



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici
Uffizi d'investigaziun per accidents d'aviatica

Aircraft accident investigation bureau

Schlussbericht Nr. 1883

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Luftfahrzeuges Velocity 173 RG, HB-YHB,

der Sonderkategorie Eigenbau

vom 10. Juli 2003

bei Würenlingen AG, ca. 40 km westlich von Zürich

Causes

L'accident est dû au fait que le pilote a perdu le contrôle de l'avion lors d'une tentative d'atterrissage d'urgence. Par la suite, l'avion est entré en collision avec le terrain.

Les facteurs suivants ont joué un rôle dans l'accident:

- Construction inadéquate de l'installation du système d'échappement
- Les informations pour une bonne appréciation de la situation n'ont été que tardivement à disposition
- Perte de régime ou panne de moteur dans la phase finale de l'atterrissage d'urgence

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Entsprechend dem Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt (ICAO Annex 13) ist das alleinige Ziel der Untersuchung eines Flugunfalles oder eines schweren Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Es ist nicht Zweck dieser Untersuchung, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Gemäss Art. 24 des Schweizer Luftfahrtgesetzes ist die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung.

Geschlechtsunabhängig wird in diesem Bericht aus Datenschutzgründen ausschliesslich die männliche Form verwendet.

Alle Zeiten in diesem Bericht sind, wo nicht anders angegeben, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet: $LT = MESZ = UTC + 2 \text{ h}$.

Der Wortlaut des deutschsprachigen Berichtes ist massgebend.

Das Büro für Flugunfalluntersuchungen bedankt sich bei den Behörden und Organisationen für die Unterstützung, die ihm bei der Durchführung der Untersuchung gewährt wurde.

Schlussbericht

Eigentümer und Halter	Privat
Luftfahrzeugmuster	Velocity 173 RG
Herstellerland	USA (Kit), Zusammenbau in der Schweiz
Eintragungszeichen	HB-YHB
Ort	Im Neuguet, nördlich von Würenlingen AG
Datum und Zeit	10. Juli 2003, 11:25 Uhr

Allgemeines

Kurzdarstellung

Am 10. Juli 2003 startete um 10:28 Uhr der Pilot mit seinem selbst gebauten Flugzeug, Velocity 173 RG, HB-YHB der Sonderkategorie Eigenbau, auf dem Flugplatz Grenchen zu einem privaten VFR Flug nach Straubing in der Bundesrepublik Deutschland. Nebst dem Piloten befand sich ein Passagier in der Maschine. Ungefähr eine halbe Stunde nach dem Start teilte der Pilot „Zurich Information“ mit, dass er ein Problem mit dem elektrischen System habe und dass er beabsichtige nach Grenchen zurückzukehren. Zu diesem Zeitpunkt befand sich das Flugzeug über süddeutschem Gebiet.

Auf eine Anweisung von „Zurich Information“ hin, den ATC-Transponder erneut auf den Code 4253 einzustellen, meldete der Pilot um 11:08 Uhr, dass sein ATC-Transponder ausgefallen sei. Eine weitere Anweisung des Flugverkehrsleiter (FVL)-Assistenten, sich beim VOR Trasadingen zu melden, wurde vom Piloten nicht mehr bestätigt.

Das Flugzeug wurde später von mehreren Augenzeugen beobachtet, wie es rauchend und brennend in ein Maisfeld etwas nördlich von Würenlingen AG abstürzte. Der Pilot und sein Passagier kamen dabei ums Leben. Die Unfallzeit wurde von Augenzeugen mit 11:25 Uhr angegeben.

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am 10. Juli 2003 um 11:25 Uhr. Um 11:26 Uhr meldete sich ein Augenzeuge telefonisch bei der Einsatzzentrale des Polizeikommandos der Kantonspolizei Aargau und berichtete über den Absturz eines Kleinflugzeuges in der Nähe von Würenlingen.

Die Untersuchung wurde noch am selben Tag durch das Eidgenössische Büro für Flugunfalluntersuchungen in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Aargau eingeleitet.

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass der Pilot beim Versuch einer Notlandung die Kontrolle über das Flugzeug verlor und anschliessend mit dem Gelände kollidierte.

Folgende Faktoren haben zur Entstehung des Unfalls beigetragen:

- Unzweckmässige Konstruktion der Auspuffanlage
- Zu spät verfügbare Informationen für eine umfassende Lagebeurteilung
- Leistungsabfall oder Ausfall des Motors in der Endphase der Notlandung

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Vorgeschichte

Das Flugzeug HB-YHB wurde vom Halter und Piloten zusammen mit einer Gruppe von Helfern selbst gebaut. Es handelte sich dabei um einen Bausatz mit zum Teil vorgefertigten Bauelementen und mit einer ausführlichen Bauanleitung. Das Projekt wurde durch den Verband „*Experimental Aviation of Switzerland*“ (EAS) begleitet.

Der Erstflug und ein beträchtlicher Teil des Flugerprobungsprogramms wurden durch einen pensionierten Testpiloten durchgeführt. Das Flugerprobungsprogramm wurde dokumentiert. Der Testpilot übernahm auch die Einweisung des Erbauers auf die Velocity, HB-YHB.

Das Flugzeug HB-YHB hatte am 4. August 1999 einen ersten Unfall. Bei der Sicherheitslandung nach einem Leistungsabfall des Motors unmittelbar nach dem Start rollte das Flugzeug über das Pistenende hinaus. Dabei wurden das Bugfahrwerk und der Propeller beschädigt. Das Flugzeug blieb für 20 Monate am Boden. Die Reparatur wurde dokumentiert. Das BFU erstellte damals einen summarischen Bericht, in welchem als Ursache ein loser Luftansaugschlauch erwähnt wurde.

Nach einem Fahrwerkschaden im Juni 2002 war das Flugzeug erneut für fast ein Jahr ausser Betrieb.

Gemäss Flugreisebuch wurden mit der HB-YHB zwischen Mai und Juli 2003 zweiundzwanzig kürzere Flüge durchgeführt. Die beiden letzten Flüge vor dem Unfallflug erfolgten am 6. Juli 2003. Sie führten von Grenchen nach Locarno und zurück und dauerten jeweils 55 Min. Diese wurden nicht durch den Erbauer durchgeführt.

1.1.2 Flugverlauf

Der Pilot startete am 10. Juli 2003 um 10:28 Uhr mit seinem selbst gebauten Flugzeug, Velocity 173 RG, HB-YHB „Experimental“, auf dem Flugplatz Grenchen (LSZG) zu einem privaten VFR Flug nach Straubing (EDMS) in der Bundesrepublik Deutschland, um dort am Flugzeug Lärmmessungen vornehmen zu lassen. Nebst dem Piloten befand sich ein Passagier in der Maschine. Um 10:38:46 Uhr meldet der Pilot an „Zurich Information“, dass er von Grenchen via die Wegpunkte Trasadingen - Wengen - Walda nach Straubing in Deutschland unterwegs sei und dass er sich auf einer Höhe von 3500 ft QNH über Oensingen befinde. Darauf wies „Zurich Information“ den Piloten an, den kontrollierten Luftraum um Zürich (TMA und CTR) zu meiden, eine maximale Höhe von 3000 ft QNH einzuhalten und sich beim VOR Trasadingen wieder zu melden. Der Pilot bestätigte um 10:39:15 Uhr, dass er auf 3000 ft QNH absinken werde und dass er sich beim VOR Trasadingen melden werde.

Um 10:51:41 Uhr meldete der Pilot an „Zurich Information“ das Überfliegen von Trasadingen auf einer Höhe von 3000 ft QNH. Einige Sekunden später wies „Zurich Information“ den Piloten an, den ATC-Transponder Code 4253 einzustellen. Der Pilot antwortete darauf mit: „*four two five three is coming*“.

Um 11:06:24 Uhr meldete sich der Pilot erneut bei „Zurich Information“ und teilte mit, dass er ein Problem mit dem elektrischen System habe und dass er beabsichtige, nach Grenchen zurückzukehren. Er befände sich im Moment auf 5500 ft QNH, werde aber wieder auf eine Höhe von 3000 ft QNH absinken. Zu diesem Zeitpunkt befand sich das Flugzeug über süddeutschem Gebiet. Eine halbe Minute später teilte „Zurich Information“ dem Piloten mit, dass der Flugplan geändert werde und wies den Piloten gleichzeitig an, den ATC-Transponder erneut auf den Code 4253 einzustellen. Etwas später, um 11:08:06 Uhr, meldete der Pilot, dass sein ATC-Transponder ausgefallen sei, er werde aber auf 3000 ft QNH absinken.

Um 11:08:11 Uhr bestätigte der FVL-Assistent von „Zurich Information“ mit „ah roger“, dass er die Meldung des Piloten empfangen habe und wies ihn an, sich beim VOR Trasadingen zu melden. Diese Anweisung wurde vom Piloten nicht mehr bestätigt.

Das Flugzeug wurde später von mehreren Augenzeugen beobachtet, wie es rauchend und brennend in ein Maisfeld etwas nördlich von Würenlingen AG abstürzte. Der Pilot und sein Passagier kamen dabei ums Leben. Die Unfallzeit wurde von Augenzeugen mit 11:25 Uhr angegeben.

Der FVL-Assistent von „Zurich Information“ versuchte noch dreimal mit der HB-YHB Kontakt aufzunehmen (um 11:34:36, 11:34:49 und 11:36:20 Uhr), ohne jedoch eine Antwort zu erhalten.

1.2 Personenschäden

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	1	1	---
Erheblich verletzt	---	---	---
Leicht oder nicht verletzt	---	---	---

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Luftfahrzeug HB-YHB wurde durch den Aufprall und das ausgebrochene Feuer zerstört.

1.4 Drittschaden

Durch den Absturz, den anschliessenden Brand und die Bergung wurden 200 – 300 m² Maiskultur beschädigt.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1 Pilot

Person	Schweizerbürger, Jahrgang 1945
Lizenz	Ausweis für Privatpiloten, ausgestellt durch das BAZL am 06.10.1978
Berechtigungen	VFR
Eingetragene Flugzeugmuster	C150, C172, C182, Velocity
Letzte fliegerärztliche Untersuchung	09.05.2003, Befund: „tauglich“ (Brillenträger)

1.5.1.1 Flugerfahrung

Flugerfahrung gesamthaft	446 h
auf Motorflugzeugen	446 h
auf dem Unfallmuster	43 h
während der letzten 90 Tage	9 h

1.5.2 Passagier

Schweizerbürger, Jahrgang 1948.

Der Passagier hatte keine fliegerischen Ausweise und Erfahrung.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1 Flugzeug HB-YHB

Luftfahrzeugmuster	Velocity 173 RG
Charakteristik	einmotoriger, viersitziger Schulterdecker mit Canard, einziehbarem Fahrwerk und verstellbarem Propeller
Hersteller des Bausatzes	Velocity Inc., Sebastian, FL 32958 USA
Erbauer	Eigenbau durch den Halter nach Herstellerunterlagen
Baujahr / Werknummer	1998 (Fertigstellung) / DMO 078
BAZL Übernahmeprüfung	Zelle 07.12.1998, IERA 17.12.1998
Eintragungsdatum	04.03.1999

Lufttüchtigkeitszeugnis	vorläufiges LZ, erstmals ausgestellt am: 08.03.99, letzte Verlängerung (Nr. 4) ausgestellt am: 10.02.03, Gültigkeitsdauer bis 31.12.03
Zulassungsbereich	VFR Tag, nichtgewerbsmässiger Verkehr, für Flüge gemäss Flugerprobungsprogramm
Lärmzeugnis	ausstehend
Betriebsstunden	105 h
Motor	Lycoming, IO-360-A3B6D, SN L-16677-51AC
Treibstoff	AVGAS 100 LL
Propeller	Mühlbauer, MTV-12-B-230/LD168-101, drei Blatt, Constant Speed
Antriebsart	Stossbetrieb (Pusher)

1.6.2 Masse und Schwerpunkt

Die Abflugmasse beim Start errechnete sich wie folgt:

Flugzeugmasse leer (ZFW)	673 kg
Treibstoff (262 l ¹ / 0.71)	186 kg
Insassen (2 x 85 kg, geschätzt)	170 kg
Abflugmasse (TOW)	1029 kg (MTOW 1090 kg)

Der Schwerpunkt beim Start errechnete sich wie folgt:

	<i>mass (lbs)</i>	<i>arm (inches)</i>	<i>moment (in lbs)</i>
Flugzeugmasse leer (ZFW)	1483	128.07	189 928
2 Insassen von je 85 kg	375	79.13	29 674
Treibstoff 186 kg	410	124.01	50 844
Abflugmasse (TOW)	2268	119.24	270 446

Beim Start lagen Masse und Schwerpunkt innerhalb der zulässigen Grenzen.

1.6.3 Motor

Das Flugzeug war mit einem luftgekühlten Vierzylinder Boxertriebwerk mit Einspritzanlage, in Druckanordnung, vom Typ LYCOMING IO-360, ausgerüstet.

¹ In Grenchen wurde das Flugzeug mit 180 l betankt. Aus Erfahrung kann davon ausgegangen werden, dass das Flugzeug damit voll getankt war. Nach unseren Berechnungen hat sich der Schwerpunkt nach einer Stunde Flugzeit nur unwesentlich nach vorne verschoben.

Der Motor, LYC IO-360-A3B6D, SN L-16677-51AC, wurde im Jahre 1996 einer Grundüberholung unterzogen. Der Einbau in die HB-YHB erfolgte im März 1999.

Das verbindliche (*mandatory*) Textron Lycoming *service bulletin* (SB) 525 (*high pressure fuel pump*) wurde vor Inbetriebnahme des Motors durch einen lizenzierten Unterhaltsbetrieb in der Bundesrepublik Deutschland ausgeführt.

Während der Reparaturstandzeit nach dem Unfall vom 4. August 1999 wurde am Motor das verbindliche (*mandatory*) SB No. 201E durch einen lizenzierten Unterhaltsbetrieb ausgeführt.

Am 5. Mai 2003 wurden an Motor und Propeller durch einen vom BAZL lizenzierten Unterhaltsbetrieb die 100 h Kontrollen durchgeführt. Anlässlich dieser Standzeit wurden am Motor vier Lufttüchtigkeitsanweisungen ausgeführt. Bezüglich der vorgefundenen Situation im Motorraum wurde unter anderem folgendes festgehalten:

„Die komplette Auspuffanlage mit Schalldämpfer befand sich im Motorraum. Ausserdem fiel die unfachmännische Montage der Auspuffanlage auf (keine im Flugzeug verwendeten Briden). Der Motorraum war gänzlich vollgepackt mit Auspuffrohren“.

1.6.3.1 Motorüberwachungsinstrument

Das Flugzeug HB-YHB war mit einem elektronischen Motorüberwachungsinstrument VM 1000 ausgerüstet. Auf diesem wurden unter anderem der Ladedruck, Öldruck und -temperatur, Treibstoffdruck, CHT und EGT angezeigt.

1.6.3.2 Kamera im Motorraum

Zur zusätzlichen Überwachung des Motorraums war eine Kamera installiert. Diese fiel jeweils nach ungefähr 15 Minuten Motorenlaufzeit wegen zu hoher Temperatur aus. Die Kamera war nicht Bestandteil des Bausatzes und wurde der EAS nicht zur Genehmigung vorgelegt.

1.6.3.3 Motor-Schmiersystem

Zur Kühlung des Motorenöls war im Bug des Flugzeuges ein Ölkühler eingebaut. Dies bedeutete, dass das Motorenöl über ein Leitungssystem zum Bug und wieder zurück transportiert werden musste. Die beschriebene Anordnung führte vor allem beim Stillstand oder bei geringer Fluggeschwindigkeit in Verbindung mit hoher Motorenleistung (*climb*) zu hohen Öltemperaturen. Eine Änderung, die anlässlich einer Reparaturstandzeit im Jahre 1999 gemacht wurde, brachte keine wesentliche Verbesserung. So musste das Flugerprobungsprogramm in verschiedenen Fällen wegen zu hoher Öltemperatur abgebrochen werden.

1.6.4 Propeller

Beim Propeller der HB-YHB handelte es sich um einen verstellbaren Dreiblattpropeller, Typ MTV-12-B-230/LD168-101, der Marke Mühlbauer. Der Druckpropeller hatte einen Durchmesser von 168 cm und besass eine Holz-Komposit-Struktur.

1.6.5 Treibstoffsystem

Das Treibstoffsystem umfasste im Wesentlichen einen Bendix RSA 5 *injector*, eine mechanische Membranenpumpe (*engine driven pump*) am Motor, eine elektrische Treibstoffpumpe (*auxiliary fuel pump*), zwei 30 Gallonen Flügeltanks und einen 6 Gallonen Rumpftank. Der Treibstoffdruck wurde am elektronischen Motorüberwachungsinstrument angezeigt. Die elektrische Pumpe diente als *back-up* für die mechanische Membranenpumpe.

Für die Treibstoffversorgung war keine Umschaltung vorgesehen, d.h. der Motor wurde simultan von beiden Flügeltanks via den Rumpftank mit Treibstoff versorgt.

Im Motorraum waren die flexiblen Leitungen mit *fire sleeves* versehen und waren zusätzlich mit Isolationsbandage umwickelt. Ebenfalls mit *fire sleeves* versehen waren die Injectorleitungen zu den Einspritzdüsen. An verschiedenen Stellen waren Hitzeschilder aus dünnem Inox-Blech angeordnet, welche der kanalisierten Belüftung dienten. Aufgrund des hohen Zerstörungsgrades war eine genaue Bestimmung der Verlegung der Leitungen nicht mehr möglich.

1.6.6 Auspuffanlage

Bei der vom Konstrukteur vorgegebenen Auspuffanlage wird die Verbrennungshitze auf dem kürzesten Wege aus dem Motorraum herausgeführt. Mit dieser Konstellation lassen sich allerdings die in der Schweiz geltenden, sehr strengen Lärmvorschriften nicht erfüllen.

Die Auspuffanlage der HB-YHB bestand aus direkt an den Auspuffflanschen montierten Inox-Kompensatoren², welche beidseitig an je einen Liese-Schalldämpfer führten. Diese wiederum mündeten in einen gemeinsamen, über dem Motorblock angeordneten Auspufftopf. Der Auspufftopf war links und rechts mit Abgangsrohren versehen, welche durch die Motorverkleidung ins Freie führten. Diverse Komponenten der Auspuffanlage waren mit Hitzeschutzbandage umwickelt.

Die Ergänzung der Auspuffanlage mit Liese-Schalldämpfer und Auspufftopf wurde als grosse Änderung vorgenommen. Diese Änderung geschah nach der Erteilung der BAZL-Zulassung vom Dezember 1998.

Für den Einbau einer Schalldämpferanlage wurde vom Erbauer ein Antrag auf Änderung an die EAS gestellt. Diese grosse Änderung wurde nach deren Ausführung am 24.03.2003 durch einen Bauberater der EAS begutachtet. Dieser machte in seinem Baurapport Auflagen, die teils vor und teils nach der Erteilung der Zulassung zu erfüllen waren. Nach Angaben der EAS ist in deren Dokumentation weder die Erfüllung der Auflagen, noch die Durchführung einer Nachkontrolle aktenkundig. Laut EAS lag zu diesem Zeitpunkt der Zulassungsbereich für Experimental Flugzeuge noch beim BAZL. Daher ging man in der EAS davon aus, dass die entsprechenden Rapporte respektive Nachweise direkt an das BAZL geliefert wurden.

Mit einem Brief mit Datum vom 26. Februar 2004 erklärte das BAZL, von dieser Änderung keine Kenntnis gehabt zu haben.

² Faltenbalg aus nicht rostendem Stahlblech

Das BAZL vertrat die Ansicht, dass der Erbauer die geforderten Nachweise, unter anderem die Gegendruckmessung der Schalldämpferanlage, der EAS vor der Durchführung von weiteren Flügen zur technischen Überprüfung hätte zustellen müssen. Zu jenem Zeitpunkt lag die Genehmigung der grossen Änderung in der Verantwortung des BAZL.

1.6.7 Elektrisches System

Das elektrische System umfasste im Wesentlichen einen mit Keilriemen angetriebenen Alternator mit integriertem Regler, eine 12V/30Ah Batterie und ein Stromverteilensystem mit Sicherungsautomaten. Mittels eines Hauptschalters (*master switch*) konnten der *main bus* und der *avionics bus* mit Strom versorgt werden. Während des Motorenstarts konnte der *avionics bus* mit einem separaten Schalter vom *main bus* getrennt werden. Die Feldspannung für den Alternator wurde mit dem *alternator switch* zugeschaltet.

1.6.8 Avionik Systeme

VHF-COM	1 King KY-197A
VHF Navigation	1 King KN-53
GPS Navigation	1 King KLN-35A
ATC Transponder	1 King KT-76A, 1 Altitude Encoder - Ameri King AK 350
Intercom Panel	1 Garmin GMA 340
Notsender	Artex ELT

1.6.9 Flugzeugunterhalt

Gemäss Flughandbuch musste alle 25 Stunden eine Kontrolle durchgeführt werden.

Am 18.05.01 wurde beim Stand 27.1 h / 71 Ldg. die 25 Stunden Kontrolle durch einen lizenzierten Unterhaltsbetrieb durchgeführt.

Am 31.10.01 wurde beim Stand 45 h / 112 Ldg. eine weitere 25 Stunden Kontrolle durch einen lizenzierten Unterhaltsbetrieb durchgeführt.

Am 05.05.03 wurde am Transponder eine 24 Monate-Kontrolle durch einen lizenzierten Unterhaltsbetrieb durchgeführt.

Eine 25 Stunden Kontrolle nach 75 Betriebsstunden wurde weder im Flugreisebuch noch in den technischen Akten eingetragen.

Am 25.05.03 wurde beim Stand 92.5 h / 220 Ldg. die 100 Stunden Kontrolle durchgeführt. Die Kontrolle wurde signiert, ohne Angabe eines Namens.

Es fehlen Eintragungen im BAZL Unterhaltsnachweis für die Zelle.

1.6.10 Flugerprobungsprogramm

Anlässlich des Flugerprobungsprogramms, welches durch einen Testpiloten durchgeführt wurde, musste die Eichung des Fahrtmessers beanstandet werden. Ebenso wurde die Abkippgeschwindigkeit als zu hoch beanstandet. Aus den verfügbaren Unterlagen ging nicht eindeutig hervor, inwieweit die Probleme mit der Eichung des Fahrtmessers bis zum Zeitpunkt des Unfalles tatsächlich behoben worden waren. Zur Verbesserung der Stall-Eigenschaften wurden in der zweiten Hälfte 2001 an den Canard *vortex generators* angebracht.

Das aerodynamische Verhalten des Flugzeuges wurde generell als zufrieden stellend beurteilt. Zur Verbesserung der Wirksamkeit der Querruder bei tiefen Geschwindigkeiten, wurde deren Austrittskante verbreitert.

1.6.11 Lärmmessungen

Im Juni 2002 und im Mai 2003 wurden durch EAS in Grenchen Lärmmessungen durchgeführt. Die Vorgaben wurden in beiden Fällen nicht erfüllt.

1.6.12 Flughandbuch für den Betrieb der HB-YHB

In dem vom Erbauer erstellten und vom BAZL genehmigten Flughandbuch, welches der Untersuchung zur Verfügung steht, fehlten Datum, Revisionsstand und Quellennachweise.

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeine Wetterlage gemäss Angaben von MeteoSchweiz

Eine flache Druckverteilung über Europa bestimmte das Wetter in der Schweiz. In der Höhe wurde aus Nordwesten trockene Luft herangeführt, was die Atmosphäre zusätzlich stabilisierte.

1.7.2 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

Die folgenden Angaben zum Wetter zur Unfallzeit am Unfallort basieren auf einer räumlichen und zeitlichen Interpolation der Beobachtungen verschiedener Wetterstationen. Diese Interpolation wurde durch MeteoSchweiz durchgeführt.

Wetter/Wolken	1/8 Cumulus auf ca. 5000 ft AMSL, darüber 4-6/8 Cirren	
Sicht	um 15 km	
Wind	variabel 2 bis 5 Knoten	
Temperatur/Taupunkt	24 °C / 12 °C	
Luftdruck	QNH LSZH 1020 hPa, QNH LSZG 1020 hPa	
Gefahren	keine erkennbaren	
Sonnenstand	Azimut: 125°	Höhe: 55°

1.8 Navigationshilfen

Der Flug wurde unter Sichtflugregeln (VFR) abgewickelt. Der Zustand der Navigationshilfen am Boden war daher im Zusammenhang mit dem Unfallgeschehen nicht von Bedeutung.

1.9 Kommunikation

Der Funkverkehr wurde mit „Zurich Information“ auf der Frequenz 124.700 MHz abgewickelt. Bis zum Abbruch der Funkverbindung seitens HB-YHB um 11:08:06 Uhr war die Verständlichkeit gut.

1.10 Angaben zum Flughafen

Nicht betroffen.

1.11 Flugschreiber

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.12.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle befand sich etwa 1.5 km nördlich der Ortschaft Würenlingen AG im Gebiet „Neuguet“, inmitten eines Maisfeldes. Das Flugzeugwrack lag ungefähr 300 m östlich der Hauptstrasse Siggenthal Station – Döttingen und war für die Rettungskräfte relativ gut zugänglich (vgl. Anlage 1).

Durch die anwesenden Polizei- und Rettungskräfte wurden das Maisfeld und die Umgebung systematisch nach Flugzeugtrümmerteilen abgesucht. Die Funde beschränkten sich dabei auf die eigentliche Absturzstelle.

Nach Abschluss der Bergungsarbeiten wurde im Bereich der Absturzstelle der Humus abgetragen und entsorgt.

Koordinaten: 661 110 / 266 190, ca. 360 m/M, Landeskarte der Schweiz, Blatt Nr. 215, Baden

1.12.2 Wrack

Da das Flugzeug in einem steilen Winkel abstürzte, lagen die Trümmerteile in einem relativ kleinen Umkreis.

Die Struktur war stark brandgeschädigt. Das Brandschott und die Hauptfahrwerkteile hingen am Motor, welcher vom Rumpf getrennt war. Der Rumpf selber brannte samt Interieur und Cockpit vollständig aus, so dass praktisch nur noch das Laminatgewebe vorlag. Das Canardflügelpaar blieb in seiner Struktur weitgehend erhalten, wies aber ebenfalls Brandspuren auf (vgl. Anlage 2).

Vom Brand nicht in Mitleidenschaft gezogen worden war nur das linke Hauptflügelende.

Die starken Brandeinwirkungen auf das Flugzeugwrack sind durch den beim Aufprall in Brand geratenen Treibstoff erklärbar. Eine spurenkundliche Differenzierung zwischen primären Brandspuren, die schon im Flug entstanden sind und sekundären Brandschäden, die das Feuer am Boden verursachte, war nicht möglich.

1.12.2.1 Befunde am Motor nach dem Unfall

Anhand der geschmolzenen und abgetropften Aluminiumteile am Motor liess sich feststellen, dass dieser in der Unfallendlage mit der Unterseite nach oben zu liegen kam. Sämtliches brennbare Material rund um den Motor war weg gebrannt (vgl. Anlage 3).

Auf der Motoroberseite war die Treibstoffleitung zum Treibstoff-Verteiler noch vorhanden, ebenso die vier vom Verteiler zu den Zylindern führenden Leitungen. Der Verteiler selbst war bis auf die vier Montageschrauben von der Motorblockkonsole weg geschmolzen (vgl. Anlage 3).

An der Unterseite des Motors war ein grosser Teil der Ölwanne weg geschmolzen, was dazu führte, dass auch sämtliches Motorenöl auslief und verbrannte. Die werkseitig am Motor montierten Ölleitungen waren alle fest verschraubt.

Das Isoliermaterial der elektrischen Kabel, die zum Anlasser und zum ausgebrannten Alternator führten, war komplett weg gebrannt.

Der Motor wurde in der Werkstatt eines lizenzierten Unterhaltsbetriebes zerlegt. Dabei wurde festgestellt, dass dieser mit hoher Wahrscheinlichkeit beim Aufprall stillstand.

1.12.2.2 Befunde am Propeller nach dem Unfall

Die Nabe des Propellers war intakt. Zwei Blätter fehlten komplett. Sie waren bis zur Blatthalterung abgebrannt. Es wurden keine Bruchstücke der fehlenden Propellerblätter in der näheren Umgebung der Unfallstelle gefunden.

1.12.2.3 Befunde am Notsender nach dem Unfall

Aufgrund der entstandenen hohen Temperaturen wurde der Notsender (ELT) zerstört.

1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Bei beiden Insassen wurde eine rechtsmedizinische Untersuchung durchgeführt. Zur Identifikation musste eine DNA Analyse erstellt werden. Die Untersuchung ergab, dass die beim Unfall erlittenen Verletzungen sofort zum Tod führten. Die toxikologischen Untersuchungen auf Alkohol, Medikamente und Drogen waren negativ. Es gab keine Hinweise auf vorbestehende Erkrankungen des Piloten.

Der Obduktionsbefund schliesst das Vorhandensein von Rauch im Cockpit oder eine äussere Verletzung der Insassen während des Fluges aus.

1.14 Feuer

Nach dem Absturz brach ein Brand aus, welcher durch die lokale Feuerwehr von Würenlingen gelöscht werden konnte. Der Löscheinsatz dauerte etwa 15 Minuten.

1.15 Überlebensaspekte

Der Unfall war nicht überlebbar.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

Keine

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Verfahren

1.17.1 Zulassung von Eigenbauluftfahrzeugen

In der Schweiz sind die Flugzeugselbstbauer in einem Verband, eingetragen unter dem Namen „*Experimental Aviation of Switzerland*“ (EAS), zusammengefasst. Dieser unterstützt den Erbauer in den Bereichen Administration, Planung, Bauaufsicht, Kontrollen am Boden, Flugerprobung und Zulassung durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL).

Das BAZL Dokument Nr. MZ-275.001 „Lufttüchtigkeitsanforderungen für Eigenbauluftfahrzeuge“ umschreibt im Anhang 2 die Vereinbarung BAZL - EAS betreffend die Zulassung von Eigenbauluftfahrzeugen. Diese Weisung wiederum basiert auf der Verordnung über die Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen – VLL (748.215.1), Artikel 10, Absatz 2.

Der nachfolgend beschriebene Prozess erhebt keinen Anspruch auf Vollständigkeit, soll aber in groben Zügen den Aufwand zur Erlangung einer Zulassung aufzeigen.

Vor Baubeginn werden durch einen im Flugzeugeigenbau erfahrenen EAS Bauberater Baulokal, Bausatz und Fertigkeiten des Erbauers überprüft. Je nach Vorgabe werden in dieser Phase bereits EAS Engineering Spezialisten aufgeboten um eine Beurteilung des Projektes vorzunehmen.

Im Sinne einer Qualitätsüberwachung führt der EAS Bauberater in der Bauphase die Bauaufsicht durch. Dabei überprüft dieser auch die Übereinstimmung des im Bau befindlichen Luftfahrzeuges mit den vom Erbauer eingereichten Zulassungsgrundlagen (Konstruktionspläne, Zeichnungen, Bauanleitungen, Stücklisten etc.). Mängel werden vom Bauberater protokolliert und müssen vom Erbauer korrigiert werden. Ist der Erbauer gezwungen von den Bauunterlagen abzuweichen, hat er dies zu begründen und falls zutreffend, genehmigen zu lassen. Der Erbauer ist für Bau und Ausführung der Arbeiten selber verantwortlich.

Für die Nachweisführung über die Erfüllung der Lufttüchtigkeitsanforderungen muss der Erbauer die notwendige Dokumentation beibringen. Spezialisten der EAS prüfen diese auf Vollständigkeit und Anwendbarkeit und erledigen den administrativen Teil. Die Nachweisführung über die Erfüllung der Lufttüchtigkeitsanforderungen erfolgt für Eigenbauluftfahrzeuge grundsätzlich in Anlehnung an diejenigen Verfahren, welche für Luftfahrzeuge der Standardkategorie gültig sind. Sie kann aber für Eigenbauluftfahrzeuge vereinfacht durchgeführt werden (vgl. BAZL Dokument Nr. MZ-275.001, Anhang 2, Punkt 1).

Grundlagen für Lufttüchtigkeitsanforderungen: VLL 748.215.1, JAR-VLA, JAR-VLR, JAR-23, JAR-27, JAR-E, JAR-P, BAZL Doc. MZ-275-001

Ein Meilenstein in Richtung Zulassung stellt die Schlussprüfung durch einen vom BAZL beauftragten Experten dar. Bevor mit diesem ein Termin vereinbart wird, wird in einer EAS internen „Schlusskontrolle“ sichergestellt, dass:

- Nachweisdokumentation, inklusive allfällige Abweichungen gegenüber Original, komplett und in Ordnung ist
- Checklisten, provisorisches Flughandbuch, provisorisches Wartungshandbuch, vorhanden sind

- Prüfprotokolle für Wägung, Standschubmessung (bei Motorflugzeugen), Treibstoffdurchflussmessung (bei Motorflugzeugen), Belastungstests, Geschwindigkeitsanzeige etc. vorhanden sind
- Die elektrische Leistungsbilanz erstellt wurde
- Die Radiokonzession beim Bakom angemeldet wurde
- Eine Beurteilung gemacht wurde, ob eine Lärmmessung notwendig ist (Grundlage: Verordnung über Emissionen von Luftfahrzeugen – VEL [748.215.3], ICAO Annex 16, Chapter 10).

Bei positivem Verlauf der Schlussprüfung (Übernahmeprüfung) durch den BAZL Experten und entsprechende Rückmeldung ans Amt, trägt das BAZL das Luftfahrzeug ins Luftfahrzeugregister ein, stellt ein vorläufiges Lufttüchtigkeitszeugnis aus und legt den Zulassungsbereich fest. Auflagen für den Betrieb werden allenfalls im Flughandbuch (AFM) aufgeführt. Diese Zulassung berechtigt den Erbauer zur Durchführung eines Flugerprobungsprogramms. Die Durchführung der Flugerprobung hat in Anlehnung an den FAA Flight Test Guide, AC 23-8A, zu erfolgen (vgl. BAZL Dokument Nr. MZ-275.001, Anhang 2, Punkt 2.7).

Vor Beginn der Flugerprobungsphase, respektive vor dem Erstflug, ist für jeden Erbauer die Teilnahme an einem EAS *safety* Seminar zwingend. Ebenfalls erfolgt die Beistellung eines durch EAS autorisierten Flugerprobungsberaters. In einem *safety assessment* wird sodann die Flugerfahrung des Erbauers beurteilt und bewertet und es werden die weiteren Massnahmen zur Sicherstellung der erfolgreichen Durchführung des Erstfluges und der nachfolgenden Erprobungsflüge festgelegt. Zweck des Flugerprobungsprogramms ist das Erfliegen resp. die Überprüfung der für das definitive Flughandbuch benötigten Daten (*stall speed, cruise performance*). Die ermittelten Daten werden protokolliert und durch die EAS Zulassungsstelle nachgerechnet.

Für Luftfahrzeuge, bei welchen Lärmmessungen durchgeführt werden müssen, bietet die Gruppe Lärmmessung des EAS Schallpegelmessungen an. Wenn die Messung erfolgreich abgeschlossen ist, wird durch das BAZL ein Lärmzeugnis ausgestellt.

Nach erfolgreich abgeschlossenem Flugerprobungsprogramm kann beim BAZL das definitive Lufttüchtigkeitszeugnis beantragt werden.

1.17.2 EAS Aktivitäten im Zusammenhang mit dem Bau der HB-YHB

Aktivitäten, Baubegleitung

RSA ³ Anmeldung	März 1994
Baubeginn	März 1995
Canard Belastungstest	November 1995
Flügel Belastungstest und Rohbaukontrolle	Dezember 1995
RSA Schlusskontrolle	August 1998
BAZL Abnahme	Dezember 1998
Wägung, Auswertung durch EAS	Februar 1999

³ Der Name des Verbandes „Réseau du Sport de l’Air Suisse“ (RSA) wurde am 3. März 2001 in „Experimental Aviation of Switzerland“ (EAS) geändert.

Zusätzlich wurde das Projekt während der ganzen Bauphase durch einen EAS Bauberater begleitet.

1.17.3 Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit nach der Zulassung

Das BAZL Dokument Nr. MZ-275.001 „Lufttüchtigkeitsanforderungen für Eigenbauluftfahrzeuge“ umschreibt im Anhang 2, Punkt 3 die Anforderungen wie folgt:

„Der Unterhalt sowie grosse Änderungen / Reparaturen müssen nach gesetzlichen Vorgaben (VLL, SR 748.215.1; BAZL-Richtlinien etc.) durchgeführt werden. Die Konfiguration muss jederzeit mit dem zuletzt zugelassenen Zustand sowie der Dokumentation in den technischen Akten übereinstimmen“.

1.17.3.1 Reparaturen am Luftfahrzeug

Der Halter des Eigenbauluftfahrzeuges unterscheidet aufgrund einer Checkliste der EAS-Zulassungsstelle, ob es sich um eine *minor* oder *major* Reparatur handelt.

Grosse (*major*) Reparaturen⁴ (ev. nach Unfall) sind vom Halter des Luftfahrzeuges bei der Zulassungsstelle des EAS anzumelden. Diese Stelle sichtet die Unterlagen und beschliesst in Anlehnung an TM-R 02.020.60 und AC 43.13.1B über die Ausführung. Der Prozess bei grossen Reparaturen verläuft sinngemäss wie derjenige beim Bau des Luftfahrzeuges. Je nach Art und Umfang der Reparatur kann es erforderlich sein, neue Erprobungsflüge durchzuführen. Für solche muss das Luftfahrzeug unter Umständen temporär in den Status „vorläufiges Lufttüchtigkeitszeugnis“ zurückversetzt werden. Grosse Reparaturen werden dem BAZL nach Abschluss unter Einreichung der geänderten Dokumente gemeldet.

1.17.3.2 Änderungen am Luftfahrzeug

Im EAS Dokument „Beschreibung der Prozessabläufe im Rahmen eines Luftfahrzeug Projektes“ wird der Vorgang bei Änderungen am Luftfahrzeug wie folgt beschrieben:

„Die Zulassungsstelle sichtet die Unterlagen für eine Änderung und beschliesst in Anlehnung an TM-R 02.020.60 darüber ob es sich um eine kleine (minor) oder grosse (major) Änderung⁵ handelt. Kleine Änderungen können formlos nach Vorgabe durchgeführt und vom Erbauer eingetragen werden. Handelt es sich um eine schon an einem anderen gleichartigen Luftfahrzeug durchgeführte grosse Änderung kann nach vereinfachtem Ablauf (Nachweise schon vorhanden) vorgegangen werden. Beim zugelassenen Luftfahrzeug wird während der Änderungsphase das Lufttüchtigkeitszeugnis bei der Zulassungsstelle deponiert. Für die Änderung wird das Projekt in einen normalen Bauprozess überführt, dies kann, nach Vorgabe der Zulassungsstelle, zu nachträglichen Erprobungsflügen und einer weiteren Schallmessung führen. Bei neuen Erprobungsflügen muss dazu ein vorläufiges Lufttüchtigkeitszeugnis beim BAZL beantragt werden.“

⁴ Grosse Reparaturen sind Reparaturen, welche einen Einfluss auf die Festigkeit oder das aerodynamische Verhalten des Luftfahrzeuges ausüben können. Sie erfordern eine Analyse durch Fachleute und müssen dokumentiert werden.

⁵ Grosse Änderungen sind Änderungen, welche einen Einfluss auf die Festigkeit, das aerodynamische Verhalten oder den Betrieb des Luftfahrzeuges ausüben können.

Bei grossen Änderungen wird nach dem Abschluss dem BAZL eine Mitteilung unter Einreichung der Änderungsbeschreibung sowie den geänderten Dokumenten (AFM, Ausrüstungslisten, etc) eventuell mit Nachweisen und dem Major Alteration Form (EAS 11.40) zugesandt.

Die Zulassungsstelle signiert nach Abschluss der grossen Änderung und sorgt für die Eintragung in die entsprechenden Dokumente und den Update der Datenbank. Ein ev. hinterlegtes Lufttüchtigkeitszeugnis wird an den Halter retourniert oder ev. ein Neues beantragt".

1.17.3.3 Unterhalt des Luftfahrzeuges

Der Wartungsplan wird im Rahmen der Zulassung genehmigt. Für die Einhaltung der periodisch durchzuführenden Kontrollen ist der Halter oder die Halterin des Luftfahrzeuges verantwortlich.

Für die Durchführung der Wartungsarbeiten lässt die Verordnung über die Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen – VLL (748.215.1), Artikel 33 dem Halter eines Eigenbauluftfahrzeuges einen grossen Spielraum.

1.17.3.4 Periodische Nachprüfung

Hauptziel einer Nachprüfung ist es, die Übereinstimmung der technischen Akten mit der genehmigten Konfiguration des Luftfahrzeuges sicherzustellen. Ein Augenmerk wird auch auf den technischen Zustand des Luftfahrzeuges gerichtet. Bordausweispapiere werden dabei ebenfalls auf deren Korrektheit geprüft. Nachprüfungen werden von speziell nominierten Prüfern der EAS durchgeführt. Diese werden durch das BAZL auditiert. Angestrebt wird ein 2-Jahres Rhythmus. Die Behebung von Beanstandungen ist dem BAZL zu melden.

1.17.4 Nutzung und Betrieb von Eigenbauluftfahrzeugen

Eigenbauluftfahrzeuge sind zum Eigengebrauch bestimmt, eine gewerbsmässige Nutzung ist ausgeschlossen.

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Augenzeugen

Augenzeugen beobachteten den Unfallhergang aus verschiedenen Positionen rund um die Absturzstelle. Die Aussagen ermöglichten eine relativ genaue Rekonstruktion des Flugweges und der Ereignisse unmittelbar vor dem Absturz (vgl. Anlage 1).

Aussagen, welche eine gute Übereinstimmung aufwiesen, wurden in die Analyse mit einbezogen.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Allgemein

Der Erbauer hatte von Anfang an Mühe, mit der HB-YHB die vom BAZL geforderten Lärmgrenzwerte zu erreichen. Mehrere in Grenchen durchgeführte Schallmessungen zeigten ein negatives Resultat.

Anhand der vorgefundenen Hitzeschutzbandagen, Hitzeschilder und *fire sleeves* muss davon ausgegangen werden, dass der Erbauer der HB-YHB in den Bereichen Triebwerk/Auspuffanlage und Treibstoffversorgung mit massiven thermischen Problemen zu kämpfen hatte. An der Auspuffanlage wurden verschiedene Möglichkeiten ausprobiert, welche nicht den gewünschten Erfolg zeigten. Es wurde nach und nach mit immer mehr Isolationsmaterial versucht, die schädlichen Auswirkungen der Hitze zu bekämpfen.

Die Mühe des Erbauers, die strengen in der Schweiz geltenden Lärmvorschriften zu erfüllen, mag ihn zum Einbau einer Schalldämpferanlage innerhalb des Motorraumes bewegen haben. Immerhin war ja das Lärmzeugnis noch ausstehend und dieses war Voraussetzung für eine definitive Zulassung.

Flugzeuge mit Druckpropeller (*pusher*) haben generell mehr Probleme mit Lärmemissionen. In Straubing erhoffte sich der Pilot und Erbauer des Flugzeuges, Lösungen für seine Lärmprobleme zu finden.

2.1.2 Motor

Im Hinblick darauf, Erklärungen für einen Brandausbruch im Flug zu finden, fokussierte sich die Untersuchung auf das Treibstoffsystem, die Motorschmierung und die elektrischen Komponenten rund um den Motor. Eine Brandentstehung im vorderen Rumpfbereich oder in der Flugzeugkabine wurde als unwahrscheinlich eingestuft.

Auf der Motoroberseite war die Treibstoffzuleitung zum Verteiler (*divider*) noch vorhanden, ebenso die vier vom Verteiler zu den Zylindern führenden Leitungsröhrchen. Letztere waren mit *fire sleeves* überzogen. Der Verteiler selbst war weggeschmolzen. Eine stereomikroskopische Untersuchung der Leitungsröhrchen ergab keine Hinweise auf schadhafte Stellen. Über die Dichtheit der Schraubverschlüsse konnten keine schlüssigen Aussagen gemacht werden. Man kann davon ausgehen, dass diese anlässlich der 100 h Kontrolle zwei Monate vor dem Unfall überprüft wurden.

Der Treibstoffverteiler mit seiner gummiähnlichen Membrane war unmittelbar oberhalb des Motorblocks und in Schalldämpfernähe angeordnet. Wegen der anzunehmenden grossen Hitzeabstrahlung der Auspuffanlage wurde das potenzielle Verhalten der Membrane auf Erwärmung einer kritischen Betrachtung unterzogen. Die Analyse einer Membrane des gleichen Typs ergab, dass es sich um einen treibstoffresistenten Fluorsilikon-Gummi handelte. Im Weiteren wurde der Masseverlust dieses Materials unter Hitzeeinwirkung bestimmt. Aufgrund des Resultats konnte nicht ausgeschlossen werden, dass die thermisch geschädigte Treibstoffverteiler Membrane irgendwann dem Treibstoffdruck nicht mehr Stand hielt, wodurch Treibstoff austreten und sich an den heissen Motorteilen, der Auspuffanlage oder als Folge eines Hitzestaus im Motorraum entzünden konnte.

Ein weiteres Temperaturproblem hatte der Erbauer im Bereich des Schmiersystems. Zur Kühlung wurde das Motorenöl zum Bug geführt. Dort durchfloss es den Ölkühler und wurde wieder zurück zum Motor gefördert. Anlässlich der Reparatur nach dem ersten Unfall wurde der Ölkühler neu ausgerichtet und die Lufteinlass- und Luftaustritt-Querschnitte wurden vergrössert. Auch nach dieser Modifikation stieg während Umschulungsflügen die Öltemperatur so stark an, dass die Flüge abgebrochen werden mussten.

2.1.3 Auspuffanlage

Die Wahl der Auspuffkomponenten und Materialien, speziell die im heissen Bereich eingesetzten Kompensatoren, muss laut Expertenbericht als unzuweckmässig bezeichnet werden. Die Liese-Schalldämpfer verursachten einen hohen Auspuffgegendruck. Es kann daher nicht ausgeschlossen werden, dass während des Unfallfluges an einer Komponente der Auspuffanlage ein Riss entstand und so ausströmende heisse Abgase zum Ausfall des Alternators und später zum Brand im Motorraum führten.

2.2 Flugverlauf

Um 11:06:24 Uhr meldete der Pilot auf der Frequenz von „Zurich Information“, dass er Probleme mit dem elektrischen System habe und dass er beabsichtige, nach Grenchen zurückzukehren. Darauf hin forderte der FVL-Assistent den Piloten auf, den Code 4253 auf seinem Transponder wieder einzustellen, worauf der Pilot um 11:08:06 Uhr antwortete, dass sein Transponder ausgefallen sei. In Wirklichkeit verschwand der besagte Code aber bereits um 11:03:16 Uhr vom Radar.

Die Meldung des Piloten um 11:08:06 Uhr, dass sein Transponder ausgefallen sei, war auch gleichzeitig die letzte Funkmeldung, welche von der HB-YHB abgesetzt wurde.

Mit grosser Wahrscheinlichkeit war einige Zeit zuvor der Alternator ausgefallen, so dass die elektrischen Verbraucher nun von der Batterie gespiesen wurden. Mit abnehmender Batteriespannung fiel darauf zuerst der Transponder und kurze Zeit später auch das Funkgerät aus. Die Batteriespannung beträgt im geladenen Zustand 12 Volt. Avionikgeräte schalten sich in der Regel ab, wenn die Betriebsspannung unter 10.0 bis 10.5 Volt fällt. Ob ein elektrischer Nebenschluss die Entladung der Batterie beschleunigt hatte, muss offen bleiben.

Mit grosser Wahrscheinlichkeit hatte Überhitzung zum Ausfall des Alternators geführt. Dabei konnte die interne elektronische Spannungsregelung als Fehlerquelle in Frage kommen. Eine weitere mögliche Fehlerquelle bestand im Versagen des Keilriemens.

Auf dem Rückflug mit Ziel Grenchen, ungefähr 16 Minuten nach dem letzten Funkkontakt und nachdem das Flugzeug den Acheberg überflogen hatte, geriet es ins Blickfeld mehrerer Augenzeugen. Diese berichteten, dass das Flugzeug über Kleindöttingen und anschliessend parallel zur Aare Richtung Süden geflogen sei.

Augenzeugen berichteten, sie hätten zuerst weissen Rauch und unregelmässige bis stotternde Motorengeräusche wahrgenommen. Die Rauchfahne habe sich später in grau und danach in schwarz verändert. Obwohl der Pilot den Rauch hinter sich kaum gesehen haben konnte, musste er sich spätestens beim zeitweiligen Aussetzen des Motors Gedanken über eine Notlandung gemacht haben. Die grosse Ebene zu seiner Linken bot sich dafür an.

Gemäss Aussagen von Augenzeugen leitete der Pilot etwa über Beznau eine Linkskurve in Richtung eines grossen Feldes ein. Fast gleichzeitig soll das Flugzeug am Flügelansatz Feuer gefangen haben, gefolgt von einer Explosion im Heckbereich. Auskunftspersonen im 2.5 km entfernten Kleindöttingen gaben an, keine Explosion gehört zu haben. Andere Personen wiederum beschrieben diese eher als dumpfen Knall.

Das Flugzeug soll, nach Angaben von Augenzeugen, nach dem explosionsartig ausgebrochenen Feuer in eine sehr steile Längsneigung übergegangen und abgestürzt sein. Einige Zeugen berichteten, dass das Flugzeug beim Absturz eine Trudelbewegung nach rechts gemacht habe.

Es kann nicht ausgeschlossen werden, dass der Pilot zuvor nach dem Brandhahn unter seinem Sitz griff und dabei die Kontrolle über das Flugzeug verlor.

Ein Abkippen des Flugzeuges über den Canard als Folge einer Unterschreitung der Mindestgeschwindigkeit (V_S) kann ebenfalls nicht ausgeschlossen werden und würde dem Abreissverhalten des Flugzeuges entsprechen⁶. Es ist zu bemerken, dass im Flugzeug keine Überziehwarnanlage vorhanden war. Für ein Wiederherstellen eines normalen Flugzustandes fehlten dem Piloten wahrscheinlich Voraussetzungen wie Höhe über Grund respektive die Motorenleistung.

Eine direkte Einwirkung des Feuers auf den Piloten ist eher unwahrscheinlich, da dieses von Augenzeugen als Stichflamme nach hinten beschrieben wurde. Auf Grund des Obduktionsberichtes kann auch davon ausgegangen werden, dass sich weder Rauchgase noch Russpartikel in die Kabine ausgebreitet hatten.

Die Längsneigung wird beim Velocity 173 RG über Höhenruder an den Canards vorne am Flugzeug gesteuert. Es ist unwahrscheinlich, dass dieser Teil der Flugzeugsteuerung durch die beschriebenen Ereignisse beeinträchtigt wurde.

Da keiner der befragten Augenzeugen etwas vom Flugzeug hatte wegfliegen sehen und bei der grossflächig angelegten Suchaktion auch nichts gefunden wurde, kann mit grosser Wahrscheinlichkeit angenommen werden, dass die Flügel des Flugzeuges samt Querruder und Seitenruder bis zum Aufprall intakt geblieben waren. Ob dies auch für die Anlenkung der Steuerruder zutrifft, kann wegen des hohen Zerstörungsgrades nicht schlüssig beantwortet werden.

Die Probleme im elektrischen System bahnten sich etwa 22 Minuten vor dem Ausbruch des Feuers an. Es erscheint daher als plausibel, dass diese Probleme eine Folge des Hitzestaus im Motorraum waren und nicht für die Zündung des Treibstoffes verantwortlich waren.

Zusammengefasst kann gesagt werden, dass die beobachtete Rauchentwicklung und der Umstand, dass die Maschine nicht mehr notfallmässig gelandet werden konnte, darauf hinweisen, dass sich der Brand im Motorraum rasch entwickelte.

⁶ Beim Flugzeug Velocity 173 RG ist der Canard etwas stärker angestellt als der Hauptflügel. Somit reisst die Strömung am Canard zuerst ab.

Alles deutet darauf hin, dass ein gut brennbares Material involviert gewesen sein musste. Dabei kommt primär Treibstoff in Frage. Bei Flugbenzin kann eine Selbstentzündung eines entflammbaren Luft-Gas-Gemisches bei Temperaturen um 220 °C erfolgen. Der von Augenzeugen beobachtete dunkle Rauch weist auf eine anfänglich unvollständige Verbrennung hin. Der davor beobachtete weisse Rauch deutet auf ein Verdampfen respektive ein Pyrolysieren des Treibstoffs hin. Motorenöl stand bei der Untersuchung nicht im Vordergrund.

Ob ein Leck im Treibstoffsystem als Folge einer übermässigen Hitzeeinwirkung entstand, oder als Folge einer mangelhaften Montage der betreffenden Komponenten, konnte nicht schlüssig beurteilt werden.

Als Zündquelle für die vermutlich entstandenen Kohlewasserstoff-Dämpfe kommt am ehesten eine überhitzte Auspuffanlage respektive eine zu hohe Motorraumtemperatur in Frage.

2.3 Menschliche und betriebliche Aspekte

Der Entscheid des Piloten, nach dem Ausfall des elektrischen Systems nach Grenchen zurückzukehren, war nicht zweckmässig. Gemäss Flughandbuch hätte der Flug in diesem Falle so rasch als möglich beendet werden müssen. Aufgrund des eingeschlagenen Kurses ist jedoch nicht auszuschliessen, dass der Pilot diesen Entscheid änderte und versuchte, zum Flugplatz Birrfeld zu gelangen.

Obwohl der Pilot den Rauch hinter sich kaum gesehen haben konnte, musste er sich spätestens beim zeitweiligen Aussetzen des Motors Gedanken über eine Notlandung gemacht haben.

Es ist anzunehmen, dass zu jenem Zeitpunkt auch das elektronische Motorüberwachungssystem ausgefallen war.

Während der Probephase hätte das Anbringen von Rückspiegeln oder eines anderen zweckmässigen Hilfsmittels im vorliegenden Falle zu einer besseren Lagebeurteilung beitragen können.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug HB-YHB wurde durch den Halter in Teamarbeit selber gebaut.
- Zum Zeitpunkt des Unfalles besass das Flugzeug ein vorläufiges Lufttüchtigkeitszeugnis. Das Lärmzeugnis stand noch aus.
- Es bestanden massive thermische Probleme im Bereich des Triebwerkes und der Auspuffanlage. Diese wurden beim Versuch, die Lärmprobleme zu lösen, verschlimmert.
- Die grosse Änderung an der Auspuffanlage wurde durch die EAS geprüft, wobei Auflagen gemacht wurden. Die durch die EAS geforderten Nachweisunterlagen (u.a. Gegendruckmessung) wurden dieser durch den Erbauer nicht zugestellt.
- An der Auspuffanlage wurden verschiedene Möglichkeiten zur Lärmverminderung ausprobiert, welche nicht den gewünschten Erfolg zeigten.

3.1.2 Menschliche Aspekte

- Der Pilot war im Besitze eines Ausweises für Privatpiloten (PPL-A).
- Die Untersuchung ergab keine Hinweise auf eine gesundheitliche Störung des Piloten als Ursache des Unfalls.

3.1.3 Flugverlauf

- Das Flugzeug startete um 10:28 Uhr auf dem Flugplatz Grenchen (LSZG) zu einem privaten VFR-Flug nach Straubing (EDMS) in der Bundesrepublik Deutschland.
- Für den Flug nach Sichtflugregeln herrschten gute Wetterbedingungen.
- Ungefähr 30 Minuten nach dem Start meldete der Pilot Probleme mit dem elektrischen System.
- Der Pilot entschied sich zur Umkehr nach Grenchen.
- Kurze Zeit später fiel der ATC-Transponder aus und danach brach der Funkkontakt ab.
- Nach Augenzeugenberichten stürzte das Flugzeug um 11:25 Uhr nördlich von Würenlingen in steilem Winkel in ein Maisfeld ab.
- Bereits vor dem Aufprall wollen Augenzeugen Rauch und Feuer sowie stotternde Motorengeräusche wahrgenommen haben.
- Die beiden Insassen des Flugzeuges erlitten tödliche Verletzungen.
- Das Flugzeug wurde zerstört.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass der Pilot beim Versuch einer Notlandung die Kontrolle über das Flugzeug verlor und anschliessend mit dem Gelände kollidierte.

Folgende Faktoren haben zur Entstehung des Unfalls beigetragen:

- Unzweckmässige Konstruktion der Auspuffanlage
- Zu spät verfügbare Informationen für eine umfassende Lagebeurteilung
- Leistungsabfall oder Ausfall des Motors in der Endphase der Notlandung

4 Nach dem Unfall getroffene Massnahmen

Am 13. Dezember 2005 hat das BAZL der EAS folgende Information zugestellt:

„Im Zusammenhang mit dem Velocity Unfall haben wir uns bereits über den nachträglichen Einbau eines ‚fire detection‘ systems unterhalten. Wir möchten hiermit das weitere Vorgehen wie folgt festhalten:

Ref. Bauvorschrift FAR 23.1203(a)(iii): There must be a means that ensure the prompt detection of a fire in airplanes with engine(s) located where they are not readily visible from the cockpit.

1. Bestehende Amateur-Pusher Flugzeuge in der Schweiz (Long Eze & Vari Eze etc.): es wird empfohlen sämtliche Flugzeuge nachzurüsten;

Einbau eines ‚fire detector‘ im ‚engine compartment‘ (cockpit warning light) gemäss FAR 3.1203(a)(iii).

Die EAS wird die Halter entsprechend informieren.

2. Bei Änderungen an bestehenden Amateur-Pusher Flugzeugen (Motorumbau etc.) sowie bei neu einzutragenden Pusher Flugzeugen muss diese Anforderung (Einbau eines ‚fire detection systems‘) erfüllt werden.

Wir möchten die TK hiermit bitten die betroffenen Halter sobald wie möglich, jedoch bis spätestens 31. März 2006 entsprechend zu informieren.“

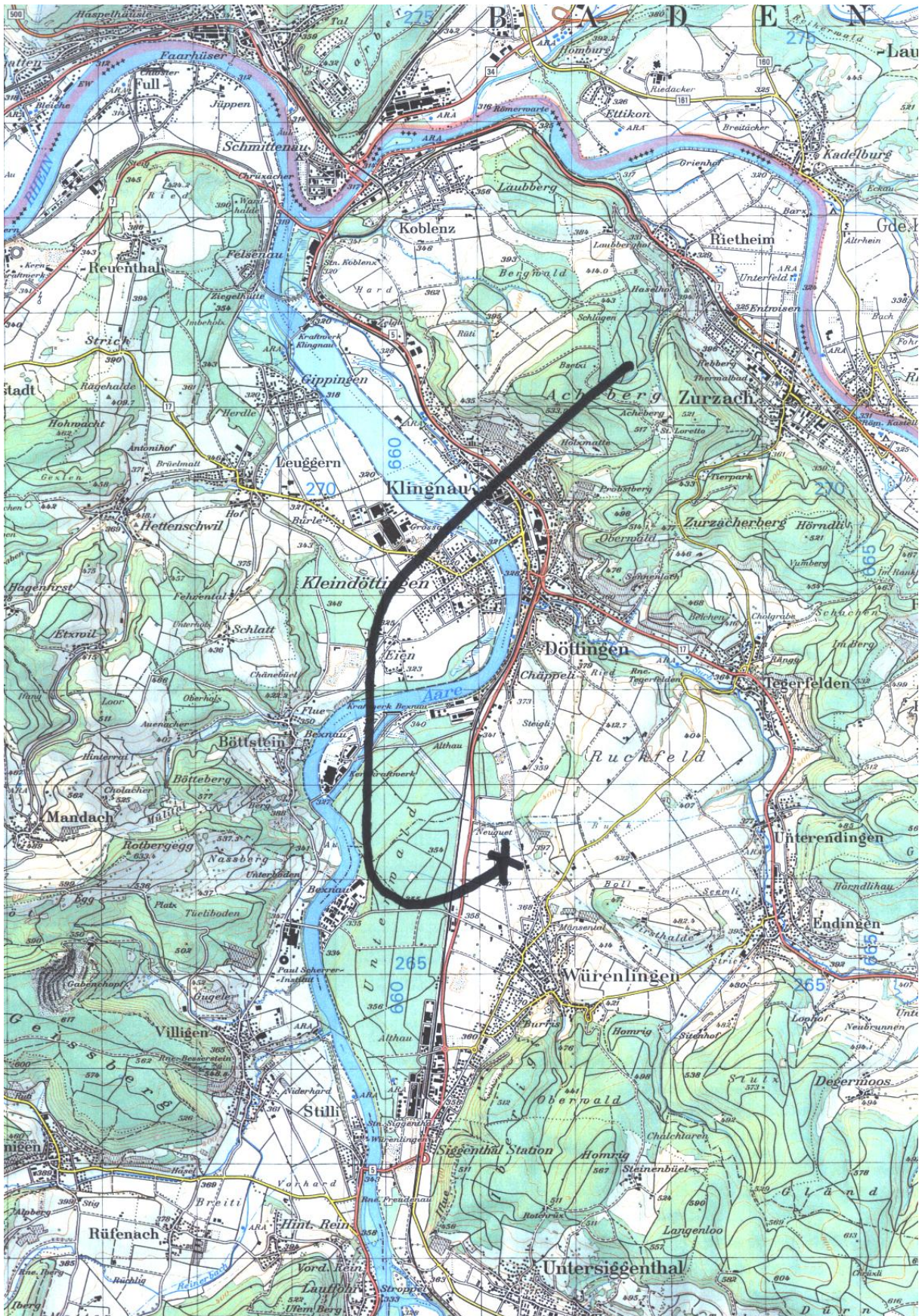
- 5 Anlagen
- 5.1 Flugweg
- 5.2 Bild Flugzeugwrack
- 5.3 Bild Motor und Bild Motoroberseite

Bern, 6. April 2006

Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht wurde ausschliesslich zum Zwecke der Unfallverhütung erstellt. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist nicht Sache der Flugunfalluntersuchung (Art. 24 des Luftfahrtgesetzes).

Anlage 5.1



Flugweg

Anlage 5.2



Flugzeugwrack

Anlage 5.3



Motor



Motoroberseite