurde vermutlich durch Vibrationen verursacht und erst möglich durch die losen Montageschrauben des Steckanschlusses.

Abschliessend kann festgestellt werden, dass die vorliegende Störung durch die Auslegung dieses Systems nicht kompensiert werden konnte und es zum Totalausfall des BFT im rechten Triebwerk kam.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

Während des Steigfluges bemerkte der Kommandant eine leichte Gierbewegung und teilte dies dem Copiloten umgehend mit. Als das Flugzeug FL 100 durchstiegen hatte, bemerkten beide Piloten dass die HB-IZW zweimal ausgeprägt nach rechts und wieder zurück gierte. Kurz darauf leuchtete die bernsteinfarbene Warnung auf, begleitet von einem akustischen Ton sowie diversen Anzeigen auf dem *Engine Indicating and Crew Alerting System* (EICAS). Nach einer Systemanalyse interpretierte die Besatzung dies als einen Triebwerksausfall, ohne dass der Propeller automatisch in die Segelstellung gebracht wurde. Der in Kapitel 2.1 beschriebene Totalausfall des BFT im rechten Triebwerk war für die Besatzung nicht direkt erkennbar. Bevor diese überhaupt reagieren konnte, regelte das FADEC das rechte Triebwerk bereits in den Leerlauf.

Gemäss den Vorgaben des Flugzeugherstellers wird mit der Inbetriebnahme des Hilfsaggregats (*Auxiliary Power Unit* – APU) eine Redundanz in der Versorgung des Bordnetzes geschaffen (vgl. Kapitel 1.18.1.2). Der Umstand, dass die störungsanfällige APU für den geplanten Flug nach Zürich in Betrieb belassen wurde, erlaubte es der Besatzung, die anschliessenden Manipulationen zum Stilllegen des Triebwerks (*secure the engine*) sowie den einmotorigen Anflug in koordinierter Art und Weise durchzuführen.

Da die Anflugverfahren in Lugano allgemein als recht anspruchsvoll gelten, ist es gängige Praxis von Flugbetriebsunternehmen, nach einem Triebwerksausfall nicht in Lugano zu landen. Der nächstgelegene geeignete Flughafen ist Mailand-Malpensa (LIMC), der sich rund 44 km süd-südwestlich von Lugano befindet. Die Besatzung entschied sich auch im vorliegenden Fall, den Weiterflug über die Alpen nach Zürich abubrechen und nach Mailand auszuweichen. Dieser Entscheid war sinnvoll.

Sobald es die Situation zuliess, versuchte die Besatzung das Triebwerk wieder zu starten. Dies war eine korrekte Priorisierung.

Der Besatzung lagen zu diesem Zeitpunkt keine Hinweise vor, dass der Startversuch nicht gelingen würde. Aufgrund der vorhandenen Fehler im Bereich des BFT und des daraus resultierenden Betriebszustands des FADEC war ein erneuter Triebwerkstart nicht mehr möglich.

Anschliessend fokussierte sich die Besatzung darauf, den Anflug in Mailand mit einem stillgelegten Triebwerk vorzubereiten. Da eine derartige Situation für die Besatzung Gegenstand wiederkehrender Übungen im Simulator ist, erfolgte dieser Anflug in Mailand-Malpensa routinemässig.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Linienverkehr zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich im Zeitpunkt des schweren Vorfalls innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (*Aircraft Flight Manual – AFM*) zulässigen Grenzen.
- Der letzte *weekly / 62 flight hours check* fand am 25. November 2013 bei 30 581 h statt.
- Auf beiden Triebwerken war der Kanal A des redundanten digitalen Steuergerätes für sämtliche Triebwerkfunktionen (*Full Authority Digital Engine Control – FADEC*) aktiv.
- Das Signal am linken Steckanschluss des *Beta Feedback Transducer* (BFT) zur Messung des Propellerblattwinkels war aufgrund des vorhandenen Kurzschlusses nicht verfügbar.
- In der Folge wechselte das FADEC in den Fehlermodus (*fault accommodation*) und regelte das Triebwerk in den Leerlauf.
- Der linke Steckanschluss zum BFT-Sensor war lose.
- Der Kanal des linken Steckanschlusses zum BFT bestand den elektrischen Test infolge eines Kurzschlusses zwischen den Anschlussstiften nicht.
- Ein Funktionstest des BFT mit entfernten Steckanschlüssen zeigte, dass die Grundfunktionen des BFT den Vorgaben entsprachen.

3.1.2 Besatzung

- Die Besatzung besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Besatzung während des schweren Vorfalls vor.

3.1.3 Flugverlauf

- Um 06:36 UTC hob die HB-IZW ab und stieg in südlicher Richtung, um der Standardinstrumentenabflugroute (*Standard Instrument Departure – SID*) CANNE 1U in Richtung Zürich zu folgen.
- Um 06:39:45 UTC registrierte der Flugschreiber einen Abfall des rechten Propellerblattwinkels von 38° auf –5.4°.
- Das *Engine Indicating and Crew Alerting System* (EICAS) registrierte die bernsteinfarbene Warnung R PROP CTL FAULT.
- Anschliessend legte die Besatzung das rechte Triebwerk still und brach den Weiterflug nach Zürich ab, um nach Mailand-Malpensa auszuweichen.
- Ein Startversuch des rechten Triebwerks blieb erfolglos.
- Um 07:13 UTC landete das Flugzeug mit stillgelegtem Triebwerk auf der Piste 35R in Mailand-Malpensa.
- Die 25 Passagiere sowie die drei Besatzungsmitglieder verliessen das Flugzeug normal auf dem Vorfeld. Es wurde niemand verletzt.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Das Wetter hatte keinen Einfluss auf den schweren Vorfall.

3.2 Ursachen

Der schwere Vorfall ist darauf zurückzuführen, dass der Totalausfall des *Beta Feedback Transducer* (BFT) zur Messung des Propellerblattwinkels aufgrund eines losen Steckanschlusses zu einem Kontrollverlust des rechten Triebwerkes führte, sodass dieses durch die Besatzung stillgelegt werden musste.

- 4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen**
- 4.1 Sicherheitsempfehlungen**
Keine
- 4.2 Sicherheitshinweise**
Keine
- 4.3 Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen**
Keine

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

Bern, 14. November 2017

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle