



RAPPORT/FINAL REPORT

1999035

*Crashlanding veroorzaakt door brandstof
mismanagement met de Beech B36TC Bonanza,
registratie D-EHHA,
op Groningen Airport Eelde, 1 mei 1999*

Den Haag, december 2001

De Eindrapporten van de Raad voor de Transportveiligheid zijn openbaar. Een ieder kan daarvan gratis een afschrift verkrijgen door schriftelijke bestelling bij Sdu Grafisch Bedrijf bv, Christoffel Plantijnstraat 2, Den Haag, telefax nr. 070 378 9744.
Alle rapporten zijn bovendien beschikbaar via de website van de Raad: www.rvtv.nl.

RAAD VOOR DE TRANSPORTVEILIGHEID

De Raad voor de Transportveiligheid is een zelfstandig bestuursorgaan (ZBO) met een eigen rechtspersoonlijkheid dat bij wet is ingesteld met als taak te onderzoeken en vast te stellen wat de oorzaken of vermoedelijke oorzaken zijn van individuele of categorieën van ongevallen en incidenten in alle transportsectoren te weten, de scheepvaart, de luchtvaart, het railvervoer en wegvervoer alsmede het buisleidingen transport. Het uitsluitend doel van dergelijk onderzoek is toekomstige ongevallen of incidenten te voorkomen en indien de uitkomsten van een en ander daartoe aanleiding geven daaraan veiligheidsaanbevelingen te verbinden. De organisatiestructuur bestaat uit een overkoepelende Raad voor de Transportveiligheid en daaronder een onderverdeling in Kamers per transportsector. Deze worden ondersteund door een staf van onderzoekers en een secretariaat.

SAMENSTELLING VAN DE RAAD EN DE KAMER LUCHTVAART

Raad

Voorzitter: Mr. P. van Vollenhoven
Mr. A.H. Brouwer-Korf
F.W.C. Castricum
J.A.M. Elias
Mr. D.M. Dragt
Mr. J.A.M. Hendriks
Mr. E.R. Müller
Prof. Dr. U. Rosenthal
Mr. E.M.A. Schmitz
J. Stekelenburg
Dr. Ir. J.P. Visser
Mr. G. Vrieze
Prof. Dr. W.A. Wagenaar
Prof. Dr. Ir. J.S.H.M. Wismans

Kamer Luchtvaart

Voorzitter: Mr. E.R. Müller
C. Barendregt
Ir. H. Benedictus
H.P. Corssmit
J. Hofstra
Ir. T. Peschier
Drs. J. Smit
Ir. M. van der Veen

Secretaris-directeur: Mr. S.B. Boelens
Senior secretaris: Drs. J.H. Pongers

Secretaris: Ing. K.E. Beumkes

Bezoekadres: Prins Clauslaan 18
2595 AJ Den Haag
telefoon (+31) 070 333 7000
Internet: <http://www.rvtv.nl>

Postadres: Postbus 95404
2509 CK Den Haag
telefax (+31) 070 333 7077/78

INHOUD

KORTE SAMENVATTING	5
AANBEVELINGEN	5
1 ALGEMENE GEGEVENS VAN HET ONGEVAL EN HET ONDERZOEK	7
2 FEITELIJKE INFORMATIE	9
2.1 <i>De vlucht en het ongeval</i>	9
2.2 <i>Motor en propeller</i>	10
2.3 <i>Brandstof management</i>	10
2.4 <i>Aanvullende informatie</i>	11
3 ANALYSE	13
4 CONCLUSIES	15
5 WAARSCHIJNLIJKE OORZAAK	17
6 AANBEVELINGEN	19
BIJLAGEN	41
A <i>Reconstructie vluchtpad D-EHHA</i>	41
B <i>Foto instrumentenpaneel en schakelaar elektrische brandstofpomp</i>	43
C <i>Informatie van de NTSB over een soortgelijk ongeval</i>	45

Het onderzoek van de Raad is, conform Bijlage 13 bij het Verdrag van Chicago alsmede Richtlijn nr. 94/56/EG, houdende vaststelling van de grondbeginselen voor het onderzoek van ongevallen en incidenten in de burgerluchtvaart, van de Raad voor de Europese Gemeenschappen, niet gericht op het toerekenen van schuld of aansprakelijkheid.

Mr. Pieter van Vollenhoven
Voorzitter van de Raad

Mr. S.B. Boelens
Secretaris-Directeur

A handwritten signature in black ink, appearing to read 'Pieter van Vollenhoven', with a large circular flourish above the name.A handwritten signature in black ink, appearing to read 'S.B. Boelens', with a horizontal line underneath.

KORTE SAMENVATTING

Tijdens de nadering stopte de motor door brandstofgebrek. Het vliegtuig raakte verschillende obstakels en kwam tot stilstand in een grasveld. De drie inzittenden konden het vliegtuig met slechts geringe verwondingen verlaten. Het toestel werd ernstig beschadigd.

AANBEVELINGEN

De Amerikaanse Federal Aviation Administration (Aviation Rulemaking Advisory Committee) wordt aanbevolen de certificatie-eisen voor wat betreft "low fuel warning" voor vliegtuigen uitgerust met zuigermotoren te heroverwegen. Bijvoorbeeld het installeren van een "low fuel warning" lampje of geluidswaarschuwingssignaal.

N.B.:

Dit rapport is in de Nederlandse en Engelse taal gepubliceerd.

Bij verschil in interpretatie dient de Engelse tekst als bindend te worden beschouwd.

1 ALGEMENE GEGEVENS VAN HET ONGEVAL EN HET ONDERZOEK

Het onderzoek werd uitgevoerd door een onderzoeker van de Kamer Luchtvaart van de Raad voor de Transportveiligheid.

Plaats ongeval:	Nabij Groningen Airport Eelde
Datum en Tijd:	1 mei 1999, ongeveer 11:55
Luchtvaartuig:	Beech B36TC (Bonanza); registratie: D-EHHA Het vliegtuig werd ernstig beschadigd
Bemanning:	Eén, ongedeerd
Passagiers:	Twee, één licht gewond, één ongedeerd
Soort vlucht:	Recreatie (overlandvlucht)
Fase van de vlucht:	Nadering
Type ongeval:	Crashlanding veroorzaakt door brandstof mismanagement
Bestuurder:	Duits staatsburger; man, leeftijd 56 jaar Bewijs van Bevoegdheid: Geldig 'Private Pilot's License' (PPL) Vliegervaring: totaal ongeveer 4000 uren, op type > 70 uren

Weersgegevens nabij Groningen Airport Eelde:

Wind/temperatuur:	op de grond: 320° / 7 knopen; temperatuur 11° C op 1500 ft: 330° / 15 knopen; temperatuur 7° C
Zicht:	>10 km
Bewolking:	licht bewolkt
Turbulentie:	geen
Thermiek:	geen
0° C level:	8000 ft
Gevaar ijs afzetting:	geen

N.B. Alle tijden in dit rapport zijn lokale tijden (UTC+2).

2 FEITELIJKE INFORMATIE

2.1 *De vlucht en het ongeval*

Op 1 mei 1999 om 11:08 vertrok de Beech B36TC met registratie D-EHHA van Dortmund (EDLW) voor een vlucht naar Groningen Airport Eelde (EHGG). Aan boord waren de bestuurder en twee passagiers.

Om 11:39, na een normaal verlopen vlucht, nam de bestuurder van de D-EHHA contact op met Eelde Tower. Het toestel was op dat moment 26 mijlen van het vliegveld verwijderd. De bestuurder kreeg toestemming om te dalen naar 1500 ft voor een landing op baan 23 met een linkerhand circuit. Volgens de bestuurder werd de nadering gevlogen met 25 psi inlaatdruk en 2300 rpm. De bestuurder vloog een standaard VFR naderingsroute voor baan 23 op een noordelijke koers over het meldingspunt Tango. (Zie Bijlage A.)

Om 11:48 vroeg de bestuurder toestemming om direct naar het veld te vliegen vanwege motorproblemen. Hij verklaarde later dat de motor met een harde knal was gestopt. De verkeersleider meldde aan de bestuurder dat het veld zich schuin linksvoor bevond, dat hij 2,5 mijl uit was en dat ook baan 01 beschikbaar was voor de landing. De bestuurder antwoordde dat hij de baan in zicht had en dat hij ging landen op baan 23.

Ondertussen voerde de bestuurder de noodprocedure uit voor een gestopte motor en zette de schakelaar van de elektrische brandstofpomp ('auxiliary fuel pump') op stand HI en de brandstoftank selectieschakelaar op de rechter tank. Getuigen op de grond zagen een zwart en blauw gekleurd rookspoor achter het toestel en hoorden een geluid van een motor die probeerde te starten maar niet op wilde pikken. De bestuurder verklaarde later dat de motor onvoldoende vermogen produceerde om het toestel in de lucht te houden.

Op het basisbeen, ter hoogte van de baandrempel, selecteerde de bestuurder het onderstel naar beneden. Hij gebruikte geen flaps. De rechtervleugel raakte achtereenvolgens een boom, een antenne, het dak van een huis en twee palen van een tuinschommel. Als gevolg hiervan maakte het vliegtuig in de lucht een draai van 180° en kwam tot stilstand in een grasveld nét naast het huis dat het zojuist had geraakt, ongeveer 700 meter van het begin van baan 23. Het rechter hoofdlandingsgestel was dubbel geklapt toen het de grond raakte en het toestel rustte op het binnenste gedeelte van de rechtervleugel. Het buitenste gedeelte van de rechtervleugel, de motor alsmede de neuspoot waren losgescheurd van het vliegtuig.

Op het moment dat de bestuurder van de D-EHHA meldde dat hij motorproblemen had, heeft de verkeersleider de brandweer gewaarschuwd. Op het moment van de crash bevond de brandweerauto zich nabij het 'holding point' van baan 23 waardoor deze snel ter plaatse was. Alle drie de inzittenden konden het toestel met slechts geringe verwondingen verlaten. Het vliegtuig werd ernstig beschadigd.

2.2 *Motor en propeller*

Van de dribladige propeller was één blad naar achteren gebogen, een ander blad vertoonde enkele krassen.

De krukas kon zonder problemen worden rondgedraaid. Met een boroscoop kon in de zes cilinders worden gekeken waar wat corrosie zichtbaar was. Alle kleppen werkten probleemloos. De inlaatkleppen hadden een roodachtige kleur. Na het verwijderen van cilinder nummer 4 konden de krukas en nokkenas worden bekeken. Er werden geen onregelmatigheden gevonden.

De bougies vertoonden roetaanslag en waren zwart van kleur. In de brandstofverdeler bovenop de motor en het hoofd brandstoffilter bevond zich brandstof. Het brandstofsysteem (inclusief brandstoftank selectieschakelaar en motoraangedreven brandstofpomp) is geïnspecteerd en in orde bevonden. De elektrische brandstofpomp functioneerde naar behoren zowel in de stand HI als LO.

De olie had een lichtbruine kleur en zag er schoon uit. Het oliefilter werd geïnspecteerd en bevatte geen abnormale deeltjes of vervuiling.

De volgende onderdelen zijn door een daartoe erkend bedrijf getest en in orde bevonden:

- beide magneten hoewel één van de twee erg zwakke vonken produceerde;
- beide brandstof hoeveelheid aanwijzers (in de cockpit);
- de linker en rechter mechanische brandstof hoeveelheid aanwijzers;
- de linker 'inboard' en 'outboard' mechanische brandstof hoeveelheid opnemers;
- de rechter 'inboard' mechanische brandstof hoeveelheid opnemer.

De rechter 'outboard' mechanische brandstof hoeveelheid opnemer werd getest maar niet in orde bevonden.

2.3 *Brandstof management*

De totale hoeveelheid bruikbare brandstof in de Beech B36TC is 386 liter. Met een gemiddeld verbruik van 72 liter per uur is de actieradius ongeveer 5¹/₂ uur.

Voor aanvang van de vlucht naar Groningen Airport Eelde had het toestel 3:14 uren gevlogen nadat de tanks volledig waren gevuld. Rekening houdend met een vliegtijd van 40 minuten van Dortmund naar Groningen resulteert dit in ruwweg 4 vliegreizen of $4 \times 72 = 288$ liter verbruikte brandstof. De berekende hoeveelheid brandstof aan boord tijdens het ongeval moet ongeveer $386 - 288 + 22$ (niet bruikbare brandstof) = 120 liter zijn geweest.

De linkervleugel bevatte geen brandstof. Brandweerlieden ter plaatse schatten dat er ongeveer 100-150 liter brandstof uit de afgescheurde rechter vleugel op de grond is gestroomd. De elektrische brandstofpomp wordt bediend door de 'AUX FUEL PUMP' schakelaar welke zich bevindt op het instrumentenpaneel direct naast de hendel van het landingsgestel (zie Bijlage B).

De schakelaar is niet voorzien van een veiligheidspal en kan in drie standen worden gezet:

HI
LO
OFF

Volgens het vlieghandboek wordt de stand LO gebruikt tijdens het starten van een warme motor en om de motor van een (geringe) overdruk aan brandstof te voorzien wanneer dat tijdens de vlucht noodzakelijk is, bijvoorbeeld in het geval van een fluctuerende brandstofstroom of wanneer er kans bestaat op dampvorming in de brandstofleidingen.

De stand HI wordt gebruikt bij het zogenaamde 'primen' van een koude motor of gedurende de vlucht als een noodvoorziening voor het geval de door de motor aangedreven mechanische brandstofpomp het begeeft. Dit zijn de enige twee redenen om de pomp op HI te zetten. Als herinnering is de volgende instructie boven de pompschakelaar op het instrumentenpaneel geplaatst:

**'AUX FUEL PUMP
HI FOR PRIMING AND ENGINE
DRIVEN PUMP FAILURE ONLY'**

Het vlieghandboek schrijft voor dat het gebruik van de stand HI tijdens een normale vlucht verboden is. Het creëert een rijk brandstof/lucht mengsel en een ruw lopende motor met het risico dat de motor uitvalt.

De 'before landing checklist' in het vlieghandboek bevat een instructie om de volste tank te selecteren. Gebruik van de elektrische brandstofpomp is onder normale omstandigheden niet nodig tijdens nadering en landing. Voor het geval dat de motor uitvalt bevat het vlieghandboek de instructie om naar de andere tank te schakelen en de pompschakelaar op LO te zetten.

2.4 *Aanvullende informatie*

Een soortgelijk ongeval gebeurde op 11 april 2000 in Fullerton Airport, California (USA). Daarbij kwam een Beech B36TC in botsing met hoogspanningsleidingen en kwam vervolgens in een woonerf terecht toen het na de start terugkeerde naar Fullerton Airport. Voorlopig onderzoek van de NTSB wijst ook hier in de richting van de elektrische brandstofpomp op stand HI met als gevolg vermogensverlies en uiteindelijk uitval van de motor.

3 ANALYSE

Het vliegtuig was voorzien van een geldig Duits bewijs van inschrijving en een geldig Duits Bewijs van Luchtwaardigheid. Het zwaartepunt lag gedurende de gehele vlucht binnen de voorgeschreven limieten.

De bestuurder, tevens eigenaar van het vliegtuig, was een ervaren vlieger met ongeveer 4000 vlieguren. Sinds 1995 had hij meer dan 70 uren op de D-EHHA gevlogen.

Er was genoeg brandstof aan boord om de vlucht te kunnen uitvoeren. De bestuurder vloog naar Groningen met de brandstoftank selectieschakelaar op de linker tank. Tijdens de nadering stopte de injectiemotor als gevolg van brandstofgebrek. Injectiemotoren reageren anders op brandstofgebrek dan motoren uitgerust met een carburateur. Deze laatste beginnen eerst in te houden voor ze stoppen terwijl injectiemotoren er plotseling mee ophouden. Dit laatste kan gepaard gaan met een harde knal als gevolg van de traagheid van de bewegende delen in de motor.

De bestuurder reageerde door de schakelaar van de elektrische brandstofpomp op HI te zetten en de brandstoftank selectieschakelaar op de rechter tank. De pomp op stand HI veroorzaakte een zeer rijk brandstof/lucht mengsel waardoor de motor maar net bleef lopen met aanzienlijk vermogensverlies. Dit is in overeenstemming met een verklaring van de motorfabrikant:

If the fuel boost pump is turned to the HI position while the engine is at full throttle, there will be no appreciable loss of power. This will cause, however, dark smoke to become visible from the exhaust because this creates a rich fuel/air mixture. As the throttle is reduced, the power loss will become excessive and the visible smoke appears lighter. As the throttle is reduced below 24 inches of manifold pressure, the engine will cease combustion.

Volgens de bougie controle kaart van Champion waren de conditie en kleur van de bougies in overeenstemming met een rijk brandstof/lucht mengsel.

Bij onderzoek van de motor en het brandstofsysteem kwamen geen zaken aan het licht die hebben bijgedragen aan het vermogensverlies. Het linker brandstof hoeveelheid aanwijzingssysteem functioneerde op het moment van het ongeval. Het is mogelijk dat het rechter systeem een verkeerde indicatie gaf van de hoeveelheid brandstof door de defecte 'outboard' mechanische brandstof hoeveelheid opnemer. Het is echter waarschijnlijker dat de opnemer tijdens de inslag is beschadigd.

4 CONCLUSIES

- De bestuurder was zich niet bewust van de geringe hoeveelheid brandstof in de linker tank bij het begin van de nadering;
- De bestuurder heeft niet, zoals voorgeschreven in de checklist, de volste tank geselecteerd bij het begin van de nadering;
- De motor is gestopt door brandstofgebrek;
- De bestuurder reageerde door de brandstoftank selectieschakelaar op de rechter tank te zetten;
- Tijdens het opnieuw starten van de motor heeft de bestuurder abusievelijk de elektrische brandstofpomp op HI gezet in plaats van LO;
- De brandstofpomp op de stand HI resulteerde in een zeer rijk brandstof/lucht mengsel. Het rijke mengsel veroorzaakte een aanzienlijk vermogensverlies. Als gevolg van onvoldoende vermogen kon het gewenste glijpad niet worden gevolgd hetgeen resulteerde in een crashlanding.

5 WAARSCHIJNLIJKE OORZAAK

Het ongeval werd ingeleid door slecht brandstof management en werd onvermijdelijk toen de motor onvoldoende vermogen leverde om het vliegtuig in de lucht te houden.

6 AANBEVELINGEN

De Amerikaanse Federal Aviation Administration (Aviation Rulemaking Advisory Committee) wordt aanbevolen de certificatie-eisen voor wat betreft "low fuel warning" voor vliegtuigen uitgerust met zuigermotoren te heroverwegen. Bijvoorbeeld het installeren van een "low fuel warning" lampje of geluidswaarschuwingssignaal.



FINAL REPORT

1999035

*Crashlanding due to fuel mismanagement
with the Beech B36TC Bonanza,
registration D-EHHA,
at Groningen Airport Eelde on 1 May 1999*

The Hague, December 2001

De Eindrapporten van de Raad voor de Transportveiligheid zijn openbaar. Een ieder kan daarvan gratis een afschrift verkrijgen door schriftelijke bestelling bij Sdu Grafisch Bedrijf bv, Christoffel Plantijnstraat 2, Den Haag, telefax nr. 070 378 9744. Alle rapporten zijn bovendien beschikbaar via de website van de Raad: www.rvtv.nl.

DUTCH TRANSPORT SAFETY BOARD

The Dutch Transport Safety Board is an independent governmental organization established by law to investigate and determine the cause or probable cause of accidents and incidents that occurred in the transportation sectors pertaining to shipping, civil aviation, rail transport and road transport as well as underground logistic systems. The sole purpose of such investigation is to prevent accidents and incidents and if the Board finds it appropriate, to make safety recommendations. The organisation consists of the Transport Safety Board and a subdivision in Chambers for every transportation sector which are supported by a staff of investigators and a secretariat.

MEMBERS OF THE DUTCH TRANSPORT SAFETY BOARD:

Board

Chairman: Mr. P. van Vollenhoven
Mr. A.H. Brouwer-Korf
F.W.C. Castricum
J.A.M. Elias
Mr. D.M. Dragt
Mr. J.A.M. Hendriks
Mr. E.R. Müller
Prof. Dr. U. Rosenthal
Mr. E.M.A. Schmitz
J. Stekelenburg
Dr. Ir. J.P. Visser
Mr. G. Vrieze
Prof. Dr. W.A. Wagenaar
Prof. Dr. Ir. J.S.H.M. Wismans

Aviation Chamber

Chairman: Mr. E.R. Müller
C. Barendregt
Ir. H. Benedictus
H.P. Corssmit
J. Hofstra
Ir. T. Peschier
Drs. J. Smit
Ir. M. van der Veen

Secretary-Director: Mr. S.B. Boelens
Senior Secretary: Drs. J.H. Pongers

Secretary: Ing. K.E. Beumkes

Address: Prins Clauslaan 18
2595 AJ The Hague
telefoon (+31) 70 333 7000
Website: <http://www.rvtv.nl>

Mail: P.O. Box 95404
2509 CK The Hague
telefax (+31) 70 333 7077/78

CONTENTS

SYNOPSIS	25
RECOMMENDATIONS	25
1 GENERAL INFORMATION OF THE ACCIDENT	27
2 FACTUAL INFORMATION	29
2.1 <i>History of the flight</i>	29
2.2 <i>Engine and propeller</i>	29
2.3 <i>Fuel management</i>	30
2.4 <i>Additional information</i>	31
3 ANALYSIS	33
4 CONCLUSIONS	35
5 PROBABLE CAUSE	37
6 RECOMMENDATIONS	39
APPENDICES	41
A <i>Reconstruction flightpath D-EHHA</i>	41
B <i>Photo instrument panel and auxiliary fuel pump switch</i>	43
C <i>Information from NTSB about a similar accident</i>	45

In accordance with Annex 13 of the Convention of Chicago as well as the Directive 94/56/EC of 21 November 1994 establishing the fundamental principles governing the investigation of civil aviation accidents and incidents of the Council of the European Union, the purpose of an investigation conducted under the responsibility of the Dutch Transportation Safety Board is not to apportion blame or liability.

Chairman of the Board

Secretary-Director

A handwritten signature in black ink, appearing to be 'J. J. de Vries', written over a horizontal line.A handwritten signature in black ink, appearing to be 'R. Moens', written over a horizontal line.

SYNOPSIS

During the approach the engine stopped due to fuel starvation. The aircraft hit several obstacles and came to rest in a garden. The occupants left the aircraft with only minor injuries, the aircraft was substantially damaged.

RECOMMENDATIONS

The Federal Aviation Administration (Aviation Rulemaking Advisory Committee) to reconsider certification requirements for aircraft with regard to low fuel warning for reciprocating engines. For example considering installation of a low fuel warning light or aural warning.

1 GENERAL INFORMATION OF THE ACCIDENT

The investigation was conducted by an investigator of the Aviation Chamber of the Dutch Transport Safety Board.

Location: Near Groningen Airport Eelde

Date and Time: 1 May 1999, approximately 11:55

Aircraft: Beech B36TC (Bonanza); registration: D-EHHA
The aircraft sustained substantial damage

Flight crew: One, no injuries

Passengers: Two, one minor injuries, one no injuries

Type of flight: Pleasure (cross country)

Phase of flight: Approach

Type of accident: Crashlanding due to fuel mismanagement

Pilot in command: Citizen of Germany; male, age 56
Pilot's licence: Current Private Pilot's License
Flying experience: total approximately 4000 hours
on type > 70 hours

Weather situation near Groningen Airport Eelde:

Wind/temperature: on the ground: 320° 7 knots; temperature 11° C
at 1500 ft: 330° 15 knots; temperature 7° C

Visibility: >10 km

Clouds: few at 2400 ft
broken at 3000 ft

Turbulence: nil

Thermal activity: nil

0° C level: 8000 ft

Icing: nil

Note: All times mentioned in this report are Local Times (UTC + 2).

2 FACTUAL INFORMATION

2.1 *History of the flight*

On 1 May 1999 the Beech B36TC with registration D-EHHA took off from Dortmund (EDLW) at 11:08 for a flight to Groningen Airport Eelde (EHGG). On board were the pilot and two passengers.

At 11:39, after an uneventful flight, the D-EHHA contacted Eelde Tower. The aircraft was 26 miles out and the pilot got permission to enter the CTR and descend to 1500 ft for a landing on runway 23 with a left-hand circuit. According to the pilot the approach was flown with 25 inches manifold pressure and 2300 rpm. The pilot flew a standard VFR arrival route for runway 23 with a northerly course overhead reporting point Tango.

At 11:48 the pilot asked permission to fly direct to the field because of an engine problem. He later declared that the engine had quit with a loud bang. Air traffic control (ATC) informed the pilot that the runway was at his 11 o'clock position, that he was 2.5 miles out and that also runway 01 was available for landing. The pilot confirmed ATC that he had the runway in sight and that he was going to land on runway 23.

Meanwhile the pilot performed the emergency memory items and switched the electrical fuel boost pump (auxiliary fuel pump) to HI and the fuel selector valve to RIGHT. Witnesses on the ground saw a black and blue colored smoke trail behind the aircraft and heard a sound of an engine trying to start but unable to pick up. The pilot later declared that the engine did not produce sufficient power to stay airborne.

On threshold-base the pilot selected gear down and left the flaps in the up position. The right wing hit successively a tree, an iron antenna-pole, a roof and two iron poles of a garden swing. As a result of these wing impacts the aircraft made a 180° turn in the air and finally came to rest in a small grassfield about 700 meters from the threshold of runway 23, adjacent to the house it had hit. The right main landing gear had collapsed during ground impact and the aircraft was resting on the center part of the right wing. The outer part of the right wing, the engine and nose landing gear were separated from the aircraft.

A firefighting truck was quickly at the crash site because ATC had alerted the fire fighting service at the moment the pilot of the D-EHHA reported engine problems. At the time the aircraft crashed they were in position at the holding point of runway 23.

All three persons on board left the aircraft, one with only minor injuries. The aircraft was substantially damaged.

2.2 *Engine and propeller*

Of the three bladed propeller only one blade was bent backwards, another blade had some scratches.

The crankshaft could be rotated throughout the whole cycle without any problems. Borescope inspection inside the six cylinders indicated some corrosion. All valves worked properly. The inlet valves had a reddish color. Inspection of the crankshaft and camshaft (after removal of cylinder #4) revealed no anomalies.

The spark plugs appeared to be sooted and black. The fuel flow divider on top of the engine contained fuel, so did the main fuel filter. The fuel system (including fuel selector valve and engine driven fuel pump) were inspected and no anomalies were found. The electrical fuel boost pump functioned properly both in the HIGH and LOW position.

The oil had a light brown color and appeared to be clean. The oil filter was inspected and contained no abnormal particles.

The following parts were benchtested and found functioning:

- both magnetos although one of them produced very weak sparks;
- both fuel indicators (in the cockpit);
- both left and right mechanical fuel gauges;
- the left inboard and outboard mechanical fuel transmitters;
- the right inboard mechanical fuel transmitter.

The right outboard mechanical fuel transmitter was benchtested and found unserviceable.

2.3 *Fuel management*

The total quantity of usable fuel for the Beech B36TC is 386 liter. With an average fuel consumption of 72 l/hour the endurance is approximately 5½ hours.

Prior to the flight to Groningen Airport Eelde the aircraft had flown 3:14 hours since last refueling during which the aircraft was fuelled to full tanks. Adding 40 minutes flying time from Dortmund to Groningen results in roughly 4 hours or $4 \times 72 = 288$ liter of used fuel. The calculated fuel quantity on board at the moment of the crash therefore must have been approximately: $386 - 288 + 22$ (unusable fuel) = 120 liter.

The left wing contained no fuel. Firemen indicated that approximately 100-150 liter of fuel from the ruptured right wing had spilled into the ground.

The fuel boost pump is actuated by the AUX FUEL PUMP switch, which is located on the instrument panel immediately left of the gear selector handle (See Appendix B).

The switch can be placed in three positions:

HI
LO
OFF

It is not equipped with a position guard.

According to the Pilot's Operating Handbook (POH) the position LO is used during start of a warm engine and to provide a (low) fuel pressure during flight when required, for example in case of a fluctuating fuel flow or when there is a risk of excessive vapor formation in the fuel lines.

The boost pump is switched to the HI position to prime the engine prior a cold start and in flight as an emergency fuel supply in case the engine driven fuel pump stops functioning. These are the only reasons to switch the pump to HI. As a reminder the following statement is written above the switch on the instrument panel:

**'AUX FUEL PUMP
HI FOR PRIMING AND ENGINE
DRIVEN PUMP FAILURE ONLY'**

The POH contains a statement that use of the HI position during normal flight is prohibited. It will create a rich fuel/air mixture and a rough running engine with the risk of an engine failure.

The before landing checklist in the POH contains an instruction to switch to the fullest tank. Use of the fuel boost pump is under normal circumstances not required during approach and landing. In case of an engine failure the instruction in the POH is to switch the fuel selector valve to the other tank and the boost pump to the LO position.

2.4 Additional Information

A similar accident occurred on April 11, 2000 when a Beech B36TC collided with utility lines and a residence while returning to land following takeoff at Fullerton Airport, California, USA. Preliminary investigation revealed that also in this case a boost pump HI position setting resulted in excessive power loss and subsequent engine failure.

3 ANALYSIS

The aircraft had a valid German certificate of registration and certificate of airworthiness. Weight and balance were within limits during the entire flight.

The pilot, owner of the aircraft, was an experienced pilot with approximately 4000 flying hours. Since 1995 he had flown more than 70 hours on the D-EHHA.

There was enough fuel on board to execute the flight. The pilot flew to Groningen with the fuel selector valve switched to the left tank. During the approach the fuel injected engine stopped due to fuel starvation. Carburetor engines and fuel injected engines react differently on fuel starvation. Carburetor engines start to 'cough' first before they stop while fuel injected engines suddenly quit. The inertia of the moving parts that were suddenly stopped may have generated a loud bang.

The pilot reacted by switching the fuel boost pump to HI and the fuel selector valve to the right tank. Switching the pump to HI created a very rich fuel/air mixture. As result the engine barely sustained combustion with excessive power loss. This was consistent with the engine manufacturer's statement:

If the fuel boost pump is turned to the HI position while the engine is at full throttle, there will be no appreciable loss of power. This will cause, however, dark smoke to become visible from the exhaust because this creates a rich fuel/air mixture. As the throttle is reduced, the power loss will become excessive and the visible smoke appears lighter. As the throttle is reduced below 24 inches of manifold pressure, the engine will cease combustion.

According to the Champion Spark Plug Check-A-Plug chart, the spark plug's condition and coloration were consistent with a rich fuel/air mixture.

Investigation of the engine and fuel system revealed no anomalies that could have contributed to the loss of engine power. The left fuel quantity measurement system was functioning at the moment of the crash. The right system may have given a false reading because of the unserviceable outboard mechanical fuel transmitter. Most likely however the transmitter was damaged during impact.

4 CONCLUSIONS

- The pilot was not aware of the low fuel status of the left tank at the beginning of the approach;
- The pilot did not switch to the fullest tank before, in conformity with the checklist, the approach was started;
- The engine stopped due to fuel starvation;
- The pilot reacted by switching the fuel selector valve to the right tank;
- During the restart of the engine the pilot inadvertently switched the fuel boost pump to HI instead of LO;
- Switching the fuel boost pump to HI resulted in a very rich fuel/air mixture. The rich mixture caused excessive power loss. Due to insufficient power a proper glide path could not be maintained which resulted in a crash.

5 PROBABLE CAUSE

The accident was initiated by poor fuel management and became inevitable when the engine produced insufficient power to keep the aircraft airborne.

6 RECOMMENDATIONS

The Federal Aviation Administration (Aviation Rulemaking Advisory Committee) to reconsider certification requirements for aircraft with regard to low fuel warning for reciprocating engines. For example considering installation of a low fuel warning light or aural warning.

Rapport 1999035

Bijlage A

Reconstructie vluchtpad D-EHHA

Final Report 1999035

Appendix A

Reconstruction flightpath D-EHHA



Rapport 1999035

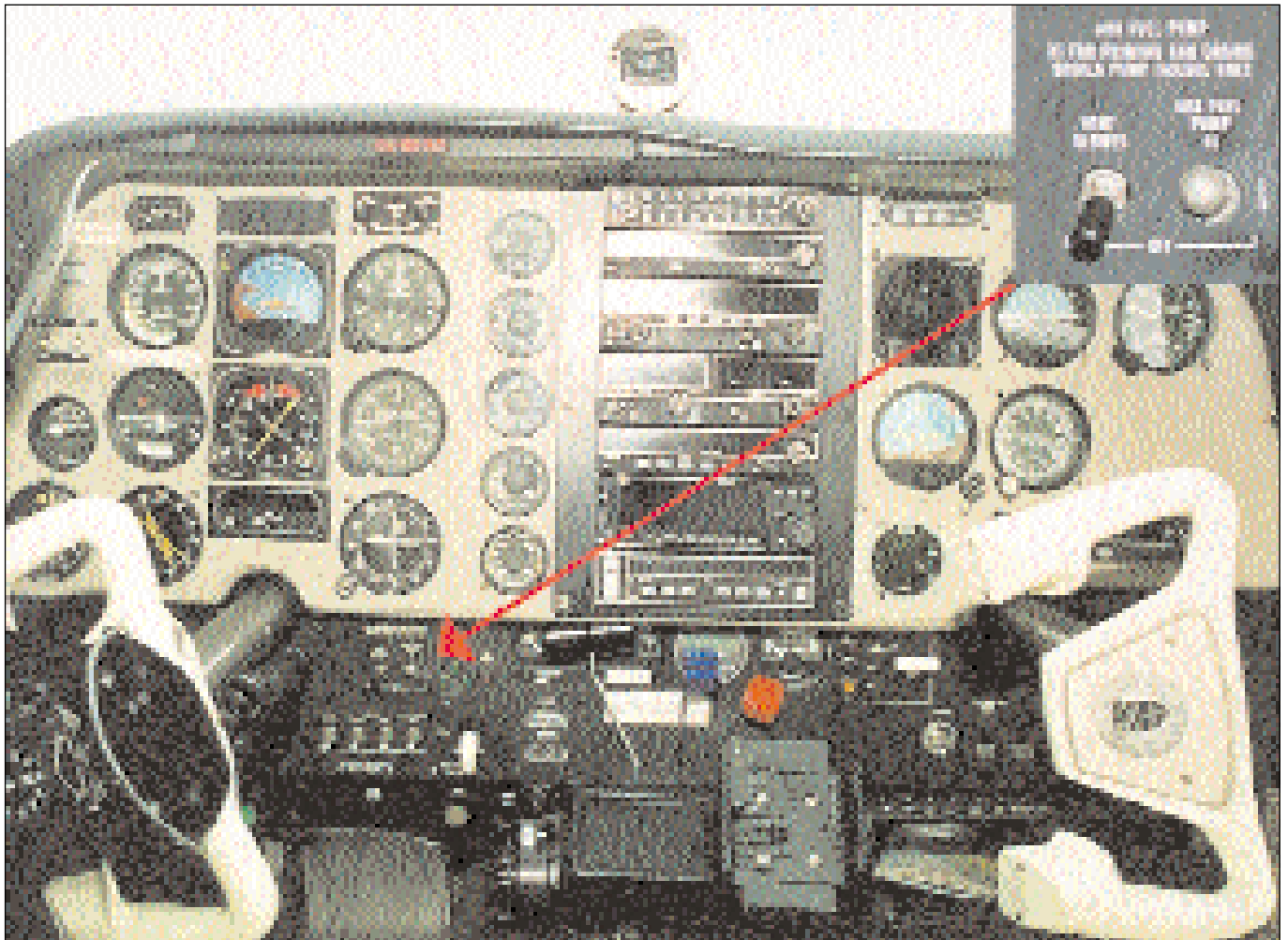
Bijlage B

Foto instrumentenpaneel en schakelaar
electrische brandstofpomp

Final Report 1999035

Appendix B

Photo instrument panel and
auxiliary fuel pump switch



Rapport 1999035

Bijlage C

Informatie van de NTSB over
een soortgelijk ongeval

Final Report 1999035

Appendix C

Information from NTSB about
a similar accident

NTSB Identification: LAX00FA151
Accident occurred APR-11-00 at FULLERTON, CA
Aircraft: Beech B36TC, registration: N6791P
Injuries: 1 Fatal.

This is preliminary information, subject to change, and may contain errors. Any errors in this report will be corrected when the final report has been completed.

On April 11, 2000, at 1207 hours Pacific daylight time, a Beech B36TC, N6791P, collided with utility lines and a residence while returning to land following takeoff at the Fullerton, California, airport. The aircraft was destroyed during the impact sequence and postcrash fire. The certificated commercial pilot, the sole occupant, received fatal injuries. The aircraft was being operated as a personal flight by the pilot/owner under 14 CFR Part 91 when the accident occurred. The flight originated from the Fullerton Municipal Airport at 1203. Visual meteorological conditions prevailed at the time and no flight plan was filed. The Air Traffic Control Tower (ATCT) local controller at Fullerton Municipal reported that on takeoff, the pilot radioed that the aircraft door had come open and that he was requesting permission to return for landing. The pilot was cleared for a left downwind approach to runway 24 and was told that he would be number two to land behind a Cherokee that was on the downwind. The controller then asked if the pilot if he had an emergency to which the pilot replied "no emergency". The pilot acknowledged his clearance and reported that he was looking for the traffic. He subsequently reported that he had the Cherokee in sight. The controller reported that he then heard the same voice say "emergency, I got . . .". There were no further transmissions reported from the pilot. Witnesses on the ground reported that the aircraft was seen trailing dark smoke immediately after takeoff. Witnesses at locations along the downwind portion of the approach reported seeing grayish or light smoke. A witness near the accident site reported that he heard the engine sounds stop prior to the crash. An examination of the spark plugs by Safety Board investigators revealed the plugs appeared sooted and black. According to the Champion Spark Plug Check-A-Plug chart, this plug condition and coloration is consistent with a rich air/fuel mixture. The engine manufacturer reported that if the fuel boost pump is turned to the "high" position while the engine is at full throttle, there will be no appreciable loss of power. This will cause; however, dark smoke to become visible from the exhaust because this creates a rich air/fuel mixture. As the throttle is reduced, the power loss will become excessive and the visible smoke appears lighter. As the throttle is reduced below 24 inches of manifold pressure, the engine will cease combustion. The boost pump switch is located on the instrument panel immediately left of the gear selector handle. The boost switch is not equipped with a position guard.

Van: Crispin Bob [crispib@ntsb.gov]
Verzonden: woensdag 25 oktober 2000 6:32
Aan: 'Wim Furster'
Onderwerp: RE: Accident with Beech B36TC

Dear Wim,

To start with, the final report has not been completed yet but the investigation for all practical purposes is nearly complete. I assume though that you have read my preliminary report that is on the NTSB website.

The switch, as you know, is a spring-loaded, pull and move affair with positive retentive qualities. In other words, you really need to deliberately move the switch as opposed to merely bumping it by accident to move it to a different position.

When we found the switch after the accident, it was in the LOW position but remember that was after a severe impact and after the pilot had had the opportunity to move the switch back to LOW position. Witnesses said that about 10 or 20 seconds elapsed after the engine quit but before the impact.

I tend to think the pilot deliberately moved it to HI when his door came open after rotation and then moved it back to LOW sometime after the engine quit. Why did he do that? I think that he was reacting to an unfamiliar situation without deliberately considering what he was doing versus thinking about what needed to be done. In other words he simply got confused.

Another but less likely scenario is that when he reached for the gear handle after take-off he inadvertently snagged the boost switch and moved it also. He was a big guy and had very large hands and he may have been startled because that is also the time at which his door popped open. He did not make any statements to the tower that shed any light on what was going on other than to say that "I'm flying the airplane". A sign to me that he had been chastised a time or two by an instructor who told him to first fly the airplane after he blew some procedure. A good description of channelized attention.

Beech performed a flight test with the boost pump in the LOW position on takeoff and then moved it to HI while climbing at full power. After making a power reduction the exhaust began trailing black smoke and the engine quit. Exactly as our witnesses described. The plugs were sooted as well as just as you described in your scenario. We have a video tape of the flight test that will become part of the docket when the final report is submitted.

I am not recommending a guard for the switch although that could conceivably help. I am more concerned with it from procedural training standpoint. I will look at that aspect a little closer before I'm finished. It might be that relocating the switch would make more sense but I'm not prepared to say for sure right now.

I forgot to tell you that on the flight test that as the power was brought back slightly the engine began to run rough and then quit as the power was brought back further. As I recall, this all occurred between full power and about 2300 rpm.