

ALGEMENE GEGEVENS

Nummer voorval:	2007043
Classificatie:	Ongeval
Datum, tijd ¹ voorval:	12 mei 2007, 20.33 uur
Plaats voorval:	Waddenzee, ten westen van Harlingen
Registratie luchtvaartuig:	D-EBAA
Type luchtvaartuig:	Reims Aviation F182Q
Soort luchtvaartuig:	Eénmotorig vliegtuig met een zuigermotor
Soort vlucht:	Overlandvlucht
Fase van de vlucht:	En-route
Schade aan luchtvaartuig:	Zwaar beschadigd
Aantal bemanningsleden:	Eén
Aantal passagiers:	Geen
Persoonlijk letsel:	Piloot overleden
Overige schade:	Geen
Lichtcondities:	Daglicht

SAMENVATTING

Het vliegtuig, een Reims Aviation F182Q, stortte neer in de Waddenzee. De piloot, de enige inzittende, overleed die avond in een ziekenhuis. Hij was opgestegen vanaf vliegveld Heringsdorf met de intentie om naar vliegveld Emden in Duitsland te vliegen. Ongeveer 1 uur en 15 minuten nadat de Duitse luchtverkeersleiding het laatste radiobericht ontving van de piloot, kwam het vliegtuig het Nederlandse luchtruim binnen op circa 9000 voet. Het vliegtuig was het vliegveld van bestemming in Duitsland voorbij gevlogen. Er kon geen radiocontact worden gelegd met de piloot.

FEITELIJKE INFORMATIE

Op 11 mei 2007 maakte de piloot drie vluchten met het vliegtuig. Na de tweede vlucht tankte hij brandstof op vliegveld Emden, Duitsland (EDWE). De derde vlucht was naar vliegveld Heringsdorf, Duitsland (EDAH). De piloot was van plan om de volgende dag terug te vliegen naar EDWE. Op 12 mei vertrok hij om 16.21 uur. De piloot was de enige inzittende. Hij had een IFR² vliegplan ingediend waarbij luchthaven Bremen, Duitsland (EDDW) als uitwijkhaven was aangegeven. Het vliegplan gaf aan dat de vlucht gepland was op FL60³, met een werkelijke luchtsnelheid van 130

¹ Alle tijden in dit rapport zijn lokale tijden.

² IFR = instrument flight rules.

³ FL = flight level. FL60 is gelijk aan circa 6000 voet.

knopen en een totaal geschatte EET⁴ van twee uur. De maximale vliegduur met de beschikbare brandstof aan boord was vier uur.

Om 16.23 uur gaf Berlijn Radar toestemming voor de vlucht tot het punt EMPIT⁵ via de route zoals aangegeven in het vliegplan en om te klimmen naar FL60. Om 16.29 uur verzocht de piloot te klimmen naar FL90, welk verzoek werd ingewilligd door Berlijn Radar. De piloot klom vervolgens naar FL90. Om 18.14 uur maakte de piloot zijn eerste contact met Hamburg Radar. Dit was het laatst verstaanbare radiotelefoniecontact van de piloot. Na dit contact, beantwoordde de piloot de oproepen van de luchtverkeersleiding niet meer.

Het vliegtuig betrad om ongeveer 19.30 uur op FL90 het Nederlandse luchtruim. Omdat er geen radiocontact gemaakt kon worden met de piloot, stegen twee F-16's van de Koninklijke Luchtmacht op vanaf vliegbasis Leeuwarden om het vliegtuig te onderscheppen. De piloten rapporteerden dat het hoofd van de piloot van de F182Q omlaag hing en dat hij niet reageerde op signalen. De snelheid van het vliegtuig werd geschat tussen 80 en 100 knopen. Militaire radarbeelden gaven aan dat het vliegtuig om 20.07 uur FL90 verliet en een daling begon. De piloten gaven aan dat het vliegtuig recht vloog en met de vleugels horizontaal in een geleidelijke daling. De radarbeelden gaven de laatste positie van het vliegtuig aan om 20.33 uur op 400 voet. Kort daarna stortte het vliegtuig neer in de Waddenzee.⁶ De piloten verklaarden dat het vliegtuig het water rustig raakte,



Afbeelding 1: De route gevlogen door D-EBAA.

⁴ Voor IFR vluchten staat de term EET (estimated elapsed time) voor de geschatte tijd benodigd van het opstijgen tot aan de aankomst bij een aangewezen punt, vastgesteld door navigatiehulpmiddelen, van waaruit een instrumentnadering gemaakt wordt, of, indien er geen navigatiehulpmiddel is met betrekking tot de aankomstlocatie, om te arriveren boven de aankomstlocatie.

⁵ Dit (navigatie)punt ligt nabij de stad Leer in Duitsland.

⁶ Positie: 53-11.06N 005-17.37E.

niet tuimelde en bleef drijven. Om 20.59 uur werd de piloot opgepikt door een reddingsboot, door de Nederlandse Kustwacht ingezet als onderdeel van de reddingsoperatie, en naar een ziekenhuis vervoerd waar hij later overleed.

Een weerrapport van het Koninklijk Nederlands Meteorologisch Instituut (KNMI) gaf aan dat het nul graden Celsius niveau op FL60 lag. Op FL50 was de temperatuur 2 graden Celsius en op FL100 was het -6 graden Celsius.

ONDERZOEK EN ANALYSE

Algemeen

Radiocontacten tussen de piloot en de diverse luchtverkeersleidingunits waren beschikbaar voor het onderzoek.

Pathologisch onderzoek

Het Nederlands Forensisch Instituut heeft pathologisch onderzoek verricht op het lichaam van de piloot. Het bijbehorende toxicologisch rapport vermeldt dat *“atropine en koolmonoxide werden aangetoond in het bloed. Er werden geen aanwijzingen gevonden voor de aanwezigheid van alcohol, drugs of geneesmiddelen in het bloed. In de urine werd geen aanwijzing gevonden voor de aanwezigheid van alcohol. De concentratie van koolmonoxide in het bloed was hoog (60%). Hierdoor zal het bewustzijn van de piloot zijn verminderd. Mogelijk heeft de hoge concentratie ook een bijdrage geleverd aan het overlijden van de piloot.”*

Het uiteindelijke pathologische onderzoeksrapport concludeert dat het overlijden van de piloot wordt verklaard door een recent hartinfarct ontstaan op basis van een koolmonoxide-intoxicatie en de opgetreden verwikkelingen en weefselbeschadiging.

Technisch onderzoek

Algemene inspectie en schade

Om de piloot uit het vliegtuig te krijgen, hebben de reddingsdiensten de voorruit van het vliegtuig ingeslagen. De vleugels bij beide vleugelwortels⁷, de linker- en rechtervleugeluiteinden, het richtingsroer en het linkerhoogteroer zijn bij de berging van het vliegtuig beschadigd. In zowel de linker- als de rechtervleugeltank werd geen brandstof gevonden. De onderkant van de neus van het vliegtuig, de naafkap, de motorophanging, het brandschot en de neuswielstijl zijn vervormd door het neerkomen op het water. Er is geen bewijs gevonden van ernstige schade ontstaan voor de klap op het water en de propellerbladen toonden impactschade met een laag toerental.

De vleugelklappen werden aangetroffen in de "up" stand, consistent met de stand van de flap-hendel. Het hoogteroertrimwiel en het hoogteroertrimvlak stonden in de neutrale stand. Het richtingsroertrimwiel en het richtingsroer zijn aangetroffen in een ietwat naar rechts gedraaide positie. De rolroeren werden in de neutrale stand gevonden. Hieruit kan geconcludeerd worden dat de besturingssystemen intact en vliegklaar waren.

⁷ De vleugelwortel is het deel van de vleugel dat aan de romp vast zit.

Cabine en uitrusting

Bovenop de standaarduitrusting benodigd voor IFR vluchten, waren ook een GPS-systeem, RNAV⁸ en een automatische piloot geïnstalleerd. Het lijkt erop dat er elektriciteit beschikbaar was gedurende de vlucht aangezien de hoofdschakelaar van het elektrische systeem in de "on" stand werd aangetroffen na het ongeval. Onderzoek na het ongeval wees uit dat de automatische piloot schakelaar ook in de "on" stand stond en dat de koers en "altitude pitch" stabilisatiefuncties geselecteerd waren. Alleen de zekering van de automatische piloot werd in de "uit" stand aangetroffen.

Data uit de elektronische geheugens van de navigatie/communicatie unit (KX155) wezen aan, dat 113.10 MHz van de Hamburg VORTAC⁹ de laatst actieve frequentie is geweest, die geselecteerd werd door de piloot om te navigeren. De laatst geselecteerde actieve communicatiefrequentie was 123.12 MHz, een ATIS¹⁰ frequentie van luchthaven Hamburg. Deze frequentie kan niet worden gebruikt om te communiceren met de luchtverkeersleiding, maar wordt gebruikt om operationele luchthaven informatie te verkrijgen. De laatst geselecteerde actieve frequentie van de (KY196A) communicatie unit was 124.225 MHz van Bremen Radar. De frequentie van het actieve navigatiepunt van de RNAV was 110.40 MHz. De geselecteerde frequentie van de ADF¹¹ was 200 KHz. Deze beide frequenties zijn niet toegewezen aan navigatiehulpmiddelen in Duitsland.

De cabineluchtcontrole werd in de "off" stand aangetroffen. Dit betekent dat er zich geen buitenlucht (lucht van de rechtervoorkant van het vliegtuig) mengde met opgewarmde lucht van de uitlaatomhulling.¹² De cabineverwarmingsknop werd dicht of bijna dicht gevonden. De cabineverwarmingsklep was intact. In sommige vliegtuigen kan een sticker piloten waarschuwen voor koolmonoxide. Dit was echter niet het geval in D-EBAA en het was geen vereiste. Om de cabine te ventileren, dienen de boven in de cockpit aangebrachte luchtkanalen geopend te zijn, zodat buitenlucht de cabine in kan stromen. De inspectie toonde aan dat zowel het linker- als het rechterluchtkanaal zich in de gesloten stand bevond tijdens de vlucht.

Motorbediening

De gashendel, de propellerspoedhendel en de brandstofmengselhendel werden ingedrukt aangetroffen. De brandstoftankselectieklep stond op "both" en beide magneten waren geselecteerd. Deze selecties komen overeen met hetgeen verwacht kan worden tijdens een kruisvlucht.

Het koppelmechanisme tussen de propellerspoedhendel en het spoedcontrolemechanisme dat de propellers aandrijft was nog ongeschonden en in werkende staat. De gashendel werd uit het dashboard gedrukt toen de beweging ervan werd getest. Behalve de hendel, leek de aansluiting ongeschonden en werkend te zijn. Echter, rekening houdend met het feit dat de gashendelkabel van de motor bovenaan door het brandschot loopt en dat de motorophangingen naar beneden gebogen werden tijdens de impact, lijkt het waarschijnlijk dat de hendel van de kabel is losgekomen toen er teveel spanning op kwam te staan.

⁸ RNAV (Area Navigation) kan gedefinieerd worden als een methode van navigatie die vluchttuitvoering toestaat op elke gewenste koers binnen het bereik van navigatiesignalen van een station of binnen de limieten van de capaciteit van een op zichzelf staand systeem, of een combinatie van deze twee.

⁹ Een VOR (VHF omnidirectional radio range) en TACAN (UHF tactical air navigational aid) combinatie.

¹⁰ Automatic terminal information service.

¹¹ Automatic direction finding equipment.

¹² De uitlaatomhulling (verwarmingskraag) omgeeft de uitlaatdemper en werkt als warmtewisselaar om lucht op te warmen voor de cabine.

De hendel van de carburateurvoorverwarming werd in de "on" stand aangetroffen, maar was naar rechts gebogen gedurende de impact of tijdens de reddingsoperatie. Nadat deze terug werd gebogen, kon de hendel van de carburateurvoorverwarming bediend worden en derhalve de stand van de luchttoevoerklep van de carburateur geregeld worden. Het mechanisme bleek nog te functioneren.

Laboratorium onderzoek van de motoruitlaatassemblage

Een visuele inspectie liet een aantal scheuren rond de eindplaten van de uitlaatdemper zien. De uitlaat was vervormd door het neerstorten. De motoruitlaatassemblage¹³, met uitzondering van de verwarmingskraag, is onderzocht in een laboratorium.¹⁴ Het laboratorium verklaarde in zijn rapport dat de demper *"is beschadigd door afbladdering van het gebruikte staal. Het effect van de corrosie door het hete uitlaatgas wordt verergerd door de afbrokkeling van de beschermende lagen als de demper afkoelt. Het kan zijn dat het "sensibilized austenitic steel" mede wordt afgebroken door elektrolytische corrosie wanneer de motor uitgeschakeld is. De onderzoeker is van mening dat het type staal [...] absoluut ongeschikt is voor de gebruiksomstandigheden in de demper. De concentratie van de afbladdering (scheurvorming) aan beide zijden van de cilindrische demper is waarschijnlijk het resultaat van de hoogste temperatuur in de ingangszone van het uitlaatgas, en van de mechanische druk uitgeoefend door de "side cover plates"*

Op grond van dit rapport heeft Cessna Aircraft Company geconcludeerd dat de motoruitlaatassemblage niet overeen kwam met hun type design. Derhalve heeft de Cessna Aircraft Company verklaard dat er geen verificatie is dat het onderdeel het juiste onderdeel was, vervaardigd met de juiste materialen. Cessna Aircraft Company heeft ook geconcludeerd dat de corrosie niet het gevolg is van gebruik gedurende een paar uur, eerder een langdurig proces, dat ontdekt zou moeten zijn tijdens de vastgestelde inspectie intervallen en procedures.



Enkele scheuren in de uitlaatdemper



D-EBAA tijdens het technisch onderzoek

Onderhoud

In het onderhoudshandboek voor model 182 en T182 series staat vermeld: *Omdat uitlaatsystemen van dit type onderhevig zijn aan branden, scheuren en in het algemeen verslechteren door afwisselende temperatuurextremen en trillingen, is inspectie belangrijk en moet deze eens per 50 gebruiksuren plaatsvinden. Ook moet een volledige inspectie van het motoruitlaatsysteem gedaan worden om scheuren op te sporen die kunnen leiden tot een verlies van motorvermogen. Om het motoruitlaatsysteem te inspecteren dient als volgt te werk worden gegaan:*

¹³ Zie pagina 9 voor een tekening van het uitlaatsysteem en de namen van de onderdelen.

¹⁴ Instituut voor materialen ('Institut für Werkstoffe'), Technische Universiteit Braunschweig, Duitsland.

- *Verwijder de motorkap waar nodig zodat ALLE oppervlakten van de uitlaataansluitingen visueel geïnspecteerd kunnen worden.*
- *Na een visuele inspectie, zou een check van het uitlaatsysteem plaats moeten vinden om te controleren op luchtlekken.*
- *Waar een oppervlak niet bereikbaar is voor visuele inspectie, of voor een test met meer zekerheid, wordt de volgende procedure aangeraden:*
 - o *Verwijder "exhaust stack assemblies".*
 - o *Gebruik rubber expansie pluggen om de openingen af te sluiten.*
 - o *Breng, gebruik makend van een manometer of een meetinstrument [...] luchtdruk aan terwijl elke "stack assembly" onder water is. Een lek laat zich zien als belletjes en kan eenvoudig opgespoord worden.*

Een onderhoudsbedrijf voerde de jaarlijkse controle uit en een ander onderhoudsbedrijf deed het geplande onderhoud aan het vliegtuig. Het uitlaatsysteem werd gecontroleerd door deze bedrijven. Op 22 september 2006 vond de laatste koolmonoxidetest plaats als onderdeel van een jaarlijkse controle. In deze test werd een koolmonoxidedetector gebruikt bij een draaiende motor aan de grond, waarbij deze dicht bij de cabineverwarmingsuitlaten in de cabine werd gehouden. Er werden geen afwijkingen geconstateerd. Het vliegtuig had 3313 uur (TTAF)¹⁵ gevlogen en had 4217 landingen gemaakt. De twee voorgaande jaarlijkse controles werden op 8 september 2005 en 16 september 2004 uitgevoerd; de TTAF op deze data waren respectievelijk 3251 en 3195. Er werden geen afwijkingen geconstateerd.

De laatste twee geplande onderhoudsbeurten van het vliegtuig zijn uitgevoerd op 30 juni 2005 (een 50-uurs inspectie) en op 5 december 2005 (een 200-uurs inspectie). Het uitlaatsysteem werd nagekeken op scheuren en veiligheid en er werd een luchtlekcontrole uitgevoerd. De TTAF op deze data waren 3231 en 3274 respectievelijk. Er werden geen afwijkingen geconstateerd. Tijdens de bovengenoemde inspecties werd de verwarmingskraag niet verwijderd. In tabel 1 is een overzicht van de inspecties weergegeven.

<i>Datum:</i>	<i>Type inspectie:</i>	<i>TTAF (uren):</i>	<i>Aantal vliegreizen sinds voorgaande inspectie:</i>
22 september 2006	Jaarlijkse controle	3313	39
5 december 2005	200 uurs	3274	23
8 september 2005	Jaarlijkse controle	3251	20
30 juni 2005	50 uurs	3231	36
16 september 2004	Jaarlijkse controle	3195	-

Tabel 1: Inspecties van D-EBAA in de periode van september 2004 tot en met september 2006.

De onderhoudsarchieven vanaf 1998 werden onderzocht. Er werden hierbij geen vervangingen of problemen met betrekking tot de motoruitlaatassemblage gevonden. Aangezien er geen identificatie-informatie werd gevonden op de uitlaatdemper was het niet mogelijk om de herkomst en geschiedenis van dit onderdeel te herleiden.

Ten tijde van het ongeluk bestonden er geen Airworthiness Directives, Service Bulletins of Service Letters met betrekking tot het F182Q uitlaat systeem.

Analyse

Ondanks dat de cabineverwarmingshendel van de D-EBAA gevonden werd in een stand dichtbij "off", lijkt het, gebaseerd op de resultaten van het pathologische onderzoek, het onderzoek van de uitlaatdemper en het feit dat het vliegtuig op FL90 vloog in koude buitenlucht, aannemelijk dat de

¹⁵ TTAF = Total Time Air Frame (aircraft).

piloot gedurende de vlucht de "on" stand heeft geselecteerd voor de cabineverwarming. Vervolgens is koolmonoxide in het cabineverwarmingssysteem gekomen als resultaat van de scheuren in de uitlaatdemper. Daarna kwam er koolmonoxide de cabine binnen. Aangezien beide luchtkanalen dicht waren, kwam er geen verse lucht de cabine in en verergerde de situatie. Dit resulteerde in het onwel worden van de piloot. Het laatste contact tussen de piloot en de luchtverkeersleiding was om 18.14 uur. Aangezien de piloot verward klonk tijdens dit laatste radiobericht is het waarschijnlijk dat zijn bewustzijn al aan het verminderen was vanwege de koolmonoxide. Omdat de automatische piloot aan stond, bleef het vliegtuig een constante hoogte houden en volgde een min of meer stabiele koers gedurende 1 uur en 53 minuten na het laatste radiobericht. Nadat de brandstof op was geraakt, begon het vliegtuig te dalen en stortte uiteindelijk neer in de Waddenzee.

De standen van de gashendel, de propellerspoedhendel en de brandstofmengselhendel zoals deze werden aangetroffen zijn niet in detail onderzocht. Ook is het gedrag van de automatische piloot niet onderzocht nadat het vliegtuig zijn brandstof had verbruikt. Het kon niet worden vastgesteld waarom de zekering van de automatische piloot in de "uit" stand werd aangetroffen.

De geschiedenis van de uitlaatdemper kon niet worden achterhaald door de Raad. De onderhoudsarchieven van het vliegtuig, vanaf 1998, lieten geen afwijkingen zien. Op basis van de onderhoudsdocumentatie kan worden geconcludeerd dat sinds september 2004¹⁶ de inspectie van het uitlaatsysteem van de D-EBAA uitgevoerd werd volgens het onderhoudshandboek, telkens na 50 bedrijfsuren. De Raad vindt het opvallend dat er scheuren aanwezig waren in de uitlaatdemper maar deze niet werden gevonden tijdens de laatste inspectie, uitgevoerd acht maanden voordat het ongeval gebeurde.

Aangezien koolmonoxide niet gezien of geroken kan worden, is het moeilijk om de subtiele beginselen van een koolmonoxidevergiftiging te herkennen. De Raad moedigt derhalve het gebruik van koolmonoxidedetectors aan in de cockpit.

Soortgelijke voorvallen

De National Transportation Safety Board (NTSB) onderzocht een ongeval op 17 december 2000 met een Beech BE-23. Het vliegtuig stortte neer in heuvelachtig, bebost terrein tijdens een vlucht van Spirit of St. Louis Airport, Chesterfield, Missouri naar Tulsa, Oklahoma, in de Verenigde Staten. De NTSB stelde vast dat de waarschijnlijke oorzaak van dit ongeval, gedeeltelijk het onwel worden van de piloot was als gevolg van koolmonoxide en een gescheurde demper. De database voor ongelukken en incidenten van de NTSB en het Service Difficulty Report (SDR) systeem van de Federal Aviation Administration (FAA) werden als onderdeel van dit onderzoek bekeken. Deze databases bevatten enkel rapporten met betrekking tot vliegtuigen die geregistreerd zijn in de Verenigde Staten.

Als resultaat van het onderzoek van de NTSB zijn vier veiligheidsaanbevelingen aan de FAA gericht in 2004. De resultaten van dit onderzoek en de aanbevelingen zijn aangehecht in bijlage A en de reactie van de FAA op deze aanbevelingen in bijlage B van dit rapport.

Binnen Europa¹⁷ is gebleken dat sinds 1991 zeventien voorvallen zijn gerapporteerd betreffende scheuren in uitlaatsystemen van éénmotorige vliegtuigen met een zuigermotor.

¹⁶ De periode voorafgaand aan deze maand is niet onderzocht door de Raad.

¹⁷ De Raad heeft navraag gedaan bij zestien landen in Europa.

CONCLUSIE

De Raad concludeert:

- Door scheuren in de motoruitlaatdemper kon koolmonoxide de cabine binnenkomen. Dit leidde tot het onwel worden van de piloot en resulteerde uiteindelijk in het verlies van controle en het neerstorten van het vliegtuig in de Waddenzee.
- De materialen die gebruikt zijn in de uitlaatdemper waren niet overeenkomstig de ontwerp-specificaties.
- De laatste inspectie van het vliegtuig heeft de scheuren in de uitlaatdemper niet geopenbaard.

MODEL 182 & T182 SERIES SERVICE MANUAL

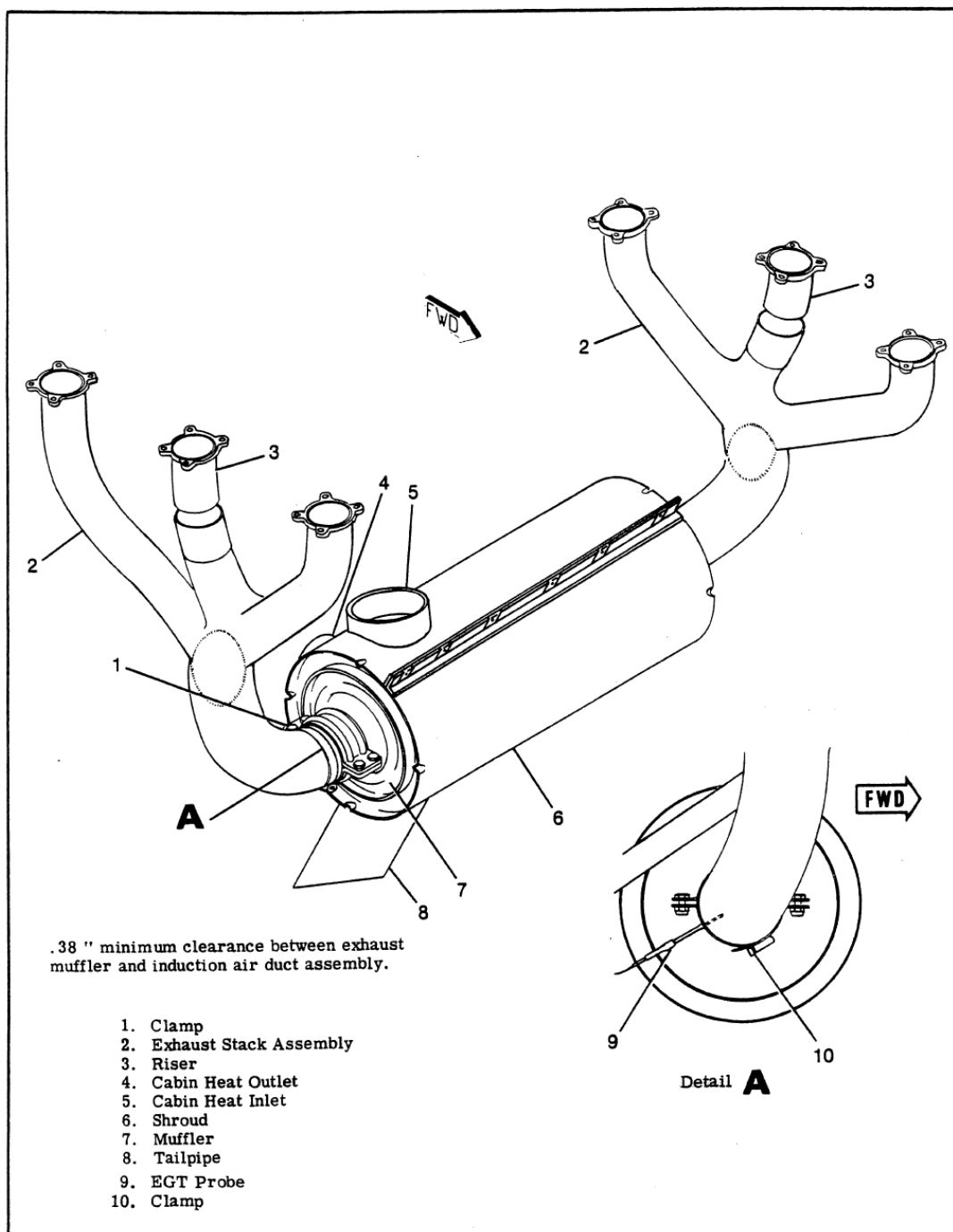


Figure 11-8. Exhaust System

11-32

Afbeelding 2: Tekening van het uitlaatsysteem.

Bijlage A: National Transportation Safety Board, veiligheidsaanbevelingen.



National Transportation Safety Board

Washington, D.C. 20594

Safety Recommendation

Date: June 23, 2004

In reply refer to: A-04-25 through -28

Honorable
Administrator
Federal Aviation Administration
Washington, D.C. 20591

On December 17, 2000, about 1821 central standard time, a Beech BE-23, N2324J, impacted hilly, wooded terrain en route from Spirit of St. Louis Airport (SUS), Chesterfield, Missouri, to Tulsa, Oklahoma.¹ The commercial-rated pilot, the sole occupant of the airplane, was killed, and the airplane was destroyed. Radar data indicate that about 1 hour after its departure from SUS, the airplane's heading and altitude became erratic. Between 1809 and 1821, the airplane descended from 8,500 feet mean sea level (msl) to 2,500 feet msl, and its flightpath was a series of irregular descending turns in an easterly direction. The last radar return was about 0.5 mile from the accident site. Visual meteorological conditions prevailed, and no flight plan was filed for the 14 *Code of Federal Regulations* (CFR) Part 91 flight.

The National Transportation Safety Board determined that the probable cause of this accident was, in part, "the pilot's incapacitation due to carbon monoxide [CO] and [a] fractured muffler." Postaccident examination of the airplane's muffler at the Safety Board's materials laboratory revealed oxidation that penetrated the wall of the muffler shroud and extended around at least 20 percent of the muffler's circumference. The metallurgical report stated that the oxidized areas of the fracture appeared black, which was consistent with a preexisting fracture that was exposed to the environment for an extended period of time.

At the time of the accident, the airplane had accumulated 2,082 hours since its manufacture in 1963 and approximately 6 hours since its last annual inspection in August 2000. A review of the airplane's maintenance records found that the muffler had been replaced on

¹ The description of this accident, CHI01FA052, can be found on the Safety Board's Web site at <<http://www.nts.gov>>.

November 26, 1973, (1,218 flight hours before the accident). These records also indicate that the muffler weld and assembly had been inspected "for leaks and deterioration" during an annual inspection on May 21, 1999, (23 flight hours before the accident) and that they were found to be "ok."

A similar accident occurred on January 17, 1997, when a Piper PA-28-236 crashed near Alton, New Hampshire, killing the pilot and pilot-rated passenger.² About 25 minutes after the airplane's departure from Farmingdale, New York, the passenger reported to air traffic control (ATC) that the pilot was unresponsive. ATC tracked the airplane and another aircraft tried to provide assistance, but, almost 2 hours after the passenger contacted ATC, the airplane crashed. The flight was being conducted under 14 CFR Part 91.

The Safety Board determined that the probable cause of this accident was "an exhaust gas leak due to inadequate maintenance, which resulted in carbon monoxide poisoning, and incapacitation of the pilot." Postaccident examination of the accident airplane revealed a large crack in the airplane's muffler that extended around about two-thirds of the muffler circumference. At the time of the accident the airplane had accumulated 1,626 hours since its manufacture in 1970 and 88 hours since its last annual inspection in January 1996. There was no entry in the airplane or engine logs that indicated whether the muffler had been replaced since the manufacture of the airplane.

The Piper PA-28-236 service manual recommends that all airplanes be fitted with a new muffler at or near 1,000 hours of muffler use and that the muffler, heat exchange shroud, and all exhaust connections be rigidly inspected at each annual or 100-hour inspection. The Piper service manual also suggests that the exhaust system be inspected more carefully as the number of hours increases and before winter operation, when cabin heat will be in use.³ It also recommends that, if any component is inaccessible for a visual inspection, a submerged pressure check of the muffler and exhaust stack be performed at 2 pounds per square inch (psi) pressure or that a ground test be conducted using a CO indicator while the engine is running and the cabin heat valves are open. The manual further states that if CO concentrations exceed 0.005 percent, the muffler must be replaced.

Although the Piper manual recommends pressure testing and muffler replacement, the Safety Board notes that there is no requirement to pressure test single-engine airplane mufflers nor is a life limit imposed on these components. Further, there is no requirement for a detailed inspection of airplane mufflers. Title 14 CFR Part 43, Appendix D states, in part, that "each person performing an annual or 100-hour inspection shall inspect (where applicable) components of the engine and nacelle group as follows: exhaust stacks—for cracks, defects, and improper attachment."

² The description of this accident, IAD97FA043, can be found on the Safety Board's Web site at <<http://www.nts.gov>>.

³ Most single-engine reciprocating-powered airplanes use a muffler/heat exchanger to heat the airplane cabin and systems.

A query of the Safety Board's accident database found 125 accidents or incidents from 1964 to the present that involved muffler failure in single-engine reciprocating-powered airplanes (models include Piper, Cessna, Beech, Aero Commander, Bellanca, Luscombe, Navion, and Aeronca), resulting in 42 fatalities and 27 serious injuries. Of the 54 exhaust system failures that occurred between 1983 and 2002, 25 occurred within 40 hours of the airplane's most recent annual inspection.⁴ The Board also found that the mufflers involved in these accidents had accumulated an average of 2,200 hours and that 60 percent of the mufflers had accumulated between 1,000 to 2,000 hours when the accidents occurred.

The Safety Board notes that not all of the muffler-related accidents and incidents in the Safety Board's database were the result of pilot incapacitation due to CO exposure. Some of these accidents and incidents occurred when muffler failure resulted in damage to critical airplane systems; for example, on September 24, 1985, the pilot of a Bellanca 17-30A, N6627V, executed a forced landing on rough, uneven terrain after he smelled smoke and the engine lost power during initial climb near Burlington, Washington. The airplane struck a ditch and was substantially damaged.⁵ Postaccident examination of the airplane's exhaust system revealed that the left exhaust muffler had eroded at the muffler outlet and hot exhaust fumes had damaged the voltage regulator, alternator, and magneto wires. The exhaust system had been visually inspected on August 18, 1982, which was 50 hours before the accident flight.

A similar accident occurred on October 29, 1999, when a Piper PA-22-150 crashed near Newberry, South Carolina.⁶ Thirty minutes into the flight, the pilot noticed smoke entering the cabin. He elected to make an emergency landing at the nearest airport. About 3 miles from the airport, the pilot noticed fire at the right rudder pedals. He decreased power and started descending toward a field. The airplane sustained substantial damage and the pilot was seriously injured. Postaccident examination of the muffler revealed two areas of burn-through damage. In addition, a 14-inch-diameter area of insulation at the airplane's firewall exhibited indications of severe overheating. At the time of the accident, the airplane had accumulated 1,845 hours. The airplane's maintenance records indicated that the muffler was last inspected on April 8, 1999.

A review of records between 1974 and 2001 in the Federal Aviation Administration's (FAA) Service Difficulty Report (SDR) system found 232 reports of cracked or leaking mufflers on single-engine reciprocating-powered airplanes. Many of the SDRs indicated that visual inspection of the exhaust system did not or would not have detected cracks. For example, an entry on a Cessna 182 SDR, dated October 15, 1998, stated, "performed pressure test per Cessna Service Bulletin 98-78-02⁷ and found a 1-inch crack along edge of weld attaching flange to

⁴ The Safety Board's database does not contain detailed maintenance information for accidents that occurred before 1983; therefore, it is not known how many hours elapsed since the last inspection before these accidents occurred.

⁵ The description for this accident, SEA85LA230, can be found on the Safety Board's Web site at <<http://www.nts.gov>>.

⁶ The description for this accident, MIA00LA018, can be found on the Safety Board's Web site at <<http://www.nts.gov>>.

⁷ SB 98-78-02 recommends that the Cessna 182 exhaust system be pressure tested during each annual inspection using a vacuum cleaner and soapy water to detect any leaks in the exhaust system.

forward end plates. Cracks cannot be visually seen unless muffler is removed.” The entry also stated that the airplane had gone through an annual inspection just 14.7 flight hours before the defect was found. An SDR from 1981 (the date of submission is unavailable) for a Beech F33A stated, “Mechanic detected exhaust fumes on ground run. Found heater muffler cracked. Last inspection was only 28 hours earlier.” A Piper PA28 SDR, dated February 18, 1994, stated, “Pilot reported exhaust fumes in cockpit...Found hole worn in muffler by flange of muffler shroud...Recommend closer inspection of muffler shroud assembly at each inspection.”

Since 1962, the FAA has issued more than 20 airworthiness directives (AD) that address leaking mufflers, requiring visual inspections or pressure testing at varying intervals to identify cracks and prevent CO and hot exhaust leaks in single-engine reciprocating-powered airplanes. Despite these requirements, muffler failures and leaks continue to occur, suggesting that these ADs have not been completely effective. Although the SDR statements cited earlier indicate that pressure testing mufflers on single-engine reciprocating-powered airplanes can be a more reliable method for detecting cracks and leaks than visual inspection, the Safety Board notes that pressure testing only identifies cracks and leaks that have already perforated the muffler. Accordingly, muffler inspections and pressure testing cannot be relied upon to detect and correct muffler and exhaust system leaks before they become hazardous. Therefore, the Safety Board believes that the FAA should evaluate the inspection methods that could be used to determine the integrity of the exhaust systems and require additional procedures that are effective. The Safety Board further believes that the FAA should establish a recommended replacement time interval for exhaust systems in general aviation aircraft with reciprocating engines and cabins, taking into consideration the factors that cause or contribute to the deterioration or erosion of exhaust systems. After the establishment of this recommended replacement time interval, the FAA should issue a notice to all 14 CFR Part 91 owners and operators advising them of these recommended replacement time intervals and require adherence to the replacement time intervals for 14 CFR Part 135 owners and operators.

As demonstrated by the December 17, 2000, and January 17, 1997, accidents cited in this letter, CO poisoning is often the result of eroded or cracked exhaust systems.⁸ A search of the Safety Board’s database for accidents or incidents involving CO poisoning from 1964 to the present found 58 accidents or incidents, which resulted in 84 fatalities and 5 serious injuries. Because CO cannot be seen or smelled, its presence in the airplane can easily go undetected, impairing the judgment of airplane occupants or incapacitating them in flight. Exposure to CO at levels greater than those permitted by the Federal Aviation Regulations⁹ can cause oxygen deficiency, the effects of which may be exacerbated by flight conditions. The physiological effects of CO poisoning may include shortness of breath, headache, fatigue, nausea, disorientation, unconsciousness, and respiratory failure, depending on CO concentration levels and duration of exposure.

⁸ The Safety Board notes that CO poisoning as a result of muffler failures is primarily of concern in single-engine reciprocating-powered airplanes with forward-mounted engines and enclosed cockpits.

⁹ Title 14 CFR 23.831 states that “each passenger and crew compartment must be suitably ventilated” and that “carbon monoxide concentration may not exceed one part in 20,000 parts of air.”

Although many general aviation pilots use CO detection devices, there is currently no requirement to do so, nor is there any standard for the type of CO detection that would be best suited for general aviation use. The Safety Board is aware of a variety of CO detectors that are available for use in general aviation airplanes. Many are plugged into a lighter socket, while others are battery-operated and can be mounted anywhere in the cockpit. Some indicate the presence of CO by changing color and others provide an aural and visual alert. The ability to detect the presence of CO before a pilot's judgment is impaired is necessary to the continued safe operation of the aircraft. Therefore, the Safety Board believes that the FAA should evaluate CO detector technology for use in general aviation aircraft. The Board also believes that the FAA should develop specific standards to ensure any detection device used in general aviation aircraft quickly and distinctly alerts the user to the presence of CO in the cockpit before the CO reaches a level that would impair a pilot's ability to safely operate an aircraft. The FAA should also require the installation of CO detectors meeting the standards developed as a result of the preceding recommendation in all single-engine reciprocating-powered airplanes with forward-mounted engines and enclosed cockpits that are already equipped with any airplane system needed for the operation of such a CO detector.

Therefore, the National Transportation Safety Board recommends that the Federal Aviation Administration:

Evaluate the inspection methods that could be used to determine the integrity of the exhaust systems and require additional procedures that are effective; establish a recommended replacement time interval for exhaust systems in general aviation aircraft with reciprocating engines and cabins, taking into consideration the factors that cause or contribute to the deterioration or erosion of exhaust systems. After the establishment of this recommended replacement time interval, issue a notice to all 14 *Code of Federal Regulations* (CFR) Part 91 owners and operators advising them of these recommended replacement time intervals and require adherence to the replacement time intervals for 14 CFR Part 135 owners and operators. (A-04-25)

Evaluate carbon monoxide detector technology for use in general aviation aircraft. (A-04-26)

Develop specific standards to ensure any detection device used in general aviation aircraft quickly and distinctly alerts the user to the presence of carbon monoxide (CO) in the cockpit before the CO reaches a level that would impair a pilot's ability to safely operate an aircraft. (A-04-27)

Require the installation of carbon monoxide (CO) detectors meeting the standards developed as a result of Safety Recommendation A-04-27 in all single-engine reciprocating-powered airplanes with forward-mounted engines and enclosed cockpits that are already equipped with any airplane system needed for the operation of such a CO detector. (A-04-28)

Chairman , Vice Chairman and Members ,
, and concurred with these recommendations.

Original Signed

By:
Chairman

**Bijlage B: Reactie van Federal Aviation Administration op
veiligheidsaanbevelingen A-04-25 tot en met -28, uitgebracht door de National
Transportation Safety Board.**



U.S. Department
of Transportation

**Federal Aviation
Administration**

MAY 15 2008

Office of the Administrator

800 Independence Ave., S.W.
Washington, D.C. 20591

REC'D MAY 28 2008

MC20802 TO
NOT 7559A

The Honorable
Chairman, National Transportation
Safety Board
490 L'Enfant Plaza East, SW.
Washington, DC 20594

Dear Chairman

This is in further response to Safety Recommendations A-04-25 through -28 issued by the Board on June 23, 2004, and supplements our letter dated September 9, 2004. These safety recommendations were issued as a result of the Board's investigation of an accident on December 17, 2000, involving a Beech BE-23, N2324J. The airplane impacted hilly, wooded terrain while en route from Spirit of St. Louis Airport, Chesterfield, Missouri, to Tulsa, Oklahoma. The commercial-rated pilot and sole occupant of the airplane was killed, and the airplane was destroyed. Radar data indicate that about 1 hour after its departure from St. Louis, the airplane's heading and altitude became erratic. Between 1809 and 1821, the airplane descended from 8,500 feet mean sea level to 2,500 feet mean sea level, and its flightpath was a series of irregular descending turns in an easterly direction. The last radar return was about 0.5 mile from the accident site. Visual meteorological conditions prevailed, and no flight plan was filed for the 14 Code of Federal Regulations (CFR) Part 91 flight.

A-04-25. Evaluate the inspection methods that could be used to determine the integrity of the exhaust systems and require additional procedures that are effective; establish a recommended replacement time interval for exhaust systems in general aviation aircraft with reciprocating engines and cabins, taking into consideration the factors that cause or contribute to the deterioration or erosion of exhaust systems. After the establishment of this recommended replacement time interval, issue a notice to all 14 Code of Federal Regulations (CFR) Part 91 owners and operators advising them of these recommended replacement time intervals and require adherence to the replacement time intervals for 14 CFR Part 135 owners and operators.

FAA Comment. During the type certification process, type certificate and supplemental type certificate holders are required by 14 CFR section 23.1529 to create Instructions for Continued Airworthiness that are reviewed and accepted by the Flight Standards Aircraft Evaluation Group in coordination with the responsible Aircraft Certification office. These design approval holders are also required by 14 CFR section 21.50 to make this information available to aircraft owners for maintaining the airworthiness of the product. To specifically address this safety recommendation, we reviewed several type design holder's maintenance manuals for inspection

and maintenance procedures for exhaust systems. The manuals reviewed contained effective procedures for determining exhaust system integrity and airworthiness.

The design of an exhaust system varies among aircraft manufacturers, making it difficult to establish a consistent replacement interval for all type designs. Some manufacturers recommend replacement of an exhaust system every 1,000 hours while other manufacturers maintain that "on condition" replacement of exhaust system components is adequate if the exhaust system is inspected per the maintenance manual procedures. If an inspection reveals an unairworthy condition of an exhaust system component, the aircraft must be made airworthy before being returned to service by a certificated mechanic or maintenance organization. This entails properly repairing or replacing the unairworthy exhaust system component. If the manufacturer's recommended maintenance program includes a replacement time interval for the exhaust system, part 135 operators are required to comply within the time interval unless otherwise approved by the Administrator. There is no requirement for part 91 operators to comply with such replacement time intervals recommended in the maintenance manual.

We continue to stress to the aviation community the importance of proper exhaust system maintenance. In October 2006, we published an article in Advisory Circular 43-16A, "Aviation Maintenance Alerts," (Enclosure 1) describing good exhaust system maintenance practices that can prevent entry of carbon monoxide (CO) into the cabin. We will also use aviation maintenance alerts and other forms of communication to advise the public of recommended exhaust system maintenance practices and the manufacturers' recommended exhaust system component replacement intervals.

I believe that the Federal Aviation Administration has effectively addressed this safety recommendation, and I consider our actions complete.

A-04-26. Evaluate carbon monoxide detector technology for use in general aviation aircraft.

FAA Comment. The FAA tasked Wichita State University to conduct research that focuses on the carbon monoxide issues as they apply to general aviation products and that research is ongoing. Enclosed is a copy of the Project Statement of Work (Enclosure 2).

Under this cooperative research grant "Detection and Prevention of Carbon Monoxide Exposure in General Aviation Aircraft," researchers created a database by surveying technical information on 43 CO detectors commercially available from two dozen manufacturers. CO detectors can be grouped into five sensor technology types: biomimetic, electrochemical, spot, infrared, and semiconductor. Each type of sensor technology has advantages and limitations. Considering the requirements for detecting accuracy, response time, false alarms, and power consumption, electrochemical sensor-based carbon monoxide detectors appear to be the most suitable for use in general aviation environment.

Based on the technical information provided by the manufacturers, the researchers developed a list of performance parameters and specifications and categorized them into four different groups:

- Tier 1: imperative performance parameters within a general aviation environment;
- Tier 2: useful performance parameters within a general aviation environment;
- Tier 3: not necessarily useful performance parameters within a general aviation environment; and
- Tier 4: miscellaneous parameters.

Users will be able to use the database of commercially available detectors and the categorized list of performance parameters to assist them in selecting CO detectors best suited for their aircraft.

This database and the list of parameters will be included as an appendix in the final project report scheduled to be completed in December 2008.

I will keep the Board informed of the FAA's progress on this safety recommendation.

A-04-27. Develop specific standards to ensure any detection device used in general aviation aircraft quickly and distinctly alerts the user to the presence of carbon monoxide (CO) in the cockpit before the CO reaches a level that would impair a pilot's ability to safely operate an aircraft.

FAA Comment. Technical Standard Order (TSO) C-48, "Carbon Monoxide Detector Instruments," establishes the performance standards for carbon monoxide detector instruments. The FAA is updating the TSO by adopting the current version of the Society of Automotive Engineers Aviation Standard AS412, Rev B, "Carbon Monoxide Detector Instruments." Enclosed is a copy of TSO C-48 and AS412, Rev B (Enclosure 3) for the Board's information.

Under the research grant described in Safety Recommendation A-04-26, Wichita State University was tasked to perform research and testing to determine the most effective method to select the CO detector and its placement in a typical GA aircraft so that it quickly alerts the pilot if the presence of CO exceeds the § 23.831 requirement of 50 ppm. This research includes installation of electrochemical sensor-based detectors with data logging capability in a fleet of Cessna Model 172 aircraft. Potential detector locations will be based on parameters such as: early detection, visibility, and accessibility. The results of this research will be published in the final project report to be completed in December 2008 and will be used to develop a revision to the TSO.

I will keep the Board informed of the FAA's progress on this safety recommendation.

A-04-28. Require the installation of carbon monoxide (CO) detectors meeting the standards developed as a result of Safety Recommendation A-04-27 in all single-engine reciprocating-powered airplanes with forward-mounted engines and enclosed cockpits that are already equipped with any airplane system needed for the operation of such a CO detector.

FAA Comment. Through the research described in our response to Safety Recommendation A-04-26, we will pursue engineering guidance for proper installation procedures for carbon monoxide detectors meeting FAA TSO C-48, "Carbon Monoxide Detector Instruments." The

ongoing research project includes development of a streamlined method of installing carbon monoxide detectors meeting TSO C-48 in general aviation products and possible regulatory considerations for carbon monoxide detectors. The technical report from this research is scheduled to be completed by the end of 2008.

When this research is completed, the FAA will determine if a change to 14 CFR Part 23 is necessary to mandate installation of CO detectors as required equipment on newly designed aircraft. The FAA will also determine the need for airworthiness directive action if an unsafe condition exists with any specific type design in the existing general aviation fleet.

I will keep the Board informed of the FAA's progress on this safety recommendation.

Sincerely,

Acting Administrator

Enclosures