



Summarischer Bericht

Bezüglich des vorliegenden schweren Vorfalls wurde eine summarische Untersuchung gemäss Artikel 45 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014 (VSZV), Stand am 1. Februar 2015 (SR 742.161) durchgeführt. Der alleinige Zweck der Untersuchung eines Unfalls oder eines schweren Vorfalls ist die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Es ist ausdrücklich nicht Zweck der Sicherheitsuntersuchung und dieses Berichts, Schuld oder Haftung festzustellen. Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand Rechnung zu tragen.

Luftfahrzeugmuster	Beech B200 Super King Air			N7779V
Halter	Privat			
Eigentümer	Aerospace Trust Management LLC Trustee, 1013 Centre Rd Ste 403A, Wilmington, DE 19805-1270, USA			
Pilot	Niederländischer Staatsangehöriger, Jahrgang 1962			
Ausweis	Berufspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Commercial Pilot Licence Aero-plane</i> – CPL(A)), ausgestellt durch die Amerikanische Flugaufsichtsbehörde (<i>Federal Aviation Administration</i> – FAA)			
Flugstunden	insgesamt	13 200 h	während der letzten 90 Tage	62 h
	auf dem Vorfallmuster	549 h	während der letzten 90 Tage	22 h
Mitfliegender Pilot	Niederländischer Staatsangehöriger, Jahrgang 1981			
Ausweis	CPL(A), ausgestellt durch das Niederländische Luftfahrtministerium (<i>Civil Aviation Authority Netherlands</i>)			
Flugstunden	insgesamt	427 h	während der letzten 90 Tage	3 h
	auf dem Vorfallmuster	239 h	während der letzten 90 Tage	0 h
Ort	12.2 NM nordöstlich des Flugplatzes Lausanne (LSGL)			
Koordinaten	553 337 / 171 312 (<i>Swiss Grid</i> 1903)		Höhe	Flugfläche 155
	N 46° 41' 29" / E 006° 49' 43" (WGS ¹ 84)			
Datum und Zeit	23. Februar 2019, 14:54:18 UTC (LT ² = UTC ³ + 1 h)			
Betriebsart	Privat			
Flugregeln	Instrumentenflugregeln (<i>Instrument Flight Rules</i> – IFR)			
Startort	Saanen (LSGK)			
Zielort	Amsterdam (EHAM)			
Flugphase	Steigflug			
Art des schweren Vorfalls	Totalausfall des elektrischen Systems			
Personenschaden	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Drittpersonen	
Leicht verletzt	0	0	0	
Nicht verletzt	2	0	0	
Schaden am Luftfahrzeug	Nicht beschädigt			
Drittschaden	Keiner			

¹ WGS: *World Geodetic System*, geodätisches Referenzsystem

² LT: *Local Time*, Lokalzeit

³ UTC: *Universal Time Coordinated*, koordinierte Weltzeit

Sachverhalt

Allgemeines

Das in den vorliegend untersuchten schweren Vorfall involvierte Flugzeugmuster Beech B200 Super King Air war für den Betrieb mit nur einem Piloten auf dem linken Sitz zugelassen. Flugdatenschreiber (*Digital Flight Data Recorder* – DFDR) und Cockpit-Geräuschaufzeichnungsgerät (*Cockpit Voice Recorder* – CVR) waren weder vorgeschrieben noch eingebaut.

Für die Untersuchung standen folgende Grundlagen zur Verfügung:

- Ereignisbericht des verantwortlichen Piloten;
- Untersuchungsbericht (*Investigation Report*) des Halters;
- Aufzeichnungen der Flugsicherung.

Beim vorliegend untersuchten schweren Vorfall befand sich der verantwortliche Pilot (*Pilot-In-Command* – PIC) auf dem linken Cockpitsitz. Auf dem rechten Sitz sass ein Pilot mit einer Verkehrspilotenlizenz, aber ohne Berechtigung für das Flugzeugmuster Beech B200 Super King Air.

Flugverlauf

Am 23. Februar 2019 plante die Flugbesatzung, mit dem als N7779V eingetragenen zweimotorigen Geschäftsreiseflugzeug Beech B200 Super King einen Privatflug von Saanen (LSGK) nach Amsterdam (EHAM) durchzuführen. Nach dem Anlassen der beiden Motoren informierte der Flugplatzbetreiber die Flugbesatzung darüber, dass die Flugsicherung in Genf zum gegenwärtigen Zeitpunkt den Start noch nicht bewilligen könne. Daraufhin stellte die Flugbesatzung die beiden Motoren wieder ab.

Nach ungefähr 30 Minuten erhielt die Flugbesatzung die Freigabe für ihren Flug und startete die Motoren erneut. Gemäss dem oben erwähnten *Investigation Report* erfolgte das Anlassen der Motoren durch die Besatzung auswendig, d.h. ohne Verwendung einer entsprechenden Prüfliste.

Der Start der N7779V fand um 14:44 UTC nach Sichtflugregeln statt. Es war geplant, im späteren Steigflug einen Wechsel auf Instrumentenflugregeln (*Instrument Flight Rules* – IFR) vorzunehmen. Um 14:53:17 UTC meldete sich die Flugbesatzung beim Flugverkehrsleiter (FVL) von «Geneva Delta» und teilte ihm mit, dass sie Flugfläche (*Flight Level* – FL) 150 passiere, um nach FL 180 zu steigen. Der FVL gab der Flugbesatzung hierauf die Steigflugfreigabe nach FL 240 und wies sie gleichzeitig an, direkten Kurs nach dem Wegpunkt PENDU, der sich nördlich von Besancon in Frankreich befindet, zu nehmen.

Kurz darauf erloschen im Cockpit alle Bildschirmanzeigen, was die Flugbesatzung korrekt als einen totalen elektrischen Stromausfall interpretierte. Lediglich die Anzeigen im Notinstrument (*Standby Attitude Module* – SAM, auch *Electronic Standby Instrument System* – ESIS genannt) standen noch zur Verfügung (vgl. Anlage 2). Die Flugbesatzung entschloss sich aufgrund der guten Wetterbedingungen zu einer Ausweichlandung nach Lausanne (LSGL), der als unkontrollierter Flugplatz unter Sichtflugbedingungen angefliegen werden konnte.

Um 14:54:18 UTC wechselte auf dem Radarbildschirm der Flugverkehrsleitung die Flugzeug-Etikette (*label*) zu «lost on», weil der Transponder der N7779V kein Signal mehr sendete. Gleichzeitig brach der Funkkontakt zur Flugbesatzung ab. Mehrmalige Versuche des FVL, die Flugbesatzung auch auf der Notfrequenz zu erreichen, blieben erfolglos. In Koordination mit verschiedenen Flugverkehrsleitstellen wurde einerseits der Anflugverkehr nach Genf (LSGG) so umgeleitet, dass der Luftraum in der Umgebung des «lost on» *label* frei blieb, und andererseits wurden in Genf keine weiteren Starts zugelassen.

Da der Pilot ein privates Funkgerät mit sich führte, gelang es ihm, auf der Notfrequenz von 121.5 MHz eine entsprechende Meldung abzusetzen. Die Flugsicherung bestätigte, dass der Pilot um 15:00:03 UTC auf der Notfrequenz bekannt gab, dass in der N7779V ein Totalausfall

des elektrischen Systems (*total electrical failure*) vorlag und er nach Lausanne ausweichen würde.

Die Flugbesatzung führte zusätzlich 3 iPads mit sich; sie hatte damit Zugriff auf alle relevanten Flugkarten und verfügte damit auch über ihre aktuelle GPS-Position. Sie führte ihren Flug nach Sicht ereignislos fort und fuhr im Anflug das Fahrwerk gemäss Prüfliste notfallmässig aus (*emergency gear extension*). Das Flugzeug landete um 15:05 UTC ohne weitere Vorkommnisse in Lausanne.

Befunde nach der Landung

Nach dem Abstellen der beiden Motoren bemerkte der Pilot, dass sich der linke «IGNITION AND ENGINE START» Schalter, mit dem die drei Positionen ON, OFF und STARTER ONLY gewählt werden können, immer noch in der Position ON befand (vgl. Abbildung 3), obwohl dieser nach dem Motorenstart wieder in die Position OFF zurückgebracht werden muss (vgl. Anlage 4). Er führte den Totalausfall des elektrischen Systems auf diese falsche Schalterstellung zurück und entschloss sich, die Batterie mit einer externen Stromquelle (*ground power unit*) aufzuladen. Mit aufgeladener Batterie startete die Flugbesatzung den linken Motor. Der Start war erfolgreich und es zeigten sich keine Anomalitäten. In der Folge wurde der rechte Motor gestartet und auch hier zeigten sich keine Anomalitäten. Alle Systeme und Anzeigen funktionierten normal.

Die Flugbesatzung schloss daraus, dass kein weiterer Fehler vorhanden war. Nach einem erneuten erfolgreichen Test am darauffolgenden Tag, dem 24. Februar 2019, startete das Flugzeug um 09:15 UTC in Lausanne (LSGL) und landete nach einem ereignislosen Flug um 11:15 UTC in Amsterdam (EHAM).

Technische Abklärungen

Die technischen Abklärungen zeigten weder in den Flugzeugsystemen noch im Avioniksystem «Pro Line Fusion» Anomalitäten. Die Batterie erfüllte die vorgeschriebenen Tests nicht mehr und wurde ersetzt.

Meteorologische Angaben

Die Schweiz lag im Einflussbereich eines kräftigen Hochdruckgebietes mit Zentrum über Polen. Mit einer mässigen, in der Höhe starken Bisenströmung floss trockene Luft zum Alpenraum.

Der Flugplatz Lausanne veröffentlicht keinen *Meteorological Aviation Routine Weather Report* (METAR). Auf dem nächstgelegenen Flugplatz Genf (LSGG) wurde für den Zeitpunkt des schweren Vorfalls das folgende METAR publiziert:

«METAR LSGG 231450Z 04006KT 010V080 CAVOK 10/02 Q1030 NOSIG=»

Aus dieser Meldung geht hervor, dass kurz vor deren Ausgabezeit von 14:50 UTC die folgenden Wetterbedingungen beobachtet worden waren:

Wind	Aus 040 Grad, variabel zwischen 010 und 080 Grad, 6 kt
Sicht, Wetter und Wolken	CAVOK (<i>Ceiling And Visibility OK</i>), das bedeutet: • Sicht 10 km oder mehr; • keine Wolken unterhalb 5000 ft oder unterhalb der höchsten „<i>minimum sector altitude (MSA)</i>“, wenn diese höher ist als 5000 ft (LSGG: 10 000 ft über Grund); • Kein Cumulonimbus; • Keine signifikanten Wettererscheinungen.
Temperatur/Taupunkt	10 °C / 2 °C

Luftdruck (QNH)	1030 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO ⁴ -Standardatmosphäre)
Trend	Keine wesentliche Änderung

Angaben zum Luftfahrzeug

Allgemeines

Im Folgenden werden nur die Systeme und Funktionen beschrieben, die für den schweren Vorfall von Bedeutung waren.

Elektrisches System

Das elektrische System verfügt über drei Stromquellen; die Batterie (BAT), den linken Generator (L GEN) und den rechten Generator (R GEN). Diese drei Stromquellen speisen diverse Stromschienen (*buses*), die wiederum die entsprechenden Verbraucher versorgen.

Die Gleichstromspeisung erfolgt über eine 42 Ah Bleibatterie (*sealed lead acid battery*) und über zwei 250 A Starter/Generatoren, die parallel geschaltet sind. Die beiden Generatoren, direkt durch die beiden Motoren angetrieben, werden individuell durch zwei Spannungsregler gesteuert, die dafür sorgen, dass die Spannung bei unterschiedlichen Motorendrehzahlen und Systembelastungen konstant bleibt. Die Belastung der Generatoren wird im Cockpit am *overhead panel* durch Spannungs- und Lastanzeigeeinstrumente angezeigt (vgl. Abbildung 1).

Die Wechselstromversorgung erfolgt über einen linken und rechten Inverter, die direkt von den entsprechenden Generator-Stromschienen (*generator buses*) gespeist werden. Diese Inverter versorgen das Flugzeug mit einer Wechselstromspannung von 115 V und einer Frequenz von 400 Hz. Diese beiden Werte werden im entsprechenden Instrument ebenfalls am *overhead panel* angezeigt (vgl. Abbildung 1).

Die beiden Generatoren werden durch zwei Schalter, die mit GEN 1 und GEN 2 gekennzeichnet sind, gesteuert. Im Handbuch für die Piloten (*Pilots Operating Handbook – POH*) ist dazu folgende Bemerkung (*note*) publiziert: «*In order to turn the generator ON, the generator control switch must first be held upward in the spring-loaded RESET position for a minimum of one second, then released to the ON position.*»

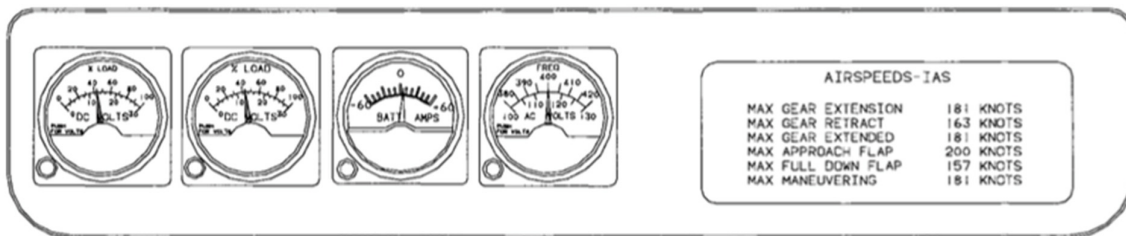


Abbildung 1: Die beiden linken Instrumente zeigen in der oberen Skala die Belastung des linken resp. des rechten Generators (0 bis 100%) an und bei gedrücktem Knopf die Spannung (0 bis 30 V) in der unteren Skala. Das dritte Instrument zeigt die Belastung der Batterie an (-60 bis +60 A) und das vierte Instrument zeigt in der oberen Skala die Wechselstromfrequenz (380 bis 420 Hz) bzw. in der unteren Skala die Spannung (100 bis 130 V).

Ist ein Generator nicht zugeschaltet, wird zudem im *annunciator panel* bernsteinfarben (*amber*) die Warnung L DC GEN für den linken oder R DC GEN für den rechten Generator angezeigt (vgl. Anlage 3).

⁴ ICAO: *International Civil Aviation Organisation*, internationale Zivilluftfahrtorganisation

Avioniksystem Pro Line Fusion

Das Update des Cockpits mit dem Avioniksystem «Pro Line Fusion» von Rockwell Collins hat zum Zweck, die vom Piloten benötigten Informationen und deren Verarbeitung flexibler und effizienter zu gestalten. Im Hauptinstrumentenbrett (*forward main panel*) werden an Stelle der elektromechanischen Instrumente drei 14-inch grosse berührungsaktive Bildschirme (*touch screen flight display*) eingebaut, die es erlauben, alle benötigten Informationen zielgerichtet zu präsentieren und zu verarbeiten (vgl. Anlage 2). Grösse und Layout der Informationen können mit wenigen Fingertipps angezeigt werden. So können beispielsweise Wetterinformationen, Verkehrs- und Kartendarstellungen dargestellt werden.

Ein wichtiger Bestandteil des Updates ist das damit verbundene *Flight Management System* (FMS). Das FMS bietet eine zentrale Kontrolle über Navigation, Flugplanung, Wahl der Radiohilfen und über das Treibstoff-Management (*fuel management*).

Ein wesentlicher Bestandteil des Updates ist das sogenannte *Standby Attitude Module* (SAM), das auch als *Electronic Standby Instrument System* (ESIS) bezeichnet wird. Das SAM ist ein in sich geschlossenes Notinstrument, das dem Piloten den Kurs, die Fluglage, die Flughöhe und die Geschwindigkeit auf einem farbigen Flüssigkristallbildschirm (*Liquid Crystal Display – LCD*) anzeigt (vgl. Anlage 2). Die Stromversorgung des SAM erfolgt normalerweise über die Stromversorgung des Flugzeuges. Fällt diese wie im vorliegend untersuchten schweren Vorfall aus, speist eine interne Lithium-Ionen-Batterie das SAM für weitere 60 Minuten.

Warnungen und Meldungen

Ein optionaler Zusatz zum Avioniksystem Pro Line Fusion erlaubt, die Warnungen und Meldungen statt im *annunciator panel* auf dem mittleren Bildschirm anzuzeigen (vgl. Abbildung 2). In der N7779V war diese Option nicht aktiviert.



Abbildung 2: Links von der Kartendarstellung (①) und unterhalb der Anzeigen zur Überwachung der Motoren (②) werden optional Meldungen und Warnungen (③) angezeigt. In der N7779V war diese Option nicht aktiviert (Bild bearbeitet durch die SUST).

Verfahrensvorgaben

Start der Motoren

Der Motorenstart erfolgt über den Drei-Positionen-Schalter IGNITION AND ENGINE START, der sich in der linken unteren Panelenposition befindet (vgl. Abbildung 3 und Anlage 2).



Abbildung 3: Drei-Positionen-Schalter IGNITION AND ENGINE START; linker Schalter in ON-, rechter Schalter in OFF Position.

Wird der Schalter nach unten in die Position STARTER ONLY bewegt, dreht die Motorenwelle ohne eingeschaltete Zündung, um eventuelle Treibstoffrückstände zu beseitigen. Die Schalter sind federbelastet und kehren in die Zentralposition zurück, wenn sie losgelassen werden.

Wird der Schalter nach oben in die Position ON bewegt, wird der Starter und die Zündung aktiviert und die entsprechende Anzeige IGNITION ON leuchtet grün im *annunciator panel* auf (vgl. Anlage 3). Der Starter/Generator treibt über das Hilfsgetriebe (*accessory gear box*) die Kompressor-Stufe des Motors an. Dabei verbraucht er anfangs etwa 1100 A, die dann rasch auf ungefähr 300 A zurück gehen, wenn die Drehzahl 20 % N1⁵ erreicht hat. Hat die Drehzahl auf 50 % N1 (oder höher) beschleunigt, muss der Drei-Positionen-Schalter wieder in die zentrale OFF Position gebracht werden.

Dieses Startverfahren wurde vom Flugzeughersteller im Handbuch für die Piloten (*Pilot's Operating Handbook – POH*) publiziert. Dasselbe Verfahren wurde auch im Ausbildungszentrum der Firma Flight Safety International, in dem der Pilot ausgebildet wurde, instruiert (vgl. Anlage 4).

Bei Flugzeugen mit dem Avioniksystem Pro Line Fusion sind vor dem Motorenstart zusätzliche Punkte zu beachten respektive abzarbeiten. Diese sind auf einer zusätzlichen Prüfliste für den Motorenstart aufgeführt, betreffen den eigentlichen Motorenstart, wie er in den Prüflisten (vgl. Anlage 4) beschrieben ist, jedoch nicht.

Prüfliste vor dem Wegrollen

Vor dem Rollen mit dem Flugzeug muss die Flugbesatzung die entsprechende Prüfliste (*Before Taxi*) abarbeiten (vgl. Abbildung 4). Im vom Hersteller publizierten Verfahren, wie auch im denjenigen von Flight Safety International wird als erster Punkt explizit verlangt, die Stromversorgung durch die Generatoren zu prüfen. Dies geschieht anhand der Anzeigen der elektrischen Instrumente (vgl. Abbildung 1).

⁵ N1: Drehzahl des Niederdruckteils eines Mehrwellen-Turbofantriebwerks in Prozent der Nenndrehzahl

BEFORE TAXI

NOTE

Items marked with an "*" may be omitted at pilot's discretion after the first flight of the day.

1. Loadmeters.....PARALLEL WITHIN 10%
2. Avionics MasterON
3. External LightsAS REQUIRED

Abbildung 4: Auszug der Prüfliste vor dem Rollen (*Before Taxi*) aus dem Handbuch von Flight Safety International

Umgang mit Warnungen

Warnungen werden auf dem *annunciator panel* angezeigt. Bernsteinfarbene (*amber*) Warnungen verlangen eine Aktion des Piloten, grüne Anzeigen dienen dem Piloten als Information und verlangen nicht zwingend eine Aktion. Die möglichen Anzeigen, mit der entsprechenden Bedeutung, werden im POH beschrieben. Als Beispiel dienen die Anzeigen, die in der vorliegenden Untersuchung von Bedeutung waren (vgl. Anlage 3). Der Flugzeughersteller beschreibt in seinem POH weiter, dass eine Warnanzeige erst erlischt, wenn die entsprechende Korrektur vorgenommen wurde (*«An illuminated caution annunciator on the caution/advisory annunciator panel will remain illuminated until the fault condition is corrected, at which time it will extinguish»*).

Für die beim schweren Vorfall angezeigte Warnung L DC GEN ist vom Flugzeughersteller folgendes Verfahren vorgegeben:

Section 3A**Hawker Beechcraft Corporation****Abnormal Procedures****Model B200GT/B200CGT****ELECTRICAL SYSTEM****SINGLE GENERATOR FAILURE [L DC GEN] OR [R DC GEN]**

1. Loadmeter..... VERIFY GENERATOR IS OFF (0% LOAD)
2. Generator RESET, THEN ON

If Generator Will Not Reset:

3. Generator OFF
4. Loadmeter..... DO NOT EXCEED 100% (88% above 31,000 feet)

In the event of a single generator failure, the following systems may be shut off to reduce the electrical load below 100%:

Furnishing Systems	Cabin Lights
Tail Flood Lights	Cockpit/Cabin Blowers (Low Speed)
Prop Sync	
Copilot Windshield Anti-Ice	
Strobe Lights	

Abbildung 5: Prüfliste für die Warnung L DC GEN (Kopie aus dem POH)

Analyse

Technische Aspekte

Der linke Drei-Positionen-Schalter IGNITION AND ENGINE START verblieb in der Position ON (vgl. Abbildung 3). Damit wurde einerseits der Startergenerator⁶ des linken Triebwerks weiterhin angetrieben mit einem entsprechend hohen Strombezug, und andererseits das elektrische System nur vom rechten Generator und von der Batterie gespeist. Der aus dieser Konstellation resultierende hohe Leistungsbezug überstieg die Kapazität des rechten Generators, weshalb die Batterie entladen wurde. Nach 10 Minuten Flugzeit sank die Batteriespannung unter 16 V, worauf das Avioniksystem ausfiel.

Da das *Standby Attitude Module* (SAM) für einen solchen Fall von einer eigenen unabhängigen Batterie gespeist wird, blieben den Piloten die entsprechenden Anzeigen erhalten.

Betriebliche Aspekte

Nach dem Starten des linken Motors blieb der Drei-Positionen-Schalter IGNITION AND ENGINE START fälschlicherweise in der ON Position. Da der Startvorgang nicht mit der Prüfliste durchgeführt wurde, blieb dieser Fehler von beiden Piloten unbemerkt. Beim nächsten Verfahrensschritt «*Before Taxi*», der als ersten Punkt die Überprüfung des elektrischen Systems verlangt (vgl. Abbildung 4), verpasste es die Flugbesatzung erneut, den Fehler zu entdecken.

Auch in der Folge blieben drei verschiedene Hinweise auf den Fehler unbemerkt. Diese waren alle nur ausserhalb der drei Bildschirme des Avioniksystems Pro Line Fusion erkennbar: die ungleichen Anzeigen der Generatorbelastung und die Anzeige der Batterieentladung (vgl. Abbildung 1), die ungleiche Stellung der beiden Drei-Positionen-Schalter IGNITION AND ENGINE START (vgl. Abbildung 3), sowie die Anzeigen auf dem *annunciator panel* (vgl. Anlage 3). Es kann davon ausgegangen werden, dass die Piloten stark auf die drei Bildschirme fokussiert waren.

Es ist zudem denkbar, dass die Anzeigen im *annunciator panel* gedimmt und deshalb bei den vorherrschenden Lichtverhältnissen schlecht erkennbar waren. Bei den optional erhältlichen Anzeigen der Meldungen und Warnungen auf dem mittleren Bildschirm des Avioniksystems Pro Line Fusion besteht diese Problematik nicht (vgl. Abbildung 2).

Die Flugbesatzung interpretierte den Ausfall der drei Bildschirme korrekt als Totalausfall des elektrischen Systems. Sie reagierte umgehend, indem sie sich zu einem Sichtanflug auf den nächstgelegenen Flugplatz entschloss und den kontrollierten Luftraum verliess. Diese Reaktion ist nachvollziehbar. Dass der Pilot ein tragbares Funkgerät mit sich führte, war sehr hilfreich. Es ermöglichte ihm, auf der Notfrequenz mit der Flugverkehrsleitung Kontakt aufzunehmen, was die Situation erheblich entschärfte.

Schlussfolgerungen

Nach 10 Minuten Flugzeit fielen alle drei Bildschirmanzeigen im Cockpit aus. Die Flugbesatzung führte umgehend einen Sichtanflug auf den nächstgelegenen Flugplatz aus. Dieser verlief erfolgreich, wozu die unabhängig vom Stromnetz des Flugzeuges gespeisten Notinstrumente, die Backup-Navigation auf den mitgeführten iPads, das Handfunkgerät des Piloten, die gute Wetterlage und das Freihalten des Luftraumes durch die Flugverkehrsleitung beitrugen.

Die Untersuchung zeigte, dass dieser Ausfall nicht auf einen technischen Defekt zurückzuführen war. Nach dem Starten des linken Motors blieb der Drei-Positionen-Schalter IGNITION AND ENGINE START fälschlicherweise in der ON-Position, was zur Entladung der Batterie führte. Dieser Fehler blieb von beiden Piloten unbemerkt, weil sie nicht konsequent nach den Verfahrensvorgaben arbeiteten und die entsprechenden Warnungen und Anzeigen nicht wahrnahmen. Da nicht zu erwarten ist, dass weitere Untersuchungshandlungen zweckdienliche

⁶ Ein Startergenerator vereint die Funktionen von Starter und Generator in einer einzigen elektrischen Maschine.

Erkenntnisse erbringen würden, schliesst die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle die Untersuchung des vorliegenden schweren Vorfalls nach Art. 45 Abs. 1 VSZV mit einem summarischen Bericht ab.

Die deutsche Fassung dieses Berichts ist das Original und daher massgebend.

Bern, 11. Februar 2022

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle

Seit dem schweren Vorfall getroffene Massnahmen

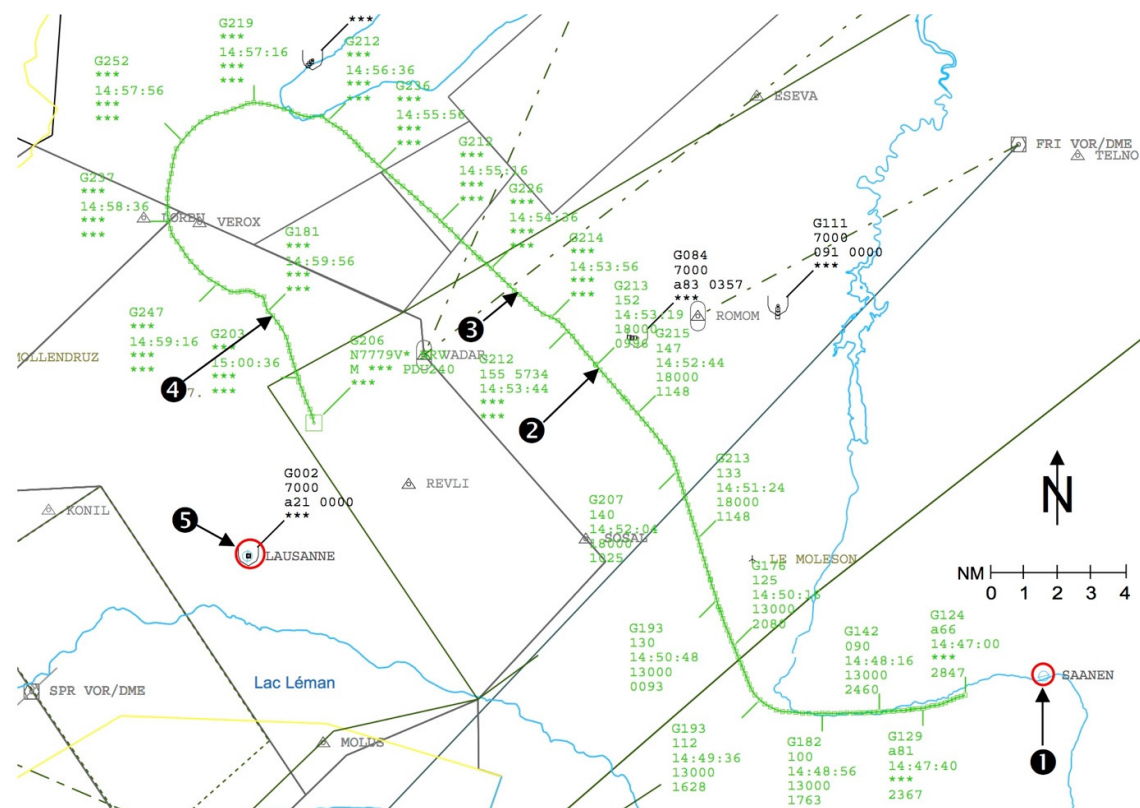
Die der SUST bekannten Massnahmen werden im Folgenden kommentarlos aufgeführt.

Der Halter des Flugzeuges hat in seinem Untersuchungsbericht mit dem Hinweis «*The report is intended for the aircraft's owner, the flight crew and the Part 145 maintenance organization*» folgende Empfehlungen abgegeben:

- (1) *As this investigation report is initially intended for use by the owner and the crew, it is recommended to inform both Raytheon Aircraft Company and Collins Aerospace about the incident.*
- (2) *As the owner and commander require the single-pilot certified aircraft to be operated by two pilots, it is recommended to give both copilots a proper training. A type rating on the aircraft increases their added value and contribution to the safety and efficiency of the operation.*
- (3) *As the aircraft is operated in a multi-pilot setting, is recommended to also train in a multi-crew concept, to enhance effective crew coordination and checklist handling. This can be done by arranging a crew resource management (CRM) training for the commander and both co-pilots.*
- (4) *Annual training and checking on the aircraft, with the instructor/examiner in the right-hand seat has limited added value as most abnormal and emergency situations cannot be realistically simulated. Therefore, it is recommended to extend the training on the aircraft – which is completed by the commander only – to annual training session in a suitable Flight Training Device (FTD-2). The simulator should be used for training in the correct completion of normal, abnormal and emergency procedures and in applying CRM-practices in a multi-crew concept. It is therefore also recommended to include both co-pilots in the training and checking program.*
- (5) *When operating the aircraft by a single pilot, strict adherence to the normal, abnormal and emergency checklist is required. This requires self-discipline and time but is essential to prevent errors or to timely identify and correct them. It also aids in preventing negative effects on the flight operation due to distractions, time- pressure and complacency.*
- (6) *As the engine start is done by memory, it is recommended to add the following item to the Normal Checklist, section Before Taxi checklist: "Ignition/start switches ... OFF". Some operators include an "Engine Start" checklist in their Normal Checklist. An example of such a checklist is depicted in Appendix B.*
- (7) *It is recommended to rephrase the Normal Checklist, section Before Taxi checklist, item "Electrical System ... CHECKED" into "DC Volts and Load ... CHECKED". This will require both crew members to check the actual output of the generators and the correct functioning of the electrical system. Refer to Appendix B for an example.*
- (8) *To the aircraft manufacturer, it is recommended to(a) add a "Low Battery" amber annunciator light.*
- (9) *To the manufacture, it is also recommended to add a simple load shedding logic, which prevents a failure of all avionics at approximately the same time. In many aircraft, the copilot's side fails first before in a later stage all avionics fail. This provides a clear indication to the crew and gives them adequate time to react."*

Anlagen

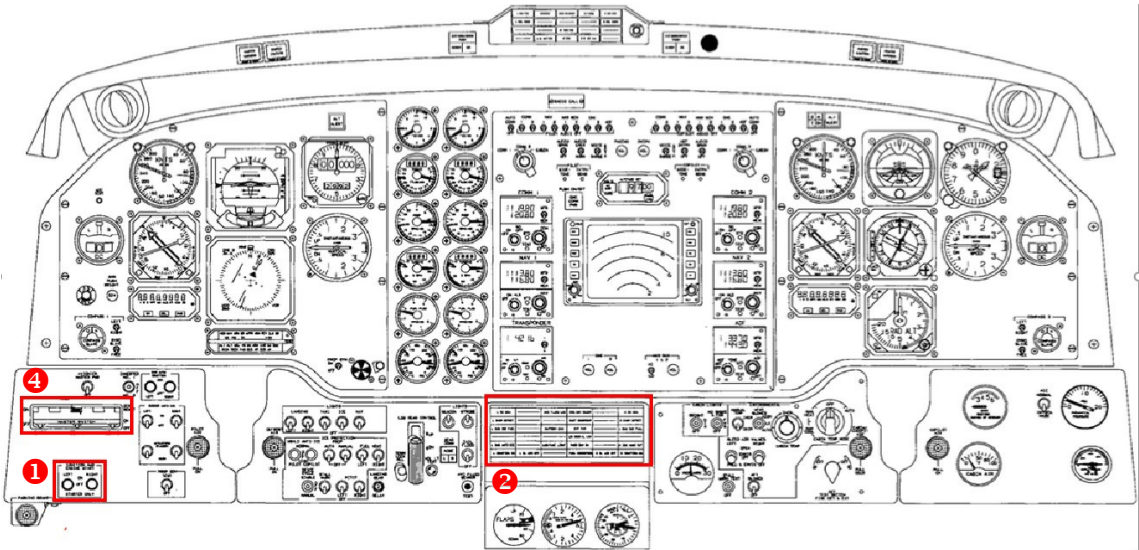
Anlage 1: Radaraufzeichnung des Flugweges (grün) der N7779V sowie Kommunikation der Flugbesatzung mit dem Flugverkehrsleiter



Legende			
	UTC	Flughöhe	Funkverkehr
①	14:20:00		Start in Saanen (LSGK)
②	14:53:17	152	Pilot meldet, dass er im Steigflug auf FL 180, FL 150 durchsteige. Hierauf erteilt der Flugverkehrsleiter die Freigabe nach Wegpunkt PENDU und FL 240.
③	14:54:18	155	Radio Kontakt geht verloren und das Etikett (label) «lost on» wird angezeigt
④	15:00:03	unbekannt	Der Pilot meldet auf der Notfrequenz von 121.5 MHz, dass sie einen totalen elektrischen Ausfall hätten und eine Landung in Lausanne planen.
⑤	15:05:00		Landung in Lausanne (LSGL)

Anlage 2: Cockpit Layout

Cockpit Layout vor der Aktualisierung (Kopie aus dem POH):



Cockpit Layout mit Avioniksystem Pro Line Fusion (Standardbild Rockwell Collins):



Legende	
1	Drei-Positionen-Schalter für den Motorenstart (vgl. Kapitel Verfahrensvorgaben)
2	Annunciator panel, keine Veränderung durch die Aktualisierung auf Pro Line Fusion
3	Standby Attitude Module (SAM) oder auch Electronic Standby Instrument System (ESIS) genannt
4	Stromquellen-Schalter Mit dem MASTER SWITCH DOWN Deckel können alle drei Stromquellen (BAT, L GEN + R GEN) gleichzeitig aus- geschaltet werden



Anlage 3: Annunciator panel

Mögliche Anzeigen im *annunciator panel* (Kopie aus dem POH):

Section 7 **Hawker Beechcraft Corporation**
Systems Description **Model B200/B200C**

CAUTION/ADVISORY PANEL ILLUSTRATION

L DC GEN	---	HYD FLUID LOW	RVS NOT READY	---	R DC GEN
L CHIP DETECT	---	---	DUCT OVERTEMP	---	R CHIP DETECT
L ENG ICE FAIL	L PITOT HEAT	ELEC HEAT ON	EXT PWR	R PITOT HEAT	R ENG ICE FAIL
L AUTO- FEATHER	---	---	AIR CND N ₁ LOW	---	R AUTO- FEATHER
L ENG ANTI-ICE	*BRAKE DEICE ON	LDG/TAXI LIGHT	PASS OXY ON	---	R ENG ANTI-ICE
L IGNITION ON	L BL AIR OFF	---	FUEL CROSSFEED	R BL AIR OFF	R IGNITION ON

* *Optional Equipment*

Bedeutung der Anzeigen anlässlich des schweren Vorfalls (Kopie aus dem POH):

NOMENCLATURE	COLOR	CAUSE FOR ILLUMINATION
L DC GEN	Amber	Left generator off the line.
L IGNITION ON	Green	Left ignition and engine start switch is ON or left auto ignition system is armed and left engine torque is below 400 ft-lbs.

Anzeigen im Flugzeug N7779V (Anzeigen anlässlich des schweren Vorfalls):



Anlage 4: Prüfliste für den Motorenstart

Prüfliste gemäss Publikation im POH:

Section 4 **Hawker Beechcraft Corporation**
Normal Procedures **Model B200/B200C**

ENGINE STARTING (BATTERY)

1. Right Ignition and Engine Start ON
[R IGNITION ON] - ILLUMINATED
[R FUEL PRESS] - EXTINGUISHED
2. Right Condition Lever (12% N₁ or above) LOW IDLE
3. Right ITT and N₁ MONITOR (1000°C maximum)

CAUTION

If no ITT rise is observed within 10 seconds after moving the condition lever to LOW IDLE, move the condition lever to FUEL CUTOFF. Allow 60 seconds for fuel to drain and starter to cool, then follow ENGINE CLEARING Procedures.

4. Right Oil Pressure CHECK
5. Right Ignition and Engine Start (50% N₁ or above) OFF
6. Right Condition Lever HIGH IDLE
7. Right Generator RESET, THEN ON
8. Battery CHARGE
(until loadmeter reads approximately 50% or less.)
9. Left Ignition and Engine Start ON
[L IGNITION ON] - ILLUMINATED
[L FUEL PRESS] - EXTINGUISHED
10. Left Condition Lever (12% N₁ or above) LOW IDLE
11. Left ITT and N₁ MONITOR (1000°C maximum)
12. Left Oil Pressure CHECK
13. Left Ignition and Engine Start (50% N₁ or above) OFF
14. D.C. Volt/Loadmeters .. PRESS TO CHECK VOLTAGE (27.5 - 29.0 volts)
15. Left Generator RESET, THEN ON
16. Right Condition Lever REDUCE TO LOW IDLE

Prüfliste gemäss Ausbildungszentrum Flight Safety:

Raytheon Aircraft Company **FlightSafety**
international

ENGINE STARTING (BATTERY)

1. Right Ignition and Engine Start.....ON
[R IGNITION ON] - ILLUMINATED
[R FUEL PRESS] - EXTINGUISHED
2. Right Condition Lever (12% N₁ or above)LOW IDLE
3. Right ITT and N₁MONITOR (1000°C maximum)
4. Right Oil PressureCHECK
5. Right Ignition and Engine Start (50% N₁ or above)OFF
6. Right Condition LeverHIGH IDLE
7. Right GeneratorRESET, THEN ON
8. BatteryCHARGE
(until loadmeter reads approximately 50% or less.)
9. Left Ignition and Engine StartON
[L IGNITION ON] - ILLUMINATED
[L FUEL PRESS] - EXTINGUISHED
10. Left Condition Lever (12% N₁ or above).....LOW IDLE
11. Left ITT and N₁MONITOR (1000°C maximum)
12. Left Oil PressureCHECK
13. Left Ignition and Engine Start (50% N₁ or above)OFF
14. D.C. Volt/Loadmeters.....PRESS TO CHECK VOLTAGE
(27.5-29.0 volts)
15. Left GeneratorRESET, THEN ON
16. Right Condition Lever.....REDUCE TO LOW IDLE