



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen BFU
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation BEAA
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici UIIA
Uffizi d'inquisiziun per accidents d'aviatica UIAA
Aircraft accident investigation bureau AAIB

Schlussbericht Nr. 2050

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Eigenbau-Flugzeuges Express 2000 ER, HB-YMN

vom 23. Juli 2007

auf dem Stadtgebiet von Basel

Causes

L'accident est dû au fait que l'avion est entré en collision avec des obstacles parce qu'il n'était ni en mesure d'accélérer ni de faire un virage après le décollage en raison de sa masse, de son centre de gravité et de la performance disponible.

Les facteurs suivants ont contribué à l'accident:

- Un jugement influencé par une pression engendrée par l'horaire et l'obligation de réussir.
- Une surveillance et un accompagnement insuffisants des autorités compétentes durant la phase d'essai et de certification.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Art. 3.1 der 9. Ausgabe des Anhanges 13, gültig ab 1. November 2001, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Die deutsche Fassung dieses Berichts entspricht dem Original und ist massgebend.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, 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 (*co-ordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

Inhaltsverzeichnis

Zusammenfassung	7
Kurzdarstellung	7
Untersuchung	7
Ursachen	7
1 Sachverhalt	8
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	8
1.1.1 Allgemeines	8
1.1.2 Vorgeschichte	8
1.1.3 Flugverlauf	10
1.2 Personenschäden	12
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	12
1.4 Drittschaden	12
1.5 Angaben zu Personen	13
1.5.1 Pilot	13
1.5.1.1 Flugerfahrung	13
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	14
1.6.1 Allgemeines	14
1.6.2 Originalbausatz des Flugzeuges	15
1.6.3 Modifikationen gegenüber dem Originalbausatz	15
1.6.4 Ölverbrauch des Motors	17
1.6.5 Öltemperatur während der Erprobungsflüge	17
1.7 Meteorologische Angaben	18
1.7.1 Allgemeines	18
1.7.2 Allgemeine Wetterlage	18
1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort	18
1.7.4 Flugplatzwettervorhersage	18
1.7.5 Flugplatzwettermeldungen	19
1.7.6 Flugwetterwarnung	20
1.8 Navigationshilfen	20
1.9 Kommunikation	20
1.10 Angaben zum Flughafen	21
1.10.1 Allgemeines	21
1.10.2 Pistenausrüstung	21
1.10.3 Rettungs- und Feuerwehrdienste	21
1.10.4 Spuren auf der Piste	21
1.11 Flugschreiber	22
1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	22
1.12.1 Unfallstelle	22
1.12.2 Aufprallstelle	22
1.12.3 Wrack	23
1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen	24
1.14 Feuer	24

1.15	Überlebensaspekte	25
1.15.1	Allgemeines	25
1.15.2	Notsender	25
1.16	Versuche und Forschungsergebnisse	25
1.16.1	Untersuchung am Triebwerk	25
1.16.2	Masse und Schwerpunkt	25
1.16.2.1	Berechnungen des Erbauers	25
1.16.2.2	Berechnung nach dem Unfall	26
1.16.3	Untersuchung des Reifens des rechten Hauptfahrwerks	27
1.16.4	Reifendruck	28
1.16.5	Landeklappen	29
1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	29
1.17.1	Bundesamt für Zivilluftfahrt	29
1.17.1.1	Allgemeines	29
1.17.1.2	Struktur	30
1.17.1.3	Luftfahrzeuge der Sonderkategorie Eigenbau	30
1.17.1.4	Lufttüchtigkeitsanforderungen für Luftfahrzeuge der Sonderkategorie Eigenbau	30
1.17.1.5	Zulassung von Luftfahrzeugen der Sonderkategorie Eigenbau	31
1.17.1.6	Verfahrensschritte der Zulassung von Eigenbauluftfahrzeugen	31
1.17.2	Verband der Schweizer Amateur-Flugzeugbauer	32
1.17.2.1	Allgemeines	32
1.17.2.2	Aufgaben verschiedener Verbandsorgane	32
1.17.2.3	Richtlinien für Erprobungsflüge	33
1.18	Zusätzliche Angaben	34
1.18.1	Allgemeines	34
1.18.2	Festlegung der höchstzulässigen Abflugmasse	34
1.18.3	Ablauf der Zulassung bis zu einer MTOM von 1700 kg	34
1.18.3.1	Tätigkeit der verschiedenen Stellen	34
1.18.3.2	Angaben zur Flugerprobung und Ermittlung der Flugleistungen	35
1.18.4	Ablauf der Zulassung für eine MTOM über 1700 kg	36
1.18.4.1	Angaben zur Flugerprobung und Ermittlung der Flugleistungen	37
1.18.4.2	Leistungen beim Start	37
1.18.4.3	Steigleistung	37
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	38
1.19.1	Analyse der Triebwerksdrehzahl beim Start	38
1.19.2	Analyse der Geschwindigkeit des Flugzeuges mit Hilfe der Videoaufnahmen	38
2	Analyse	39
2.1	Technische Aspekte	39
2.1.1	Antriebsleistung	39
2.1.1.1	Motor	39
2.1.1.2	Propeller und Propellerregler	39
2.1.2	Masse und Schwerpunkt	39
2.1.3	Startlauf	40
2.1.4	Steigflug	41
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte	43
2.2.1	Betriebliche Aspekte	43
2.2.1.1	Flugleistung	43
2.2.2	Menschliche Aspekte	43
2.2.2.1	Pilot	43
2.2.2.2	Experimental Aviation of Switzerland	44
2.2.2.3	Bundesamt für Zivilluftfahrt	44

3	<i>Schlussfolgerungen</i>	45
3.1	Befunde	45
3.1.1	Besatzung	45
3.1.2	Technische Aspekte	45
3.1.3	Flugverlauf	46
3.1.4	Rahmenbedingungen	46
3.2	Ursachen	47
4	<i>Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen</i>	48
4.1	Sicherheitsempfehlungen	48
4.2	Seit dem Unfall getroffene Massnahmen	48

Schlussbericht

Eigentümer	Privat
Halter	Privat
Luftfahrzeugmuster	Eigenbauflugzeug Express 2000 ER
Eintragungsstaat	Schweiz
Eintragungszeichen	HB-YMN
Ort	Roggenburgstrasse 9-15, Basel
Datum und Zeit	23. Juli 2007, 11:25 Uhr

Zusammenfassung

Kurzdarstellung

Nach dem Start auf dem Flughafen Basel-Mulhouse gewann das Flugzeug nur wenig an Höhe und kollidierte nach 3.8 km mit dem Dach eines Mehrfamilienhauses. Teile des Wracks fielen auf einen Kinderspielplatz hinter dem Haus. Die übrigen Wrackteile blieben im Dachstock des Hauses liegen. Der Dachstock brannte vollständig aus.

Der Pilot wurde beim Aufprall tödlich verletzt. Das Flugzeug wurde zerstört.

Zwei unbeteiligte Personen wurden leicht verletzt. Es entstand grosser Gebäudeschaden.

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich um 11:25 Uhr. Die Meldung traf um ca. 11:30 Uhr ein. Die Untersuchung wurde am 23. Juli 2007 um ca. 12:30 Uhr in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Basel-Stadt eröffnet.

Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug mit Hindernissen kollidierte, weil es auf Grund seiner Masse, seiner Schwerpunktlage und der verfügbaren Leistung nach dem Abheben weder in der Lage war zu beschleunigen, zu steigen noch eine Kurve zu fliegen.

Folgende Faktoren haben zum Unfall beigetragen:

- Der Zeitdruck und Erfolgszwang, welche das Urteilsvermögen des Piloten beeinträchtigt haben.
- Eine unzureichende Begleitung und Aufsicht der zuständigen Stellen während des Erprobungs- und Zulassungsprozesses.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Der Flug der HB-YMN war als Rekordflug unter der Bezeichnung „*Lindbergh Memorial Flight*“ geplant. Er sollte ohne Zwischenlandung von Basel (CH) nach Oshkosh (USA) führen und war zur Homologierung bei der *Fédération Aéronautique Internationale* (FAI) angemeldet worden.

Die Ankunft sollte während des jährlich stattfindenden Oshkosh *EAA (experimental aircraft association) AirVenture* erfolgen. Dabei handelt es sich um das weltweit grösste Treffen von Amateur Flugzeugbauern. Beim Flugzeug HB-YMN handelte es sich um ein Eigenbauflugzeug, welches auf einem Bausatz (*Kit*) basierte.

Für die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf wurden die Aufzeichnungen des Sprechfunkverkehrs, Radardaten, Videoaufzeichnungen sowie die Aussagen von Auskunftspersonen verwendet.

Der Flug wurde nach Sichtflugregeln durchgeführt. Es war vorgesehen, im späteren Verlauf des Fluges zu einem Flug nach Instrumentenflugregeln zu wechseln.

1.1.2 Vorgeschichte

Das Flugzeug Express 2000 ER, eingetragen als HB-YMN, war vom Piloten eigens dazu gebaut worden, um damit Rekordflüge durchzuführen. Als primäres Ziel waren Umrundungen der Erde mit dem Überflug beider Pole geplant. Diese sollten einmal in nördlicher und einmal in südlicher Richtung begonnen werden. Der Erbauer plante diese Rekordflüge als Projekt mit dem Namen „*The Polar Frontier*“. Diese Flüge waren für den Winter 2007/2008 geplant.

Der Bau des Flugzeugs war 2002 begonnen worden und sollte 2007 beendet sein. Für die geplanten Strecken war die Zulassung des Flugzeugs für den Betrieb nach Instrumentenflugregeln (IFR) notwendig. Ausserdem waren massgebliche Anpassungen am Treibstofftanksystem notwendig, um die benötigte, grosse Menge an Treibstoff für solche Flüge mitführen zu können. Das Flugzeug war gemäss Hersteller des Bausatzes für eine höchstzulässige Abflugmasse (MTOM) von 1542 kg ausgelegt. Die Zulassung in der Normalkategorie erfolgte durch das BAZL für eine MTOM von 1700 kg. Für den Betrieb in *overweight condition* erteilte das BAZL eine Genehmigung für eine Abflugmasse von 2475 kg.

Im Verlaufe des Winters 2006/07 plante der Erbauer, den Start zum Projekt „*The Polar Frontier*“ vom Herbst 2007 auf den Juli 2007 vorzuverlegen. Er wollte mit einem Direktflug nach Oshkosh, als Evaluationsflug für das Flugzeug, das Projekt „*The Polar Frontier*“ offiziell starten. Er plante diesen Flug als Langstrecken-Rekordflug unter dem Namen „*Lindbergh memorial flight*“. Im Weiteren erhoffte sich der Erbauer, in Oshkosh zusätzliche Sponsoren für sein Projekt zu finden.

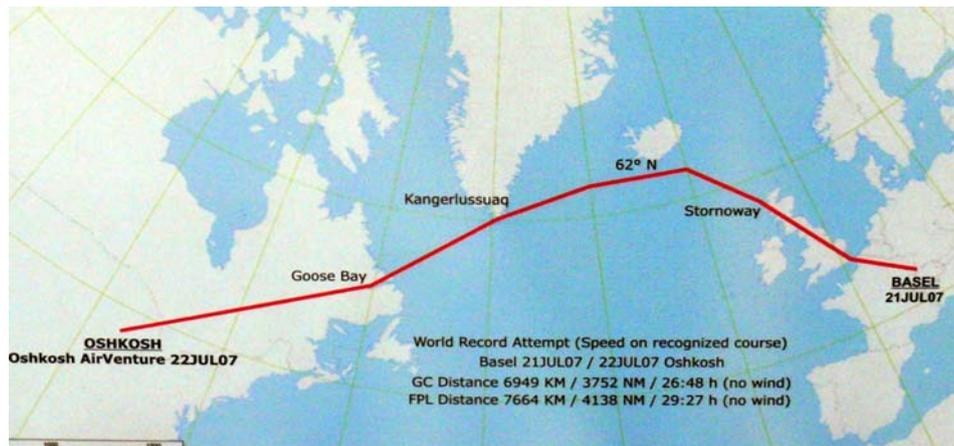


Fig. 1: Geplante Route für den Direktflug Basel – Oshkosh

Durch die Verzögerung beim Bau einerseits und die Vorverlegung des Projektstartes andererseits verkürzte sich die für die Erprobung des Flugzeuges zur Verfügung stehende Zeit. Der Erstflug fand am 12. Juni 2007 statt. Dies führte dazu, dass der Erbauer und Pilot gewisse für die IFR-Tauglichkeit des Flugzeuges notwendigen Nachweise noch während des Fluges nach Oshkosh und zurück hätte erbringen müssen.

Der Erbauer hatte sein Flugzeug beim beauftragten Prüfer der *experimental aviation of Switzerland* (EAS) zur Endabnahme angemeldet (vgl. Kapitel 1.17.2 ff). Die Prüfung durch den beauftragten Prüfer des BAZL fand am 26. Mai 2007 auf dem Flugplatz Birrfeld statt. In der Folge stellte das Bundesamt für Zivilluftfahrt BAZL ein erstes vorläufiges Lufttüchtigkeitszeugnis aus, welches die Durchführung von Erprobungsflügen in der Normalkategorie mit einer MTOM von 1700 kg ermöglichte.

Wie erwähnt fand der Erstflug am 12. Juni 2007 statt. Bis zum 20. Juli 2007 wurden insgesamt 19 Erprobungsflüge durchgeführt. Die gesamte Flugzeit dieser Flüge betrug 27:10 Stunden. Diese Flüge wurden mit einer Abflugmasse von maximal 1700 kg durchgeführt. Am 18. Juli 2007 wurde vom BAZL ein zweites vorläufiges Lufttüchtigkeitszeugnis ausgestellt.

Da die Piste des Flugplatzes Birrfeld für einen Start mit erhöhter Abflugmasse, wie sie für den Flug nach Oshkosh nötig war, zu kurz war, wurde ein Start vom Flughafen Basel-Mulhouse aus geplant.

Aus diesem Grunde wurde das Flugzeug am 20. Juli 2007 vom Flugplatz Birrfeld nach dem Flughafen Basel-Mulhouse überflogen, von wo es am Samstag, dem 21. Juli 2007, nach Oshkosh hätte starten sollen.

Nach der Landung in Basel-Mulhouse wurde mit der erstmaligen Betankung der Zusatztanks begonnen, welche einen direkten Flug nach Oshkosh ohne Zwischenlandung erst möglich gemacht hätten. Dabei zeigten sich undichte Stellen an den Tanks und den Verbindungen zwischen den Tanks.

Bei der anschliessenden Fehlersuche wurden am Treibstoffsystem verschiedene Probleme festgestellt und behoben. Dabei mussten grössere Mengen Treibstoff abgelassen und einige Tanks vorübergehend ausgebaut werden. Im Verlaufe des Samstags, dem 21. Juli 2007, waren die Arbeiten am Flugzeug abgeschlossen und der abgelassene Treibstoff wieder eingefüllt worden. Der Zeitpunkt des Abfluges wurde auf den Montag verschoben.

Am Montag, den 23. Juli 2007, traf der Pilot am Morgen in Basel-Mulhouse ein, um das Flugzeug wieder vollständig zu betanken, fertig zu beladen und die Flugvorbereitungen abzuschliessen. Da es sich um einen Rekordversuch handelte, war auch eine grosse Anzahl von Begleitpersonen und Medienvertretern anwesend.

Während des Betankens war aus der Entlüftungsleitung des im Rumpf eingebauten Zusatztanks Treibstoff ausgetreten. Es musste Treibstoff abgelassen werden, um das Austreten von Treibstoff aus der Entlüftungsleitung zu stoppen. Nach dem Unfall wurde der aufgefangene Treibstoff gewogen. Es ergab sich eine Masse von 24 kg.

Ein Helfer erkundigte sich telefonisch beim *aeronautical information service* (AIS) nach dem Stand des eingereichten Flugplans und informierte den Piloten: „*accepted, left turn out*“. Dieser erwiderte: „*ja super... und seize, isch guet*“ [ja super, und (Piste) sechzehn, ist gut]. Auf die weitere Information „*Du hesch zwei Chnöpf*“ [Du hast zwei Knoten] antwortete der Pilot: „*Headwind, isch guet*“ [Gegenwind, ist gut]. Diese Aussage wurde vom Helfer weder bestätigt noch korrigiert.

Nachdem der Pilot einige Interviews gegeben hatte, bestieg er das Flugzeug. Beim Versuch, die hinten am Flugzeug angebrachte Stütze zu entfernen, kippte dieses langsam nach hinten. Als Sofortmassnahme wurden vier Bleiplatten herbeigeschafft und unter die Seitensteuerpedale gelegt, um die Schwerpunktfrage nach vorne zu verschieben. Ob und wie diese Bleiplatten befestigt wurden, ist unklar.

Anschliessend verabschiedete sich der Pilot von den Anwesenden und bereitete sich im Cockpit auf den Start vor. Ein Helfer wollte ihn noch einmal sprechen und stieg dabei auf den linken Tritt, welcher sich direkt hinter dem Flügel befand. Dabei kippte das Flugzeug unvermittelt nach hinten und prallte mit dem Heck auf den Boden.

Die dabei entstandenen Beschädigungen wurden von den Helfern für den bevorstehenden Flug als nicht relevant bewertet und mit Aluklebeband (*highspeedtape*) behelfsmässig repariert.

1.1.3 Flugverlauf

Um 10:58 Uhr startete der Pilot das Triebwerk seines Flugzeuges und verlangte anschliessend die Freigabe zum Rollen. Wie nach dem Unfall rekonstruiert werden konnte, betrug die Abflugmasse 2602 kg. Zu Beginn des Rollens stützte ein Helfer das Flugzeug am Höhenleitwerk, um ein Abheben des Bugrades zu verhindern.

Das Rollen war nur mit relativ hoher Leistung möglich. Dabei hob das Bugrad beim Überrollen von Unebenheiten beinahe ab. Das Flugzeug rollte von seinem Standplatz auf der Unterhaltsfläche Süd (*Aire d'entretien*) via *taxiway C* und *taxiway B* zum Haltepunkt (*holding point*) der Piste 16.

Vom Chef der Flughafenseuerwehr war für diesen Flug die Begleitung durch ein Feuerwehrfahrzeug während des Rollens und dem Startlauf angeordnet worden. Daher begleiteten ein Pikettfahrzeug und ein Tanklöschfahrzeug das Flugzeug in einem gewissen Abstand.

Kurz nachdem das Flugzeug HB-YMN am *holding point* angekommen war, wurde ihm von der Platzverkehrsleitstelle (TWR) die folgende Freigabe erteilt: „*cleared for line up and take-off runway 16, wind three five zero degrees five knots*“

[Freigegeben für das Aufstellen und den Start auf Piste 16, Wind aus Richtung drei fünf null Grad mit fünf Knoten].

Der Pilot bestätigte die Freigabe, rollte auf die Piste und setzte Startleistung. Unverzüglich begann das Flugzeug zu beschleunigen. Nach einer Distanz von ungefähr 700 m hatte das Flugzeug eine Geschwindigkeit von ca. 70 kt erreicht und der Propeller drehte mit 2680 RPM.

Zu diesem Zeitpunkt waren erste Anzeichen von Rauch im Bereich des Fahrwerks sichtbar. Der Feuerwehrmann, welcher mit dem Tanklöschfahrzeug das Flugzeug auf der Piste begleitete, informierte den TWR: „...*Il y a un important dégagement de fumée derrière l'avion.*“ [es gibt eine starke Rauchentwicklung hinter dem Flugzeug]. Der TWR fragte zurück: „*il y a un ?.. peux-tu répéter*“ [es hat eine ?..wiederhole..].

Nachdem die Funkfrequenz nach einem Gespräch zwischen einem Helikopter und dem TWR wieder frei war, meldete sich der Feuerwehrmann erneut „...*le dégagement de fumée appart...appar...apparemment viendrait des...des trains, des pneus*“ [die Rauchentwicklung scheint von den Fahrwerken, den Reifen her zu stammen]. Der TWR bestätigte „*du train, des pneus, reçu*“ [vom Fahrwerk, den Reifen, verstanden].

Die Rauchentwicklung im Bereich der beiden Hauptfahrwerke wurde stärker und das Flugzeug beschleunigte nur noch wenig. Zwischen 700 m und 1100 m des Startlaufs betrug die durchschnittliche Geschwindigkeit etwa 74 kt.

Erst im Bereich der Kreuzung der beiden Pisten, d.h. nach 3400 m Startrollstrecke, hob das Flugzeug ab. Dabei war es stark angestellt und schwankte um die Längsachse. Das Höhensteuer war in dieser Phase nach unten ausgeschlagen.



Fig. 2: Flugzeug kurz nach dem Abheben mit nach unten ausgeschlagenem Höhensteuer (Standbild aus Video)

Das Flugzeug überflog das Pistenende in geringer Höhe und verschwand danach aus dem Blickfeld der Beobachter. Nach einigen Sekunden erschien es nochmals kurz über einigen Gebüsch in der Verlängerung der Pistenachse.

Die Geschwindigkeit über Grund betrug zu diesem Zeitpunkt ungefähr 107 kt.

Über den Flugweg vom Flughafen bis in die Gegend der Unfallstelle sind keine Informationen vorhanden. Auf Grund der niedrigen Flughöhe wurde das Flugzeug nicht vom Radar erfasst. Auch der visuelle Kontakt durch die Mitarbeiter der Platzverkehrsleitstelle ging verloren.

Als nächstes wurde das Flugzeug in sehr niedriger Höhe im Gebiet des Parkplatzes des Schwimmbades „Bachgraben“ wahrgenommen. Auf Grund des gleichmässigen und starken Motorenlärms glaubte ein Augenzeuge, dass es sich um einen startenden Helikopter handle, bis er das Flugzeug in niedriger Höhe hinter einer Mauer hervorkommen sah.

Gemäss Augenzeugen flog das Flugzeug etwa auf der Höhe der Dachrinne des Gebäudes Roggenburgstrasse 35 durch die Roggenburgstrasse in Richtung Südost. Im Bereich der Liegenschaft Roggenburgstrasse 19 kollidierte das Flugzeug zuerst mit zwei Bäumen, bevor es an der nordwestlichen Stirnseite des Daches in die Liegenschaft Roggenburgstrasse 15 prallte.

Das Triebwerk und der vordere Cockpitbereich blieben im Estrich des Hauses Roggenburgerstrasse 13 liegen. Der Rumpf- und Heckbereich sowie der Pilot wurden auf den Kinderspielplatz geschleudert, welcher sich dem Haus Roggenburgstrasse 9 anschliesst. Der Pilot kam dabei ums Leben.

Die grosse Menge an freigesetztem Treibstoff entzündete sich explosionsartig und der Dachstock der Liegenschaft Roggenburgstrasse 9 bis 15 sowie der Kletterturm auf dem Spielplatz standen sofort in Flammen.

1.2 Personenschäden

Verletzungen	Besatzungsmitglieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	1	---	1	---
Erheblich	---	---	---	---
Leicht	---	---	---	2
Keine	---	---	---	Nicht betroffen
Gesamthaft	1	---	1	2

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde zerstört.

1.4 Drittschaden

Der Dachstock der Liegenschaft Roggenburgstrasse 9 – 15 brannte vollständig aus. Durch die Lösch- und Bergungsarbeiten entstand weiterer Schaden, weshalb die Liegenschaft während längerer Zeit nicht mehr bewohnbar war.

Teile des Flugzeuges und Treibstoff wurden auf das Gelände eines Kinderspielplatzes geschleudert. Ein Teil der Einrichtungen dieses Kinderspielplatzes wurde dabei durch Feuer zerstört.

1.5 Angaben zu Personen

1.5.1	Pilot	
	Person	Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1948
	Lizenz	Führerausweis für Verkehrspiloten auf Flächenflugzeugen (<i>air transport pilot licence aeroplane</i> – ATPL(A)) nach <i>joint aviation requirements</i> (JAR), erstmals ausgestellt durch das BAZL am 16. April 1986, gültig bis 13. Juli 2012
	Berechtigungen	Klassenberechtigung für einmotorige Kolbenmotorflugzeuge (<i>single engine piston</i> – SEP) gültig bis 14. April 2008 Internationale Radiotelefonie für Flüge nach Sicht- und Instrumentenflugregeln RTI (VFR/IFR) Nachtflug NIT
	Instrumentenflugberechtigung	Instrumentenflug Flugzeug IR(A) letztmals verlängert am 8. Juli 2007, gültig bis 8. Juli 2008
	Letzte Befähigungsüberprüfung	<i>Skilltest / proficiency check for renewal</i> am 08. Juli 2007
	Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1, gültig bis 9. November 2007 Einschränkung VML <i>Shall wear multifocal spectacles and carry a spare set of spectacles</i> (muss multifokale Brille tragen und Reservebrille mit sich führen)
	Letzte fliegerärztliche Untersuchung	27. Oktober 2006
1.5.1.1	Flugerfahrung	
	Gesamthaft	16 355 h
	Auf dem Unfallmuster	27:10 h
	Während der letzten 90 Tage	ca. 40 h
	Davon auf dem Unfallmuster	27:10 h

Der Pilot hatte seine fliegerische Ausbildung im Jahre 1970 begonnen. Er war während langer Jahre Pilot bei einem schweizerischen Flugbetriebsunternehmen. Zuletzt war er als Kommandant auf dem Flugzeug Boeing MD-11 tätig gewesen.

Neben seiner Tätigkeit in der Verkehrsfliegerei hatte er bereits mehrere Rekordflüge mit Kleinflugzeugen absolviert. Er hatte vor dem Unfallflugzeug schon ein anderes Eigenbauflugzeug gebaut und mit diesem mehrere Rekorde aufgestellt.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

1.6.1	Allgemeines	
	Eintragungszeichen	HB-YMN
	Luftfahrzeugmuster	Express 2000 ER
	Charakteristik	Einmotoriges Flugzeug mit Kolbenmotorantrieb, ausgeführt als freitragender Tiefdecker in Verbundwerkstoffbauweise mit Festfahrwerk in Bugradanordnung
	Hersteller	Eigenbau durch den Besitzer Hersteller des Bausatzes Express Aircraft LCC., vormals Wheeler Aircraft Corporation
	Baujahr	2007 (Baubeginn 2002)
	Werknummer	201001-M
	Eigentümer	Privat
	Halter	Privat
	Triebwerk	Lycoming IO-580-B1A, 6-Zylinder Kolbenmotor Seriennummer L-141-79A, Baujahr 2007 Leistung 235 kW (315 HP) bei 2700 RPM
	Propeller	MT-Propeller Entwicklung GmbH Atting, MTV-9-B/198-52, Dreiblattpropeller in Composite Bauweise, hydraulisch verstellbar Seriennummer 070036, Baujahr 2007
	Ausrüstung	IFR mit zweifacher GPS Ausrüstung
	Betriebsstunden Zelle	Totalstunden seit Herstellung 27:10 h
	Betriebsstunden Triebwerk	Totalstunden seit Herstellung 27:10 h
	Betriebsstunden Propeller	Totalstunden seit Herstellung 27:10 h
	Höchstzulässige Abflugmasse	1700 kg gemäss EAS <i>design summary</i> vom 28. Mai 2007 2475 kg für <i>overweight condition</i> gemäss AFMS E20-VL-01, genehmigt am 20. Juli 2007 durch das BAZL.
	Masse und Schwerpunkt	Die Masse des Flugzeuges beim Start betrug 2602 kg. Sowohl Masse als auch Schwerpunkt lagen ausserhalb der bezeichneten Grenzen (vgl. Kap. 1.16.2).
	Unterhalt	Nach dem Zusammenbau und der Abnahmeprüfung wurden die beanstandeten Punkte behoben. Weitere Unterhaltsarbeiten sind nicht dokumentiert.
	Treibstoffqualität	Flugbenzin AVGAS 100LL
	Treibstoffvorrat beim Start	1672 l (davon 37.5 l nicht ausfliegbar)

Eintragungszeugnis	Ausgestellt durch das BAZL am 1. Juni 2007, gültig bis zur Löschung aus dem Luftfahrzeugregister
Lufttüchtigkeitszeugnisse	<p>Ausgestellt durch das BAZL am 18. Juli 2007, gültig bis 31. Oktober 2007. Dieses definitive Lufttüchtigkeitszeugnis bezog sich auf den Betrieb des Flugzeuges gemäss Luftfahrzeugflughandbuch bis zu einer höchstzulässigen Abflugmasse von 1700 kg.</p> <p>Vorläufiges Lufttüchtigkeitszeugnis Nr. 2, ausgestellt durch das BAZL am 18. Juli 2007, gültig bis 31. August 2007. Dieses vorläufige Lufttüchtigkeitszeugnis bezog sich auf folgenden Geltungsbereich im nichtgewerbemässigen Verkehr:</p> <p><i>OPERATION IN OVERWEIGHT CONDITION - Auxiliary ferry fuel tank installation: Valid for flights in accordance with FOCA approved airplane flight manual supplement (doc.no. E20-AFMS, approved date 19.07.07). If ferry fuel tank is installed, the airplane is considered as a RESTRICTED CATEGORY airplane. Pilot: [Name des Piloten] only, no PAX transport.</i></p>
Zulassungsbereich	VFR bei Tag / VFR bei Nacht / IFR Kategorie I

1.6.2 Originalbausatz des Flugzeuges

Der Bausatz (*Kit*) der Express 2000 basiert auf dem Design der viersitzigen Express 90, welcher 1987 von der Firma Wheeler Technology entwickelt wurde. Nach dem Konkurs von Wheeler Technology übernahm die Firma Express Aircraft Company (EAC) das Produkt. Nach zahlreichen Veränderungen verkaufte EAC den Bausatz seit 1998 als Express 2000.

Die Leermasse einer Express 2000 beträgt nach den Angaben des Herstellers 1825 lbs (828 kg). Die maximal zulässige Abflugmasse ist mit 3400 lbs (1542 kg) und die maximale Reichweite für einen Sichtflug mit 2165 km angegeben.

Die Express 2000 kann mit verschiedenen Kolbenmotoren (Flugbenzin oder Diesel) oder mit einem Turboprop-Triebwerk ausgerüstet werden.

Der Originalbausatz ist mit einem integralen Treibstofftank in jeder Tragfläche ausgestattet, die zusammen ein Fassungsvermögen von 82 USG (310 Liter) aufweisen.

1.6.3 Modifikationen gegenüber dem Originalbausatz

Da mit diesem Flugzeug verschiedene Rekordflüge geplant waren, wurden zahlreiche Modifikationen vorgenommen. Auf Grund der erhöhten Treibstoffzuladung mit entsprechend grösserer Reichweite erhielt das Flugzeug die Bezeichnung Express 2000 ER (*extended range*).

Weil bei diesen Rekordflügen damit gerechnet werden musste, dass an gewissen Landeorten kein Flugbenzin zur Verfügung stehen würde, war im ursprünglichen Konzept ein Dieselmotor mit Turbolader vorgesehen, welcher mit Kerosin betrieben werden konnte.

Als sich im Verlauf des Flugzeugbaus abzeichnete, dass das für den Einbau vorgesehene Dieselmotorwerk nicht rechtzeitig zur Verfügung stehen würde, entschied sich der Erbauer für einen konventionellen Kolbenmotor, welcher mit Flugbenzin betrieben wird.

Um den Treibstoffverbrauch zu reduzieren, wurde der linke Zündmagnet durch eine elektronische Zündung vom Typ Plasma III der Firma Lightspeedengineering ersetzt. Für die rechte Zündung wurde der originale Zündmagnet belassen.

Um den Treibstoffverbrauch weiter zu optimieren, wurden an Stelle der ursprünglichen Einspritzdüsen GAMIjectors® verwendet, welche sehr präzise auf den jeweiligen Zufluss zu jedem Zylinder kalibriert werden.

Um die für die extrem langen Rekordflüge notwendigen Treibstoffmengen mitführen zu können, wurde die Tankkapazität durch die Installation von Zusatztanks erhöht. Zusätzlich zu den vergrößerten integralen Flügeltanks wurden an den Flügelenden so genannte *tip tanks* installiert. In der Kabine wurden an Stelle der hinteren Sitze insgesamt fünf Zusatztanks eingebaut, welche den Kabinenraum bis auf ein Gepäckfach praktisch ganz ausfüllten. Für die für die Zulassung notwendigen Test- und Verifikationsflüge war das Flugzeug noch als Zweisitzer ausgelegt. Für den geplanten Rekordflug nach Oshkosh wurde der vordere rechte Sitz zudem durch einen sechsten Zusatztank ersetzt.

Um den Piloten auf den extrem langen Flügen zu entlasten, wurde ein Autopilot installiert. Allerdings war die Verwendung des Autopiloten bei Flügen über der normalen maximal zulässigen Masse (*overweight condition*) durch das BAZL nicht gestattet worden.

Der Flugzeugbausatz wird normalerweise mit einem Hauptfahrwerk aus Glasfaser-Verbundwerkstoff (GFK) geliefert. Erfahrungen von vorherigen Erbauern hatten aber gezeigt, dass es dabei im Betrieb zu Delaminierungen an der Fahrwerkstruktur kommen konnte. Deshalb entschied sich der Erbauer des Unfallflugzeuges zum Einbau eines Aluminium-Fahrwerks, welches vom Hersteller als Option angeboten wurde.

Zur Minimierung des Luftwiderstands wurden die ursprünglich vorhandenen Verschaltungen der beiden Hauptfahrwerksräder durch einen Spezialisten geändert. Nach dieser Veränderung der Verschaltungen ersetzte der Erbauer die bestehenden Reifen durch einen tragfähigeren Reifentypen. Mit diesem Reifentypen bestückt, streiften die Räder an der Verschaltung. Dies wurde durch den Erbauer selbst behoben.

Es gibt widersprüchliche Aussagen darüber, ob das Flügelprofil durch das Auftragen von Spachtelmasse verändert worden sei. Aufgrund des Zerstörungsgrades des Wracks konnte dieser Widerspruch nicht überprüft werden. Bei den aerodynamischen Berechnungen wurden jedenfalls keine Modifikationen des Flügelprofils berücksichtigt.

Um den speziellen Anforderungen für die geplanten Rekordflüge gerecht zu werden, wurden gegenüber dem Originalbausatz insgesamt mehr als 70 Änderungen vorgenommen. Sämtliche Änderungen wurden vom Erbauer als sogenannte *minor alterations* klassifiziert und von der Zulassungsstelle der EAS bewilligt.



Fig. 3: Das Flugzeug Express 2000 ER

1.6.4 Ölverbrauch des Motors

Ein neuer Motor weist anfänglich einen erhöhten Ölverbrauch auf, weil sich insbesondere die Oberflächen der Kolbenringe und der Zylinderwände gegenseitig einlaufen müssen, bis die optimale Dichtheit erreicht wird. Während des Einlaufvorganges nimmt der Ölverbrauch allmählich ab und stabilisiert sich auf einem Wert von 1 US qt pro 6 – 10 h. Während des Einlaufvorganges kann der Ölverbrauch ein Mehrfaches dieses Wertes betragen.

Vom Motorenhersteller Lycoming existiert die *service instruction* No. 1427B, in welcher das Verfahren zum Einlaufen (*break in*) eines Motors beschrieben wird. Unter anderem wird darin auch eine Formel zur Bestimmung des maximal zulässigen Ölverbrauchs angegeben.

Setzt man in diese Formel die Nennleistung des am Flugzeug eingebauten Motors von 315 HP ein, so ergibt sich ein maximal zulässiger Ölverbrauch von ca. 1 US qt pro Stunde. Gemäss AFM betrug der Ölinhalt des Motors maximal 11 US qt und hätte im Betrieb 4 US qt nicht unterschreiten dürfen. Die geplante Flugzeit nach Oshkosh betrug ca. 30 Stunden. Über den tatsächlichen Ölverbrauch des Motors während der ersten 27 Stunden Laufzeit gibt es keine Aufzeichnungen.

Gemäss der *service instruction* beträgt die Einlaufzeit ca. 50 Stunden.

1.6.5 Öltemperatur während der Erprobungsflüge

In den Protokollen der Erprobungsflüge und den Testflugformularen finden sich zahlreiche Notizen zur Öltemperatur, welche im Steigflug chronisch zu hohe Werte erreichte. Um eine bessere Kühlung zu erreichen, wurden im Verlauf der Erprobungsphase mehrere Änderungen vorgenommen. Das Problem konnte allerdings nicht vollständig eliminiert werden.

Im Testflugformular #09 vom 29. Juni 2007 schrieb der Pilot: *Obwohl die Öltemperatur nun bei aktuell ISA+9 bis auf FL100 innerhalb der Limite blieb (max. 110 °C / Limite 113 °C, 90 kt IAS) wird [Name eines Helfers] morgen einen Air Wolf Remote Oil Filter montieren (Ölfiler neu: LARGE). Damit sollte das Öltemperaturproblem hoffentlich gelöst sein.*

Im Testflugformular #10 vom 1. Juli 2007 schrieb der Pilot: *Oil Temperature ist immer noch zu hoch, trotz Einbau eines grossen Air Wolf Oil Filters.*

Beim Erprobungsflug zum Steigflug mit der besten Steigrate (V_y) mit der maximal zulässigen Dauerleistung, d.h. 2500 RPM, wurde vom Piloten am 6. Juli 2007 eine maximale Öltemperatur von 114 °C protokolliert.

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeines

Die Angaben in den Kap. 1.7.2 bis 1.7.6 wurden von MeteoSchweiz geliefert.

1.7.2 Allgemeine Wetterlage

Ein Zwischenhoch über Mitteleuropa entfernte sich nach Osten. Ein kräftiges Tief mit Zentrum vor der Bretagne verlagerte sich zum Ärmelkanal. Eine damit verbundene Störungszone zog von der Biskaya gegen den Jura und überquerte in der folgenden Nacht die Schweiz. Im Vorfeld dieser Störung kam in der Zentral- und Ostschweiz kurzfristig Föhn auf.

1.7.3 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

<i>Wolken</i>	<i>1/8 auf 10 000 ft AMSL, 7/8 auf 23 000 ft AMSL</i>	
<i>Sicht</i>	<i>Um 30 km</i>	
<i>Wind</i>	<i>Nordwest mit 5 kt</i>	
<i>Temperatur/Taupunkt</i>	<i>21 °C / 14 °C</i>	
<i>Luftdruck</i>	<i>QNH LFSB 1005 hPa, LSGG 1005 hPa, LSZA 1010 hPa</i>	
<i>Gefahren</i>	<i>Keine erkennbar</i>	
<i>Sonnenstand</i>	<i>Azimut: 125°</i>	<i>Höhe: 52°</i>

1.7.4 Flugplatzwettervorhersage

In der Zeit des Unfalls war die folgende Flugplatzwettervorhersage (*terminal aerodrome forecast* – TAF) gültig:

LFSB 230800Z 230918 34004KT CAVOK BECMG 0911 16005KT 9999 FEW030 BECMG 1113 8000 RA SCT030 BKN053 BECMG 1315 26010KT PROB40 TEMPO 1318 VRB20G35KT 2000 TSRA BR BKN030 SCT035CB=

Im Klartext bedeutet dies: Am 23. Juli 2007 waren für den Flugplatz Basel-Mulhouse zwischen 0900 UTC und 1800 UTC folgende Wetterbedingungen vorhergesagt:

Wind	Aus 340° mit 4 kt
Meteorologische Sicht	10 km oder mehr
Niederschläge	Keine
Bewölkung	Keine Wolken unterhalb der Mindesthöhe <i>minimum sector altitude</i> (MSA)
Bedingte Vorhersage	Zwischen 09:00 UTC und 11:00 UTC ist mit folgender Veränderung zu rechnen:
	Wind: aus 160° mit 5 kt
	Meteorologische Sicht: 10 km oder mehr
	Bewölkung: 1-2/8 auf 3000 ft

Zwischen 11:00 UTC und 13:00 UTC ist mit folgender Veränderung zu rechnen:

Meteorologische Sicht: 8000 m
 Niederschläge: Regen
 Bewölkung: 3-4/8 auf 3000 ft;
 5-7/8 auf 5300 ft

Zwischen 13:00 UTC und 15:00 UTC ist mit folgender Veränderung zu rechnen:

Wind: aus 260° mit 10 kt

Zwischen 13:00 UTC und 18:00 UTC ist mit einer Wahrscheinlichkeit von 40 % zu erwarten, dass der Wind aus variabler Richtung mit einer Stärke von 20 kt und Spitzen von 35 kt wehen wird. Die Sicht wird 2000 m betragen bei Gewittern mit Regen, Dunst.

Die Bewölkung wird 5-7/8 auf 3000 ft betragen und 3-4/8 Gewitterwolken auf 3500 ft.

1.7.5 Flugplatzwettermeldungen

In der Zeit von 08:30 UTC bis zum Zeitpunkt des Unfalls waren die folgenden Flugplatzwettermeldungen (METAR) gültig:

*LFSB 230830Z 35006KT CAVOK 20/15 Q1005 NOSIG=
 LFSB 230900Z 33006KT 300/020 CAVOK 20/16 Q1005 NOSIG=
 LFSB 230930Z 32005KT CAVOK 21/15 Q1004 NOSIG=*

Im Klartext bedeutet dies:

Am 23. Juli 2007 wurden kurz vor der Ausgabezeit der Flugplatzwettermeldung von 0830 UTC auf dem Flugplatz Basel-Mulhouse die folgenden Wetterbedingungen beobachtet:

Wind	Aus 350° mit 6 kt
Meteorologische Sicht	10 km oder mehr
Bewölkung	Keine Bewölkung unterhalb 6400 ft AMSL
Temperatur	20 °C
Taupunkt	15 °C
Luftdruck	1005 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre
Landewetterprognose	In den zwei Stunden, die auf die Wetterbeobachtung folgen, ist keine signifikante Wetteränderung zu erwarten.

Im Klartext bedeutet dies:

Am 23. Juli 2007 wurden kurz vor der Ausgabezeit der Flugplatzwettermeldung von 0900 UTC auf dem Flugplatz Basel-Mulhouse die folgenden Wetterbedingungen beobachtet:

Wind	Aus 330° mit 6 kt, Richtungsvariation 300° bis 020°
Meteorologische Sicht	10 km oder mehr

Bewölkung	Keine Bewölkung unterhalb 6400 ft AMSL
Temperatur	20 °C
Taupunkt	16 °C
Luftdruck	1005 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre
Landewetterprognose	In den zwei Stunden, die auf die Wetterbeobachtung folgen, ist keine signifikante Wetteränderung zu erwarten.

Am 23. Juli 2007 wurden kurz vor der Ausgabezeit der Flugplatzwettermeldung von 0930 UTC auf dem Flugplatz Basel-Mulhouse die folgenden Wetterbedingungen beobachtet:

Wind	Aus 320° mit 5 kt, Richtungsvariation zwischen 290° bis 360°
Meteorologische Sicht	10 km oder mehr
Bewölkung	Keine Bewölkung unterhalb 6400 ft AMSL
Temperatur	21 °C
Taupunkt	15 °C
Luftdruck	1004 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre
Landewetterprognose	In den zwei Stunden, die auf die Wetterbeobachtung folgen, ist keine signifikante Wetteränderung zu erwarten.

1.7.6 Flugwetterwarnung

Es waren keine Flugwetterwarnungen (*airmen meteorological information* – AIRMET oder *significant meteorological information* – SIGMET) aktiv oder ausgegeben.

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

1.9 Kommunikation

Der Funkverkehr zwischen dem Piloten und der Bodenverkehrsleitstelle (GND) und der Platzverkehrsleitstelle (TWR) wickelte sich während des Rollens und bis zum Beginn des Startrollvorgangs ordnungsgemäss und ohne Schwierigkeiten ab.

Drei Minuten nach Beginn des Startrollvorgangs rief der TWR den Piloten des Flugzeuges HB-YMN nochmals auf, erhielt aber keine Antwort.

Auf der Frequenz des TWR, auf welcher der Pilot die Startfreigabe erhalten hatte, wurde auch die Kommunikation mit dem Fahrzeug der Flughafenfeuerwehr abgewickelt, welches das Flugzeug begleitete. Der Feuerwehrmann informierte den TWR in französischer Sprache, dass er Rauchentwicklung hinter dem Flugzeug feststellte. Er präziserte in einem zweiten Aufruf, dass der Rauch aus dem Bereich des Fahrwerks stamme.

Der TWR bestätigte diese Meldung, ohne sie gegenüber dem Piloten zu wiederholen.

1.10 Angaben zum Flughafen

1.10.1 Allgemeines

Der Flughafen Basel-Mulhouse mit der ICAO-Kennung LFSB liegt 6 km nordwestlich der Stadt Basel auf französischem Staatsgebiet. Die Benützung des binationalen Flughafens durch schweizerisch zugelassene Luftfahrzeuge ist in einem Staatsvertrag zwischen Frankreich und der Schweiz geregelt.

Die Pisten des Flughafens Basel-Mulhouse wiesen folgende Abmessungen auf:

Pistenbezeichnung	Abmessungen	Höhe der Pistenschwellen
16/34	3900 x 60 m	864/882 ft AMSL
08/26	1820 x 60 m	881/884 ft AMSL

Im Zeitpunkt des Unfalls standen 3900 m Pistenlänge für einen Start auf Piste 16 zur Verfügung.

Die Bezugshöhe des Flughafens beträgt 885 ft AMSL und als Bezugstemperatur sind 27.0 °C festgelegt.

1.10.2 Pistenausrüstung

Der Flughafen Basel-Mulhouse zeichnet sich durch ein System von zwei Pisten aus, wobei sich diese im Bezugspunkt (*airport reference point*) kreuzen. Die Piste 16 war mit einem Instrumentenlandesystem (ILS) der Kategorie CAT III ausgerüstet und eignete sich somit für *precision approaches*. Die Piste 34 erlaubte auf der Basis des VOR/DME Basel-Mulhouse (BLM) *non precision approaches*.

1.10.3 Rettungs- und Feuerwehrdienste

Der Flughafen Basel-Mulhouse war zum Zeitpunkt des Unfalls mit Feuerbekämpfungsmitteln der Kategorie 7 ausgerüstet. Die Berufsfeuerwehr des Flughafens leistete während des Flugbetriebes permanent Bereitschaftsdienst.

Auf Grund des aussergewöhnlichen Charakters des vorgesehenen Rekordfluges mit einem Start mit stark erhöhter Startmasse und sehr grosser Treibstoffbeladung war vom Chef der Flughafenfeuerwehr eine Begleitung durch die Feuerwehr angeordnet worden. Ein Pikettfahrzeug und ein Tanklöschfahrzeug sollten das Flugzeug von seinem Standplatz bis zum Start begleiten.

1.10.4 Spuren auf der Piste

Bei einer Inspektion der Piste nach dem Unfall wurden im Bereich von ca. 800 m nach Beginn der Piste 16 bis ungefähr zur Kreuzung mit der Piste 26 durchgehend zwei schwarze Gummiabriebspuren festgestellt, welche von den beiden Rädern des Hauptfahrwerks der HB-YMN stammten.



Fig. 4: Reifenspuren auf der Piste

1.11 Flugschreiber

Nicht vorgeschrieben, nicht eingebaut.

1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.12.1 Unfallstelle

Unfallort	Roggenburgstrasse 15, Basel
Schweizer Koordinaten	609 107 / 268 104
Geographische Breite	N 47° 33' 48.9"
Geographische Länge	E 007° 33' 34.7"
Höhe der Liegenschaft	275 m/M / 902 ft AMSL
Höhe der Aufschlagstelle	287 m/M / 941 ft AMSL
Lage	3.8 km vom Referenzpunkt des Flughafens Basel-Mulhouse
Landeskarte der Schweiz	Blatt Nr. 1047, Blattname Basel, Massstab 1:25 000

1.12.2 Aufprallstelle

Das Flugzeug prallte in einer annähernd horizontalen Fluglage auf der Stirnseite in das Dach des Hauses Nummer 15 der Liegenschaft Roggenburgstrasse 9 – 15. Kurz zuvor hatte es bereits Bäume gestreift, welche zwischen den Häusern Roggenburgstrasse 15 und 19 stehen.

Die Häuser Roggenburgstrasse 9-15 erscheinen nach aussen als ein Gebäudekomplex, sind innen aber komplett getrennt. Im Dachstock sind massive Brandmauern vorhanden.

Beim ersten Aufprall wurden die Flügelendtank abgerissen und das Flugzeug drang in den Dachstock ein. Da der Aufprall nicht ganz symmetrisch erfolgte, drehte sich das Flugzeug um seine Hochachse nach rechts.



Fig. 5: Aufprallstelle an der Nordwestseite des Hauses Roggenburgstrasse 15

An der Brandmauer zwischen dem Haus Roggenburgstrasse 15 und 13 zerschellte das Flugzeug. Der linke Flügel und das linke Fahrwerk blieben im Bereich des Hauses Roggenburgstrasse 11 auf dem Dach liegen. Der rechte Flügel und das rechte Fahrwerk wurden ebenfalls abgetrennt und auf die Roggenburgstrasse geschleudert. Sie kamen im Bereich des Hauseinganges Roggenburgstrasse 9 zu liegen.

Triebwerk, Propeller und Cockpitausrüstung verblieben im Estrichbereich des Hauses Roggenburgstrasse 13 und brannten vollständig aus.

Der Pilot sowie Teile des Rumpfes und der Zusatztanks wurden in ein an die Liegenschaft Roggenburgstrasse 9-15 angrenzendes Gelände geschleudert, auf dem sich ein Kinderspielplatz befand.

1.12.3 Wrack

Im Einzelnen konnten am Wrack folgende Feststellungen gemacht werden:

Das linke Hauptfahrwerk und der linke Flügel waren durch das Feuer weitgehend zerstört. Das rechte Hauptfahrwerk war bis auf die fehlende Radverschalung weitgehend erhalten geblieben. Der rechte Reifen war angesengt.



Fig. 6: Angesengter Reifen des rechten Hauptfahrwerks

Das Triebwerk und die Propellernabe wurden untersucht. Die weiteren im Dachstock gefundenen Teile waren infolge der starken Hitzeeinwirkung so stark beschädigt, dass sie nicht weiter untersucht werden konnten.

Nach der Bergung der Wrackteile wurden weitere Untersuchungen an den Trümmerteilen durchgeführt (siehe Kapitel 1.16).

1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

Die Leiche des Piloten wurde einer Autopsie unterzogen. Der Tod ist durch die infolge Dezeleration erlittenen inneren Verletzungen sofort nach dem Aufprall eingetreten. Es wurden keine relevanten, vorbestandenden Organveränderungen vorgefunden, die den Piloten bei der Führung des Flugzeuges hätten beeinträchtigen können.

Bei der toxikologischen Untersuchung konnten keine Spuren von Trinkalkohol, psychoaktiven Medikamenten oder Betäubungsmitteln nachgewiesen werden.

1.14 Feuer

Das Flugzeug fing nach dem Aufprall Feuer und brannte vollständig aus.

Die an Bord mitgeführte grosse Menge Treibstoff wurde beim Aufprall verteilt und wirkte brandbeschleunigend. Dadurch standen der Dachstock des Gebäudes Roggenburgstrasse 9-15 sowie der Kletterturm des benachbarten Spielplatzes augenblicklich im Vollbrand.

Die Berufsfeuerwehr der Stadt Basel wurde durch die Polizei alarmiert und nahm unverzüglich die Brandbekämpfung sowie die Evakuierung des gesamten Gebäudekomplexes in Angriff. Bei der Brandbekämpfung wurde sie von der Feuerwehr Allschwil (BL) und einer auf die Bekämpfung von Chemiebränden spezialisierten Betriebsfeuerwehr unterstützt.

Das Feuer konnte um 12:30 Uhr gelöscht werden.



Fig. 7: Dachstock der Liegenschaft Roggenburgstrasse 9 - 15 im Brand



Fig. 8: Ausgebrannter Spielturn des angrenzenden Spielplatzes

1.15 Überlebensaspekte

1.15.1 Allgemeines

Der Unfall war nicht überlebbar.

1.15.2 Notsender

Das Flugzeug war mit einem Notsender (*emergency location beacon aircraft – ELBA*) ausgerüstet. Das Gerät war eingebaut und wurde beim Aufprall zerstört. Notsignale wurden keine empfangen.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Untersuchung am Triebwerk

Der Motor wurde durch den Brand an der Unfallstelle stark beschädigt. So war z.B. die Ölwanne weg geschmolzen und von sämtlichen elektrischen Kabeln waren nur noch die Kupferleiter vorhanden.

Die vorhandenen Überreste wurden visuell inspiziert und dabei konnten keinerlei Hinweise auf vorbestandene Mängel oder Defekte festgestellt werden. Insbesondere wurde festgestellt, dass

- sämtliche Zündkerzen ein normales Bild zeigten,
- sämtliche Brennräume und Kolbenboden eine normale Färbung aufwiesen,
- alle Zylinder, Kolben und Kolbenringe normale Tragspuren zeigten und keinerlei Spuren von Anfressen oder Riefen aufwiesen,
- sämtliche Pleuellager und Kolbenbolzen sich bewegen liessen und auch kein übermässiges Spiel oder sonstige Auffälligkeiten zeigten,
- alle Ein- und Auslassventile äusserlich unbeschädigt waren und keinerlei Ausbrüche aufwiesen.

Die Befunde am Motor lieferten keinen Hinweis auf eine technische Einschränkung der Motorleistung.

Der Propellerregler (*governor*) und die Überreste des Propellers wurden beim Hersteller detailliert untersucht. Vom Propeller war noch die Nabe vorhanden, die Composite-Propellerblätter waren unmittelbar an der Nabe abgebrochen und die Stummel weitgehend verbrannt. Anhand von Abdrücken des Gleitsteins im Innern der Nabe konnte rekonstruiert werden, dass der Blattwinkel beim Aufschlag 10° , bezogen auf 75% des Radius, betragen hat. Dies entspricht der kleinen Steigung und damit der maximalen Drehzahl.

Die detaillierte Untersuchung des Propellerreglers zeigte, dass der Regler bis zuletzt funktionstüchtig gewesen sein muss.

Der Vorwahlhebel für die Drehzahl wurde in der Stellung für kleinste Drehzahl vorgefunden (siehe Kap. 2.1.1.2).

Zusammenfassend kann festgehalten werden, dass der Propeller und der Regler bis zuletzt auf maximaler Drehzahl eingestellt und voll funktionstüchtig waren.

1.16.2 Masse und Schwerpunkt

1.16.2.1 Berechnungen des Erbauers

In den Originalplänen sind die Stationen des Rumpfs in Zoll angegeben, wobei als Referenz die Vorderseite des Brandschottes gilt, welche FS 34 (FS = *fuselage station*) entspricht. Der Erbauer hatte eine eigene metrische Stationstabelle defi-

niert, wobei er einen anderen Nullpunkt annahm als der Konstrukteur. In seiner Stationstabelle befand sich der Nullpunkt an der Spitze des Propellerspinner und war zugleich der Referenzpunkt. Wegen der gegeneinander verschobenen Nullpunkte konnte nicht direkt durch einfache Multiplikation zwischen den beiden Referenzsystemen umgerechnet werden.

Weiter verwendete der Erbauer bei den Schwerpunktsberechnungen den Wert „MAC“ (*mean aerodynamic chord*), vermutlich weil diese Angabe bei den von ihm geflogenen Flugzeugtypen im Flugbetrieb üblich war und für ihn eine anschauliche Aussage bezüglich der Stabilität darstellte.

Der Erbauer hatte mit Hilfe eines Tabellenkalkulationsprogramms ein Berechnungsschema programmiert, mit dessen Hilfe er Masse und Schwerpunkt des Flugzeugs berechnen konnte. Bei der Umrechnung der Schwerpunktslage in % MAC wurde dabei eine falsche Flügeltiefe eingesetzt, wodurch 100% MAC ca. 70 cm hinter der Austrittskante des Flügels zu liegen kam.

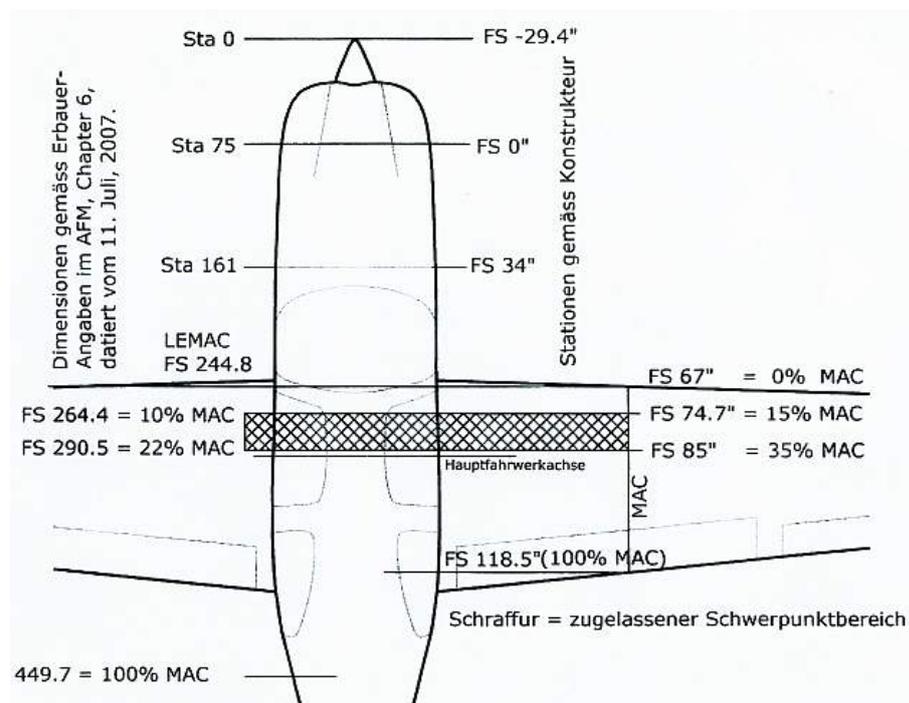


Fig. 9: Vergleich der Angaben der Stationen

Durch diesen Fehler resultierte in der Berechnung des Piloten für den Flug in *overweight-condition* eine Schwerpunktslage von 22% MAC. Seine Schwerpunktsangaben referenziert auf % MAC sind fehlerhaft. Seine Berechnungen in Zentimeter sind jedoch korrekt. Gemäss seiner Tabelle rechnete er mit einer Abflugmasse von 2431.7 kg.

1.16.2.2 Berechnung nach dem Unfall

Gemäss den vorliegenden Daten wurde nach dem Unfall eine Startmasse von 2602 kg errechnet. Der Schwerpunkt befand sich 291 cm hinter dem Referenzpunkt (Propellerspinner Spitze) und das „*zero wing fuel weight*“ (Totalmasse ohne Treibstoff in den Flügeln und den Tip-Tanks) betrug 1970 kg.

Masse und Schwerpunkt, berechnet für den Start in Basel am 23. Juli 2007, für den Flug nach Oshkosh WI USA	Masse	Arm
Leermasse Version E20-VL nach Wägeprotokoll vom 24. Mai 2007	1134.5 kg	267.3 cm
885.4 l Treibstoff in den Flügeln und Tip-Tanks	628.6 kg	285.5 cm
Rumpftanks und deren Inhalt von 798 l Treibstoff	631.5 kg	346.1 cm
Zusätzlicher Bleiballast unter den Seitensteuerpedalen	50.0 kg	170.0 cm
Abzüglich Treibstoff zum Rollen	-8.0 kg	285.5 cm
Pilot	105.0 kg	270.2 cm
Überlebens- und Navigationsmaterial, Werkzeuge, persönliche Effekten, Essen und Getränke, Gepäck	60.8 kg	351.8 cm
Gesamtmasse und Arm, Flugzeug beim Start Limiten des Bausatzherstellers: Arm = 264.4 cm bis 290.5 cm bei einer Masse von 1542 kg (3400 lb)	tatsächlich 2602 kg	tatsächlich 291.0 cm
<i>Mean aerodynamic chord</i> (mittlere aerodynamische Profiltiefe) Limiten des Bausatzherstellers: 15.2% bis 35.4% MAC bei 1542 kg (3400 lb) Maximale Masse ohne Treibstoff in den Flügeln und Tip-Tanks, Limiten des Bausatzherstellers: 1534 kg (AFM)	tatsächlich 1970 kg	tatsächlich 35.8% MAC
Bemerkungen: 1: Treibstoff inklusive nicht ausfliegbarem Treibstoff 2: Spezifisches Gewicht = 0.71 für AVGAS 3: Detailliertere Berechnung siehe Anhang 1		

1.16.3 Untersuchung des Reifens des rechten Hauptfahrwerks

Die angesengten Reste des rechten Reifens wurden beim Reifenhersteller untersucht. Der Reifen des Herstellers Michelin, Dimension 6.00-6 AIR, 8 ply, P/N 070-317-0, S/N 6146W00136, wies eine Abnutzung von etwa 80% an der Schulter auf der Aussenseite (also rechts) auf, jedoch nur eine solche von ca. 14% auf der inneren Seite. Auf der äusseren Seite der Mittelrippe war der Gummi auf dem ganzen Umfang durch Reibung weggescheuert worden. Es wurde ausserdem ein oberflächlicher kleiner Schnitt an der äusseren Reifenschulter festgestellt, der allerdings nicht bis auf das Gewebe reichte.

Ansonsten fanden sich weder am Reifen noch am Schlauch irgendwelche weiteren Beschädigungen oder Spuren, welche z.B. auf eine Überhitzung des Reifens durch übermässige Walkarbeit (*marbling*) hindeuten würden.

Vom rechten Fahrwerk wurden die Felge, die Bremse und die Radlager untersucht. Alle Teile wurden in einem nahezu neuwertigen Zustand vorgefunden.



Fig. 10: Abgenutzte Lauffläche des rechten Rades
(A= abgelaufene Aussenschulter; B= Riefe auf der Lauffläche)

Auf dem Parkplatz, wo das Flugzeug vor dem Abflug betankt und beladen worden war, machte einer der Anwesenden einige Photographien des rechten Hauptfahrwerks, noch bevor das Flugzeug wegrollte. Auf diesen Bildern ist die S/N des Reifens abgebildet. Diese stimmt mit der S/N des untersuchten Reifens überein.



Fig. 11: Rechtes Rad mit neuwertigem Pneu Starke Verformung durch die hohe Last

Auf diesen Bildern ist weiter zu sehen, dass zu diesem Zeitpunkt der Reifen wie neu aussah und keine auffallenden Abnutzungsspuren aufwies.

Auf den Photos fällt ausserdem auf, dass der Reifen durch die hohe Last auf dem Rad stark abgeplattet war.

1.16.4 Reifendruck

Für Flugzeugreifen bestehen bezüglich des Reifendrucks Herstellervorgaben. Je grösser die Last auf dem Rad, desto grösser muss der Reifendruck sein. Bei Reifen der gleichen Dimension gibt es verschiedene Typen mit unterschiedlicher Tragfähigkeit. Die Tragfähigkeit wird durch das so genannte *ply rating* gekennzeichnet. Für Reifen der Dimension, wie sie am Hauptfahrwerk der HB-YMN montiert waren, gelten folgende Angaben:

Dimension	<i>ply rating</i>	Max. Last pro Reifen [lb]	Reifendruck unbelastet [PSI]
6.00-6	4	1150	29
6.00-6	6	1750	42
6.00-6	8	2350	55

Im Flughandbuch (*airplane flight manual* – AFM) des Flugzeugs sind zu Reifen und Reifendruck folgende Angaben zu finden:

Abschnitt 2.16 Limitation placards:

Placard: 42PSI/2.9 BAR <1700 KG >55 PSI/3.8 BAR

Location: *Main wheels near valve stem, valid for 6.00 x 6 / 8 PLY tires*

Abschnitt 4.4 Pre-flight Walk-Around: Item 7.e. und 11.b.:

Tire *Condition, Inflation, and Wear*

Up to MTOW 1700 kg *Inflate to 42 PSI / 2.9 bar*

Abschnitt 7.5.1 Main Gear:

"Each main gear wheel has a 15 x 6.00 x 6 tire / 8 plies with inner tube installed."

Aus den Berechnungen von Masse und Schwerpunkt geht hervor (vgl. Kapitel 1.16.2), dass die Masse beim Start 2602 kg betrug und der Schwerpunkt sich 291 cm hinter dem Referenzpunkt befand. Die Achse des Hauptfahrwerks lag 294.5 cm hinter dem Referenzpunkt. Somit betrug die Last pro Rad des Hauptfahrwerks je ca. 1310 kg, entsprechend 2888 lb.

Die maximal zulässige Radlast für die verwendeten Reifen hätte gemäss der oben erwähnten Herstellerangaben 2350 lb betragen. Dies bei einem Druck in unbelastetem Zustand von 55 PSI, entsprechend 3.8 bar.

Es liegen keine Aufzeichnungen vor, welche einen Rückschluss auf den Reifendruck oder auf eine Kontrolle desselben vor dem Unfall zulassen würden. Infolge der Zerstörung der Räder war eine nachträgliche Feststellung des tatsächlichen Reifendrucks nicht möglich.

1.16.5 Landeklappen

Die Videoaufzeichnungen zeigen, dass die Landeklappen während des Startlaufs eingefahren waren.

In den Trümmern des Wracks wurde der ausgebrannte Betätigungsmotor der Landeklappen gefunden. Seine Stellung entsprach der Stellung für eingefahrene Klappen.

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

1.17.1 Bundesamt für Zivilluftfahrt

1.17.1.1 Allgemeines

Wie in den meisten Staaten basieren die Gesetze und Verordnungen der Luftfahrt auch in der Schweiz auf den Normen und Empfehlungen der Internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organisation* – ICAO) sowie auf multinationalen Richtlinien wie beispielsweise den *joint aviation requirements* (JAR).

Gemäss Luftfahrtgesetz hat der Bundesrat die Aufsicht über die Luftfahrt im gesamten Gebiet der Schweizerischen Eidgenossenschaft. Die unmittelbare Aufsicht über die zivile Luftfahrt obliegt dem Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL), das ein Amt des Eidgenössischen Departements für Umwelt, Verkehr, Energie und Kommunikation (UVEK) ist.

1.17.1.2 Struktur

Das BAZL verfügte zum Zeitpunkt des Unfalls über eine Belegschaft von ungefähr 230 Personen. Mit Beginn des Jahres 2005 wurde eine neue Organisation in Kraft gesetzt, in welcher nebst der Abteilung für Luftfahrtentwicklung drei Abteilungen die Sicherheit der Zivilluftfahrt betreffen (Flugtechnik, Flugbetrieb und Infrastruktur).

Die Abteilung Sicherheit Flugtechnik überwacht die Lufttüchtigkeit des Flugmaterials, die Hersteller- und Entwicklungsbetriebe sowie die Unterhaltsbetriebe inklusive Ausbildung und Qualifikation des technischen Personals. In diesen Bereichen sorgt die Abteilung dafür, dass sowohl die nationalen wie auch die internationalen Sicherheitsbestimmungen in der Schweizer Luftfahrtindustrie umgesetzt werden.

Die Abteilung Sicherheit Flugtechnik setzt sich aus den folgenden Sektionen zusammen: Standardisierung, Sanktionswesen und Register, Entwicklung und Herstellung, Unterhaltsbetriebe und -personal, Lufttüchtigkeit Flugmaterial sowie Lufttüchtigkeitsorganisation Flugbetriebe.

Die Sektion Entwicklung und Herstellung ist einerseits zuständig für die Musterzulassung von Luftfahrzeugen sowie deren Teilen respektive einzelnen Geräten. Andererseits obliegt ihr die Zulassung und Aufsicht über Entwicklungs- und Herstellungsbetriebe in der Schweiz. Zu ihren Aufgaben gehört auch die Publikation von Lufttüchtigkeitsanweisungen des BAZL und anderer nationaler Aufsichtsbehörden mit Korrekturanweisungen an die Besitzer von Luftfahrzeugen im Interesse der Aufrechterhaltung der Lufttüchtigkeit.

Verschiedene Aufgaben werden vom BAZL an externe Organisationen delegiert.

1.17.1.3 Luftfahrzeuge der Sonderkategorie Eigenbau

Luftfahrzeuge der Sonderkategorie Eigenbau, auch kurz Eigenbauluftfahrzeuge genannt, sind nicht musterzugelassene Luftfahrzeuge, die in der Regel in der Schweiz und in Liechtenstein im Eigenbau durch den oder die Erbauer hergestellt werden. Der Erbauer eines solchen Luftfahrzeuges hat nachzuweisen, dass er mindestens 51 % der Arbeitsleistung, d.h. Herstellung oder Zusammenbau der Bauteile eigenhändig gemacht hat. Der Erbauer hat zu bestätigen, dass das verwendete Material und die Bauausführung den Bauunterlagen entsprechen. Allfällige Abweichungen von den Bauunterlagen sind aufzulisten und zu begründen.

1.17.1.4 Lufttüchtigkeitsanforderungen für Luftfahrzeuge der Sonderkategorie Eigenbau

Die Lufttüchtigkeitsanforderungen für Luftfahrzeuge der Sonderkategorie Eigenbau sind in einer Vereinbarung zwischen dem BAZL und dem Verband der Schweizer Amateur-Flugzeugbauer (*experimental aviation of Switzerland* – EAS) festgelegt. Für das vorliegende Muster waren Anforderungen in Anlehnung an FAR¹/JAR *part* 23 oder JAR-VLA² anzuwenden. Ausserdem ist definiert, dass die maximale Startmasse (*maximum take off mass* – MTOM) eines Luftfahrzeuges auf 1750 kg limitiert ist, damit dieses als Eigenbauluftfahrzeug gelten kann. Über

¹ FAR – *Federal Aviation Regulations*: Regeln und Vorgaben der amerikanischen Aufsichtsbehörde *Federal Aviation Administration* (FAA).

² JAR-VLA – *Joint Aviation Requirements-very light aircraft*: Bauvorschrift für Leichtflugzeuge basierend auf den supranationalen europäischen Anforderungen an die Luftfahrt.

die Zulässigkeit von Abweichungen dieser Anforderungen an Eigenbauluftfahrzeuge wird im Einzelfall durch das BAZL in Absprache mit der EAS entschieden.

Gemäss der Vereinbarung zwischen BAZL und EAS hat die Flugerprobung in Anlehnung an das *advisory circular (AC) 23-8A flight test guide* der Amerikanischen Aufsichtsbehörde *Federal Aviation Administration (FAA)* zu erfolgen. Dieses AC ist allerdings seit dem 14. August 2003 nicht mehr in Kraft und wurde mit diesem Datum durch das *AC 23-8B flight test guide for certification of part 23 airplanes* ersetzt.

1.17.1.5 Zulassung von Luftfahrzeugen der Sonderkategorie Eigenbau

Das BAZL hat den Verein *experimental aviation of Switzerland (EAS)* mit der Durchführung der Bauüberwachung, Baukontrolle und Überprüfung der Lufttüchtigkeitsnachweise von Eigenbauluftfahrzeugen beauftragt, welcher diese unter Aufsicht des BAZL durchführt.

Das BAZL überprüft die Prüforganisation der EAS durch periodische Kontrollen (Audits).

Im Einzelnen wurden folgende Aufsichtsaufgaben, d.h. Prüf- und Zulassungstätigkeiten, an die EAS übertragen:

- Festlegen eines Anforderungsprogramms, d.h. insbesondere das Überprüfen der Konstruktion bezüglich Struktur und Systeme in Anlehnung an die FAR/JAR- Bauvorschriften, Lastannahmen, Festigkeitsnachweise, Durchführung von Komponenten- oder Strukturbelastungsversuchen, Systemtests etc.
- Koordination der Projekte mit dem BAZL.
- Ergreifen von Massnahmen (Änderungsanweisungen), wenn die Lufttüchtigkeit im Betrieb bzw. nach erfolgter Zulassung beeinträchtigt oder nicht mehr gewährleistet ist.
- Sammlung und Archivierung der Nachweisunterlagen.
- Qualifizieren von kleinen bzw. grossen Änderungen.
- Überprüfen der Nachweisunterlagen auf Vollständigkeit.
- Überprüfen und genehmigen³ der Ergebnisse von durchgeführten Struktur-Belastungs- und Flugversuchen, des Luftfahrzeug-Flughandbuches (*aircraft flight manual – AFM*), des Unterhaltsprogramms sowie von grossen Änderungen.

1.17.1.6 Verfahrensschritte der Zulassung von Eigenbauluftfahrzeugen

Vor Baubeginn hat der Erbauer einen Antrag mit detaillierten Angaben über das Projekt mit Bauplänen oder Bauanleitungen einzureichen. Nach Vorlage sämtlicher notwendiger Unterlagen genehmigt die EAS das Projekt.

Am fertig gestellten Luftfahrzeug wird eine technische und administrative Schlusskontrolle durch die EAS durchgeführt. Das BAZL führt zusätzlich immer eine Schlusskontrolle durch. Diese Prüfung kann in Anwendung der Prüfordnung für Luftfahrzeuge vom BAZL an einen externen Experten delegiert werden.

³ Genehmigungen im Sinne dieser Richtlinie sind Bestätigungen über die Erledigung einzelner Schritte des Zulassungsverfahrens durch die EAS und zugleich Bestätigungen, dass die Erfüllung der jeweiligen materiellen Anforderungen nachgewiesen werden konnte. Erst mit der Erteilung des Lufttüchtigkeitszeugnisses (Zulassungsentscheid) durch das BAZL wird dann das Ganze im rechtlichen Sinne verbindlich genehmigt.

Nach der Behebung allfälliger Beanstandungen werden die notwendigen Unterlagen an das BAZL weitergeleitet, welches nach Gutheissung dieser Unterlagen das Luftfahrzeug im schweizerischen Luftfahrtregister einträgt und ein vorläufiges Lufttüchtigkeitszeugnis für die Durchführung der Flugerprobung ausstellt.

Nach abgeschlossener Flugerprobung werden die durch die EAS geprüften Unterlagen dem BAZL zugestellt. Nach Gutheissung der Unterlagen und der Erfüllung der Anforderungen bezüglich Emissionen stellt das BAZL ein definitives Lufttüchtigkeitszeugnis der Sonderkategorie Eigenbau aus.

1.17.2 Verband der Schweizer Amateur-Flugzeugbauer

1.17.2.1 Allgemeines

Ursprünglich unter der Bezeichnung *réseau du sport de l'air Suisse* (RSA) als Verband der Schweizer Amateur-Flugzeugbauer gegründet, wurde dieser im Jahr 2001 in *experimental aviation of Switzerland* (EAS) umbenannt. Die Ziele dieses Verbandes liegen im Zusammenschluss der Amateur-Luftfahrzeugbauer der Schweiz auf nationaler Ebene und deren Vertretung bei sämtlichen öffentlichen und privaten Institutionen, ausserdem in der erfolgreichen Durchführung von Ermittlungen oder Vorstössen in Bezug auf geltende Vorschriften oder die Lieferung der dazu notwendigen Grundlagen sowie im Zusammentragen jeglicher Art von nützlichen Informationen. Im Weiteren soll die Praxis des Flugwesens im Allgemeinen und des Amateurflugwesens im Besonderen mit allen gesetzlich möglichen Mitteln gefördert werden. Die EAS führt und organisiert in ihren Reihen eine technische Kommission, welche allen Personen offen steht, die sich direkt oder indirekt für den Flugzeugbau und ganz allgemein für das Amateur-Flugsportwesen interessieren.

1.17.2.2 Aufgaben verschiedener Verbandsorgane

Im vorliegenden Unfall sind die folgenden Verbandsorgane und ihre Aufgaben von Bedeutung:

- Die technische Kommission (TK)
- Die Zulassungsstelle (ZS)

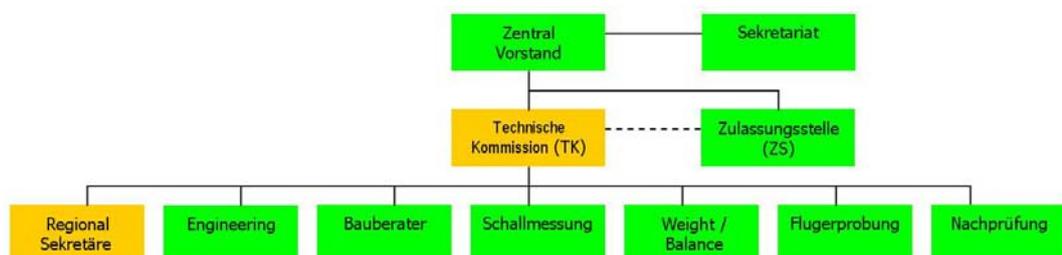


Fig. 12: Organigramm der technischen Kommission

1.17.2.2.1 Die Technische Kommission der EAS

Die Technische Kommission (TK) ist Aufsichts- und Beratungsorgan. Ihr unterstehen weitere technische Gruppen, deren Leiter vom Vorstand der EAS ernannt werden.

- Der Bauberater berät auf Grund seiner eigenen Bau erfahrung den Erbauer bei der Verwirklichung seines Projekts. Er überwacht Bauausführung, Belastungsversuche und bei Bedarf Wägung und Standschubmessung. Der Bauberater überprüft und beurteilt vor dem Verschliessen der Strukturkompo-

nenen die Bauausführung. Er begleitet und überwacht das Projekt bis zur EAS-Schlusskontrolle.

- Der Bauprüfer führt die EAS-interne Schlusskontrolle gemäss Vorgabe des Chefs Bauberater durch. Der Bauprüfer kann nie gleichzeitig Bauberater am selben Projekt sein.
- Der Flugerprobungsberater berät auf Grund seiner eigenen Flugerfahrung den Erbauer bei der Vorbereitung und Durchführung der Erprobungsflüge. Er überwacht nach Anweisungen des Chefs Flugerprobungsberater die Erprobungsflüge.
- Der Erprobungspilot ist in der Regel der Erbauer. Diese Tätigkeit kann nach Beratung mit dem Flugerprobungsberater oder durch Weisung des Chefs Flugerprobung einem anderen geeigneten Erprobungspiloten übertragen werden.
- Die Gruppe *engineering* überprüft das Luftfahrzeug aufgrund der anwendbaren Lufttüchtigkeitsanforderungen. Weiter kontrolliert sie die Vollständigkeit und Korrektheit der vom Erbauer bereit gestellten Nachweisunterlagen sowie die notwendigen Nachweise bei Bauänderungen oder Bauabweichungen. Die Beurteilung gliedert sich in die Bereiche Struktur und Systeme. Wird der *engineer* der EAS mit der Erstellung von Berechnungen vom Erbauer beauftragt, so erfolgt dies unter einer direkten Vereinbarung zwischen Erbauer und *engineer*. Solche Berechnungen sind dann durch einen vom Projekt unabhängigen *engineer* zu prüfen. Der Chef der technischen Gruppe *engineering* ist zuständig für die Koordination oder Delegation der Aufgaben und verantwortlich für die fachliche Kompetenz der Mitarbeiter der Gruppe.

1.17.2.2.2 Zulassungsstelle

Die Zulassungsstelle (ZS) untersteht als eine von der Technischen Kommission unabhängige Stelle direkt dem Präsidenten der EAS und stellt betreffend Zulassung die direkte Verbindung zum BAZL dar. Zur Erfüllung ihrer Aufgabe greift sie auf die Ressourcen der technischen Kommission zurück. Im Detail hat die Zulassungsstelle folgende Aufgaben:

- Entscheidung über die Akzeptanz von Projekten zum Bau und die dazu notwendigen Abklärungen.
- Entscheidung über Neuanmeldungen, Reparatur- und Änderungsgesuche.
- Festlegung von Anforderungen für Fertigungs- und Prüfverfahren.
- Prüfung auf Vollständigkeit und Richtigkeit der bereits durch das *engineering* der EAS überprüften Nachweisunterlagen und Verifikation, dass die anwendbaren Anforderungen erfüllt und keine die Sicherheit beeinträchtigenden Mängel vorhanden sind.
- Erstellt nach erfolgreicher Überprüfung eine Design-Konformitätsbescheinigung zuhanden des BAZL.
- Beantragt beim BAZL die Erteilung von Lufttüchtigkeitszeugnissen.

1.17.2.3 Richtlinien für Erprobungsflüge

Gemäss der Vereinbarung zwischen dem BAZL und der EAS, welche die Lufttüchtigkeitsanforderungen für Luftfahrzeuge der Sonderkategorie Eigenbau festlegt,

hat die Flugerprobung in Anlehnung an das *advisory circular (AC) No. 23-8A flight test guide* der amerikanischen Aufsichtsbehörde *Federal Aviation Administration (FAA)* zu erfolgen. Dieses wurde von der FAA am 12. August 2003 durch die Ausgabe 8B ersetzt. Die EAS hält aber an der früheren Version 8A fest.

Auf der *website* der EAS wird das AC No. 90-89A *amateur-built aircraft and ultralight flight testing handbook* der FAA zur Verfügung gestellt. Bezüglich der Flugerprobung wird in diesem Dokument ausgesagt, dass für die Erprobung eines Eigenbau- oder Ultraleichtflugzeuges ein Flugprogramm von mindestens 35 Stunden durchzuführen ist.

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Allgemeines

Die untenstehenden Angaben beziehen sich nur auf die für den Unfall relevanten Teile der Zulassung in Bezug auf die Abflugmasse und die entsprechenden Flugleistungen.

1.18.2 Festlegung der höchstzulässigen Abflugmasse

Die Anmeldung des Projektes HB-YMN vom 3. April 2001 bei der EAS sah eine höchstzulässige Abflugmasse (*maximum take off mass – MTOM*) von 1451 kg vor. Dies entsprach den zu diesem Zeitpunkt publizierten Daten des Herstellers des Bausatzes. Am 11. August 2002 publizierte der Hersteller des Bausatzes eine Spezifikation, in welcher die MTOM mit 1542 kg angegeben wurde. Die Anmeldung des Projektes wurde daraufhin entsprechend angepasst.

In den Berechnungen des Erbauers erschienen ab 2006 eine MTOM von 1700 kg. Eine Änderung der Projektanmeldung ist nicht dokumentiert.

Für die Durchführung gewisser geplanter Rekordflüge innerhalb des Projektes „*The Polar Frontier*“ wurde eine höhere Treibstoffmenge benötigt, als in den bestehenden Tanks verfügbar war. Daher wurden zusätzliche Tanks in den Flügeln und im Rumpf vorgesehen. Diese Modifikation hätte aber eine Abflugmasse ermöglicht, die deutlich über der MTOM von 1700 kg gelegen hätte.

Um mit der höheren Treibstoffmenge starten zu können, strebte der Erbauer eine Genehmigung an, welche ihm erlauben würde, unter gewissen Bedingungen und mit Auflagen in einer „*overweight condition*“ zu fliegen.

Gemäss Artikel 2.1 des Anhangs 2 zur Vereinbarung BAZL/EAS betreffend Zulassung von Eigenbauluftfahrzeugen war im vorliegenden Fall die EAS Zulassungsstelle nur für den Lufttüchtigkeitsnachweis für die MTOM von 1700 kg zuständig. Daher setzte sich der Erbauer mit dem BAZL in Verbindung und präsentierte dort am 8. September 2006 sein Projekt im Beisein von Vertretern des EAS. Im Rahmen dieser Präsentation legte der Erbauer seine Anfrage für eine *overweight operation* vor. Die Anfrage erfolgte aber, ohne die benötigte Überschreitung der MTOM zu spezifizieren.

1.18.3 Ablauf der Zulassung bis zu einer MTOM von 1700 kg

1.18.3.1 Tätigkeit der verschiedenen Stellen

- Technische Kommission (TK) der EAS

Der Chef der Technischen Kommission war im Dezember 2006 durch einen Flugunfall ums Leben gekommen. Sein Mandat wurde zum Unfallzeitpunkt durch den

Präsidenten der EAS ad interim wahrgenommen. Inwiefern dieser diese Rolle im Sinne der Aufsicht und Beratung der ihm unterstehenden technischen Gruppen wahrnehmen konnte, muss offen bleiben.

- Chef Flugerprobungsberater

Der Chef Flugerprobungsberater teilte dem Projekt einen Flugerprobungsberater zu. Nach Beurteilung des Chef Flugerprobungsberaters waren sowohl der Pilot als auch sein Flugerprobungsberater für die Aufgabe qualifiziert.

Während der Phase der Zulassung für MTOM 1700 kg, welche in die Zuständigkeit der EAS gehörte, erfolgte die Kommunikation in zunehmendem Masse direkt zwischen dem Erbauer und dem BAZL, insbesondere in Bezug auf die angestrebte IFR-Zulassung. Der Flugerprobungsberater wurde nur noch auf informellem Weg durch E-Mails mit Flugerprobungsformularen bedient.

Im Rahmen der Untersuchung beantwortete er die Frage „*Welche wichtigen Punkte beschäftigen Sie im Nachgang zum Unfall HB-YMN?*“ wie folgt: „*Das Nichtdeklarieren der Verantwortlichkeitsübernahmen zwischen EAS und BAZL. Der Flugberater hatte vom Moment der Übernahme der Zulassungsbestrebungen durch das BAZL keine Relevanz mehr..... ...Aufgrund der an mich CC-gesandten E-Mails wurde ich in der Annahme bestärkt, dass die Verantwortlichkeiten vollumfänglich auf der Seite des BAZL lagen.*“

- Erprobungspilot

Der Erprobungspilot war im vorliegenden Fall der Erbauer. Er war für die Flugerprobung qualifiziert und mit den Testflugverfahren vertraut. Das Flugzeug HB-YMN war sein zweites Eigenbauflugzeug.

- Engineering EAS

Die Berechnungen und notwendigen *engineering reports* (*performance*, Motorträger, Fahrwerk, Tragwerk und Höhenleitwerk) für eine MTOM 1700 kg wurden entsprechend den EAS-Verfahren erstellt. Die Massen- und Schwerpunkts-Berechnungen wurden vom Erbauer selbst durchgeführt. Die *engineering reports* wurden durch die Zulassungsstelle nach dem Vieraugenprinzip kontrolliert.

- Zulassungsstelle (ZS)

Die ZS hatte weder Rückmeldungen zur Flugerprobung noch die notwendigen Nachweise zu den Einschränkungen im *design-summary* erhalten. Aus ihrer Sicht konnte die Phase der Flugerprobung zum Zeitpunkt des Unfalls noch gar nicht abgeschlossen sein.

Nach Aussage der ZS zweifelte der Erbauer die Notwendigkeit der in der EAS etablierten Prozesse gelegentlich an und äusserte sich auch dementsprechend.

1.18.3.2 Angaben zur Flugerprobung und Ermittlung der Flugleistungen

Anlässlich der Flugerprobung wurden folgende Bereiche erprobt und dokumentiert:

1.18.3.2.1 Static Position Error

Über dem Flugplatz Grenchen wurden am 1. Juli 2007 drei horizontale Überflüge in tiefer Flughöhe absolviert. Trotz der einfachen Versuchsanordnung (kein Messgitter, turbulente Atmosphäre, geringe Anzahl der Vorbeiflüge) kann davon ausgegangen werden, dass die Resultate von akzeptabler Genauigkeit waren. Der Einbaufehler (*position error*) erwies sich als gering. Da der *position error*

auch für die Geschwindigkeitsanzeige von Bedeutung ist, kann davon ausgegangen werden, dass auch die Geschwindigkeitsanzeige hinreichend genau war.

1.18.3.2.2 Leistungen beim Start

Für die Ermittlung der Leistung beim Start (*take-off performance*) wurden am 1. Juli 2007 fünf Starts durchgeführt.

Für das Errechnen eines Mittelwertes wurden die drei kürzesten Startstrecken berücksichtigt. Die beiden anderen Messungen wurden gemäss Protokoll für die Analyse nicht verwendet („*discarded for analysis*“). Dabei fiel eine dieser Startstrecken mit 620 m um 35% länger aus als der Durchschnitt der drei kürzesten Startstrecken.

Für alle fünf Versuche wurde in den Formularen die gleiche Startmasse von 1660 kg ausgewiesen, was keine genaue Analyse zulässt, da der Treibstoffverbrauch vernachlässigt wurde. Die Rotationsgeschwindigkeit wurde mit 63 KIAS angegeben und die beabsichtigte Steiggeschwindigkeit für das Erreichen der 50-ft-Schwelle mit 75 KIAS bemessen.

1.18.3.2.3 Steigleistung

Alle Tests wurden mit einer Startmasse von 1700 kg und einem als „*middle*“ deklarierten Schwerpunkt durchgeführt. Ebenso wurden alle Steigflüge mit einer Drehzahl von 2500 RPM durchgeführt. Die ersten sechs Steigflüge wurden am 3. Juli 2007 absolviert. Sie wurden bei Geschwindigkeiten zwischen 75 KIAS und 120 KIAS durchgeführt und dienten der Ermittlung der Geschwindigkeiten für besten Steigwinkel (V_x) und beste Steigrate (V_y).

Am 6. Juli 2007 wurde mit der Geschwindigkeit für beste Steigrate (V_y) von 87 KIAS ein Steigflug durchgeführt, dessen Resultate dann als Referenz für die erfolgte *climb-performance* dienten. Die atmosphärischen Bedingungen waren ca. ISA+8 °C. Die ermittelte Steigrate zwischen 2000 ft QNH und 5000 ft QNH betrug rund 700 ft/min.

1.18.4 Ablauf der Zulassung für eine MTOM über 1700 kg

Im Rahmen der Präsentation vom 8. September 2006 beim BAZL, an der auch Vertreter der EAS anwesend waren, legte der Pilot dar, dass für einige der geplanten Flüge eine Überschreitung der höchstzulässigen MTOM von 1700 kg notwendig würde. Am Schluss der Präsentation beantragte er, dass die Express 2000 ER, HB-YMN, für den Verifizierungsflug Zürich – Oshkosh sowie für die geplanten Rekordversuche temporär für den Betrieb mit Übergewicht zugelassen werde.

Anschliessend an diese Präsentation fasste der Erbauer die Beschlüsse der Besprechung in einem Protokoll zusammen und sandte dieses an das BAZL. In diesem Dokument hielt der Erbauer fest, dass das BAZL für den Verifizierungsflug Zürich – Oshkosh sowie für die geplanten Rekordflüge den Betrieb mit vollen Tanks und vollen *tip-* und *ferry-tanks* und dem daraus resultierenden Übergewicht akzeptiere. Dieser Teil des Protokolls wurde vom BAZL so akzeptiert. Allerdings war bis zu diesem Zeitpunkt das Ausmass der Überschreitung nie quantifiziert worden.

Das Protokoll wurde vom BAZL mit dem besprochenen Zulassungsvorgehen ergänzt. Anschliessend wurde das Protokoll durch das BAZL, die EAS und den Erbauer unterzeichnet.

Das BAZL erstellte strukturelle Anforderungen für die Installation der *tiptanks* und der Zusatz tanks im Rumpf. Deren Einhaltung wurde im Rahmen der Abnahme überprüft.

Am 20.07.2007 genehmigte das BAZL das AFM *supplement*, in welchem der Erbauer eine MTOM von 2475 kg festgelegt hatte. Dies ist das einzige amtliche Dokument, welches diesen Wert der erhöhten MTOM enthält.

1.18.4.1 Angaben zur Flugerprobung und Ermittlung der Flugleistungen

Das BAZL stellte keine weiteren Anforderungen für die Erprobung des Flugzeugs in der „*overweight-condition*“. Es wurde einzig der rechnerische Nachweis über die zu erwartenden Flugleistungen verlangt.

Es gibt keinen Hinweis darauf, dass das Luftfahrzeug vor dem Unfallflug je mit einer Masse von mehr als 1700 kg betrieben worden ist.

Die Leistungsberechnungen und eine rechnerische Beurteilung der aerodynamischen Stabilität wurden durch einen fachkundigen Bekannten des *chef engineering* überprüft. Dabei wurden verschiedene methodische Ansätze gewählt.

1.18.4.2 Leistungen beim Start

Die für die geplante Startmasse (*take off mass* – TOM) von 2475 kg zu erwartende Leistung beim Start (*take-off performance*) wurde durch den *chef engineering* der EAS berechnet. Als Basis für die Performance-Berechnungen dienten die Resultate aus der Flugerprobung mit einer MTOM von 1700 kg.

Die Startstrecke bis zum Abheben war mit rund 900 m berechnet worden. Diese Information hat der *chef engineering* nach eigenen Angaben dem Erbauer mitgeteilt. Weiter habe er den Piloten ausdrücklich angewiesen: „*Wenn du nach 1500 m nicht in der Luft bist, brichst Du den Start ab!*“

1.18.4.3 Steigleistung

Die Berechnungen ergaben, dass das Flugzeug bei ca. 95 KIAS abheben und anschliessend mit dieser Geschwindigkeit und einer Rate von 450 ft/min steigen könnte.

Die gemäss Berechnung erwartete Überschussleistung (*excess power*) hätte erlaubt, horizontal zu beschleunigen und in einen Geschwindigkeitsbereich zu gelangen, in welchem sich die Steigleistung sogar noch verbessert hätte (V_y bei 2475 kg: 116 KIAS).

Die berechnete Überschussleistung zeigt ausserdem, dass erst bei einer Geschwindigkeit von über 80 KIAS ein Weiterflug mit Energiezunahme möglich gewesen wäre.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

1.19.1 Analyse der Triebwerksdrehzahl beim Start

Der Startlauf des Flugzeugs wurde unter anderem durch einige Videoaufnahmen dokumentiert. Eine dieser Videoaufnahmen erfasst ungefähr die ersten 700 m des Startlaufs. Dabei wurde auch der Triebwerklärm des vorbeifliegenden Flugzeugs aufgezeichnet. Von dieser Tonaufzeichnung wurde das Audiospektrum des Momentes analysiert, in dem das Flugzeug am Kamerastandort vorbeiflog. Auf diese Weise konnte die Propellerdrehzahl beim Startlauf ermittelt werden. Das Resultat ergab eine Propellerdrehzahl von 2680 RPM.

1.19.2 Analyse der Geschwindigkeit des Flugzeuges mit Hilfe der Videoaufnahmen

Anhand der Videoaufnahmen war es möglich, Punkte entlang des Weges des Flugzeuges mit Hilfe von eindeutig identifizierbaren Merkmalen, wie z.B. Gebäuden im Hintergrund, zu bestimmen. Die Zeitdauer, welche das Flugzeug benötigte, um von der einen identifizierbaren Stelle bis zu einer zweiten identifizierbaren Stelle zu gelangen, konnte bestimmt werden. Mit Hilfe von Plänen und Karten wurde die Distanz zwischen diesen Stellen ermittelt. Damit konnte eine mittlere Geschwindigkeit des Flugzeugs auf dem entsprechenden Streckenabschnitt näherungsweise bestimmt werden.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Antriebsleistung

Um abzuklären, ob während des Starts eine technisch bedingte Leistungseinbusse auftrat, wurden Motor, Propeller und Propellerregler eingehend untersucht.

2.1.1.1 Motor

Der Motor war seit der Herstellung rund 27 h in Betrieb und war daher noch nicht vollständig eingelaufen. Die aus diesem Umstand zu erwartende Minderleistung gegenüber einem möglichen Maximum dürfte allerdings vernachlässigbar klein gewesen sein. Auf jeden Fall basierten die ermittelten, für die Berechnung der Flugleistung verwendeten Grundlagen auf Messungen, die mit diesem Motor durchgeführt wurden. Somit wäre eine in der Einlaufphase vorhandene Minderleistung in diese eingeschlossen.

Sowohl aus der Inspektion der Überreste des Motors, als auch aus dem unauffälligen Betriebsverhalten bis zum Unfall ergeben sich keine Hinweise auf technische Mängel, welche die Leistungsentwicklung des Motors hätten nachteilig beeinflussen können.

2.1.1.2 Propeller und Propellerregler

Die Analyse der Propellerdrehzahl beim Startlauf ergab, dass diese 2680 RPM betrug. Dies entspricht im Rahmen der Messunsicherheit der erforderlichen Drehzahl für maximale Leistung.

Die Stellung der Propellerblätter beim Aufprall betrug nachweislich 10° , was der kleinst möglichen Steigung entspricht.

Der Vorwahlhebel für die Drehzahl am Propellerregler wurde in der Stellung für kleinste Drehzahl (*low rpm*) vorgefunden. Aufgrund der Lage des Propellerreglers vorne links am Motor ist anzunehmen, dass die vorgefundene Stellung des Vorwahlhebels durch den Aufprall entstand.

Zusammenfassend kann festgehalten werden, dass es keine Hinweise darauf gibt, dass die Leistung des Triebwerks eingeschränkt gewesen sein könnte.

2.1.2 Masse und Schwerpunkt

Der Hersteller des Bausatzes rechnete mit einer Leermasse von 828 kg.

Die hohe Leermasse des Flugzeugs von 1134 kg wurde vom Erbauer nicht erwartet, er rechnete mit einer Leermasse von weniger als 1000 kg, inklusive seiner baulichen Änderungen am Flugzeug (vgl. Kapitel 1.6.2). Es liegt keine quantitative Erfassung dieser Änderungen vor, welche den Ursprung dieser mehr als 300 kg grösseren Leermasse erklärt.

Durch die viel grösseren Treibstoffmengen in den Flügeln, sowie den zusätzlichen Tip-Tanks in der *overweight-condition*-Version, ergab sich eine etwas mehr als fünffache Massenträgheit um die Längs- und Hochachse gegenüber der Originalversion. Dabei muss festgehalten werden, dass die Ruderflächen (Querruder und Seitensteuer) der Originalversion des Bausatzes (3400 lb) entsprachen. Erprobungsflüge mit erhöhter Massenträgheit sind nicht bekannt. Somit war das Verhalten des Flugzeugs mit dieser grossen Masse unbekannt.

Durch den Fehler bei der Umrechnung der Stationen resultierte in der Berechnung des Piloten für den Flug in *overweight-condition* eine Schwerpunktslage von 22% MAC. Dieses Resultat täuschte ihm eine Schwerpunktslage im vordersten Viertel des Profils vor. Korrekt umgerechnet wäre der Schwerpunkt aber bei 35% MAC gelegen, mit der tatsächlichen Beladung sogar bei 35.8% MAC, d.h. im zweiten Viertel des Profils.

Die Berechnung des Piloten war bezüglich der Masse zu optimistisch. Insbesondere die zusätzliche Überlebensausrüstung, die mitgeführten Werkzeuge und das Gepäck waren teilweise gar nicht berücksichtigt oder gewichtsmässig als zu gering angenommen worden. Die rund 50 kg Bleiballast, welche in letzter Minute ins Cockpit gelegt wurden, fehlten gänzlich in der Rechnung. Die Berechnung des Piloten hatte eine Startmasse von 2474 kg ergeben. In diesen Berechnungen war aber nie von einer vollständigen Betankung aller Zusatztanks ausgegangen worden. Die tatsächliche Abflugmasse beim Beginn des Startlaufs betrug jedoch 2602 kg, d.h. rund 130 kg mehr als der Pilot berechnet hatte. Die höchstzulässige Startmasse unter „*overweight-condition*“ gemäss AFM *supplement* betrug 2475 kg.

2.1.3 Startlauf

Eine Videoaufzeichnung der ersten Phase des Startlaufs zeigt, dass das Flugzeug nach ca. 700 m Rollstrecke eine Geschwindigkeit gegenüber dem Boden von rund 70 kt erreicht hatte. Ungefähr ab dieser Stelle wurde auch Rauchentwicklung aus beiden Radverschalungen beobachtet. Im weiteren Startverlauf erfolgte nur noch eine geringfügige Geschwindigkeitszunahme, die mittlere Geschwindigkeit zwischen 700 m bis 1100 m Rolldistanz betrug 74 kt. Die Startrollstrecke bis zum Abheben betrug 3.4 km. Diese Startrollstrecke ist mehr als dreieinhalb Mal so lange, wie die vorher berechnete Startrollstrecke von 900 m. Eine derart massive Abweichung gegenüber der Berechnung ist durch Ungenauigkeiten der zugrunde gelegten Daten und allfälligen Unzulänglichkeiten der Modellierung allein nicht erklärbar. Vielmehr deutet dies darauf hin, dass es noch weitere nicht vorhergesehene Einflüsse gab, die im Folgenden dargelegt werden.

Aus dem Ablauf der Beschleunigung, welche auf den ersten 700 m den Erwartungen entsprach, sich daraufhin aber verringerte, lässt sich ableiten, dass nach einer gewissen Zeit der Rollwiderstand zugenommen haben muss.

Die Untersuchung des Reifens des rechten Hauptfahrwerks zeigt, dass dieser während des Startlaufs stark abgenutzt wurde. Dies und die beobachtete Rauchentwicklung lassen den Schluss zu, dass die Reifen an den Radverschalungen gescheuert haben. Wie die Bilder belegen, waren die Reifen unter der Last stark abgeplattet, weil der Druck mit der Radlast nicht im Einklang stand. Es ist denkbar, dass die Lauffläche des Reifens durch die starke Abplattung während des Startlaufs wellenartig verformt wurde. Mit zunehmender Rollgeschwindigkeit führte dies zum Kontakt des Reifens mit der Radverschalung und damit zu einer Bremswirkung.

Die beobachtete Rauchentwicklung aus beiden Radverschalungen und die dokumentierte, ca. 2.6 km lange schwarze Gummiabriebspur auf der Piste, sowie der nach dem Unfall festgestellte Abrieb auf der Lauffläche des rechten Hauptfahrwerksreifens und der Verlauf der Beschleunigung belegen diese Erklärung.

Aus der Analyse der Videoaufnahmen des Fluges im Bereich des Pistenendes ergibt sich eine Geschwindigkeit von ca. 107 kt gegenüber Grund. Berücksichtigt man die Rückenwindkomponente von 5 kt, welche von der Platzverkehrsleitstelle bei der Startfreigabe übermittelte wurde, so lag die wahre Geschwindigkeit gegen-

über der umgebenden Luft im Bereich von ca. 102 kt. Berücksichtigt man auch die Luftdichte zum Unfallzeitpunkt so ergibt sich eine angezeigte Geschwindigkeit von ungefähr 99 KIAS (siehe auch Kap. 1.19.2).

2.1.4 Steigflug

Ein kontinuierlicher Steigflug eines Flugzeuges mit gleich bleibender Geschwindigkeit bedingt unter anderem, dass der vorhandene Schub grösser ist als der zu überwindende Luftwiderstand. Diese Gesetzmässigkeit lässt sich auch auf den Überschuss an Schubleistung übertragen. Man spricht dann von Leistungsüberschuss.

Der totale Luftwiderstand setzt sich aus zwei unterschiedlich gearteten Anteilen zusammen, dem induzierten, bzw. auftriebsabhängigen, und dem parasitären, d.h. schädlichen Widerstand. Bei geringen Fluggeschwindigkeiten dominiert der induzierte Widerstand, er kann bei langsamem Flug mit hoher Flugmasse sehr grosse Werte erreichen. Mit zunehmender Geschwindigkeit nimmt er exponentiell ab.

Der schädliche Widerstand steigt mit zunehmender Geschwindigkeit an. Aus diesem Grund ist es so, dass die totale Luftwiderstandskraft an einem Flugzeug bei geringer Fluggeschwindigkeit gross ist und mit zunehmender Geschwindigkeit zuerst abnimmt, bevor sie bei noch grösserer Geschwindigkeit wieder ansteigt.

Aus diesem Zusammenhang ergibt sich, dass ein Flugzeug nur in einem gewissen Geschwindigkeitsbereich überhaupt steigen kann, nämlich in jenem Bereich, wo Leistungsüberschuss herrscht. Die Masse des Flugzeuges spielt dabei eine entscheidende Rolle, weil die Masse den erforderlichen Auftrieb und damit direkt den induzierten Widerstand bestimmt. Wird ein Flugzeug schwerer beladen, dann steigt die minimale Geschwindigkeit an, ab welcher Leistungsüberschuss herrscht und auch der Betrag des Leistungsüberschusses vermindert sich.

Die Berechnung der Steigflugeistung für die HB-YMN bei einer Startmasse von 2475 kg ging von Umgebungsbedingungen aus, die denen des Unfalltages annähernd entsprachen. Sie ergaben, dass ab einer Geschwindigkeit von 80 KIAS ein Leistungsüberschuss vorhanden sein müsste. Beim Unfallflug entsprach die Situation in folgenden Punkten nicht den bei der Berechnung angenommenen Voraussetzungen:

- Die tatsächliche Masse beim Start betrug 2602 kg, also rund 130 kg mehr als bei der Berechnung angenommen.
- Wegen des weit hinten liegenden Schwerpunktes musste der Pilot das Höhensteuer stark nach unten ausschlagen.

Weiter ist anzumerken, dass die genannten Berechnungen an den Messdaten aus der Flugerprobung geeicht worden waren, für welche aufgrund der Genauigkeit der Daten Vorbehalte bestehen (siehe Kapitel 1.18.2.2 ff).

Dies lässt den Schluss zu, dass erst ab einer Geschwindigkeit von deutlich mehr als 80 KIAS ein Leistungsüberschuss vorhanden gewesen wäre, welcher einen Steigflug ermöglicht hätte. Die erreichte Geschwindigkeit von fast 100 KIAS war offensichtlich noch zu niedrig.

Die sichtbar labile Fortsetzung des Fluges nach dem ausserordentlich langen Startlauf deutet darauf hin, dass das Luftfahrzeug zu langsam war.

Dass sich dieser Zustand nicht änderte zeigt auf, dass sich das Flugzeug, bezogen auf den Leistungsüberschuss, in einem indifferenten Zustand befand, d.h.

der Widerstand und der Schub hielten sich in etwa die Waage. Es war offensichtlich keine ausreichende Überschussleistung vorhanden. Es gelang dem Piloten daher nicht, das Flugzeug zu beschleunigen, um in den Bereich mit genügender Überschussleistung zu gelangen. Dadurch war es nicht möglich zu steigen und die Weiterführung des Fluges war nicht gewährleistet.

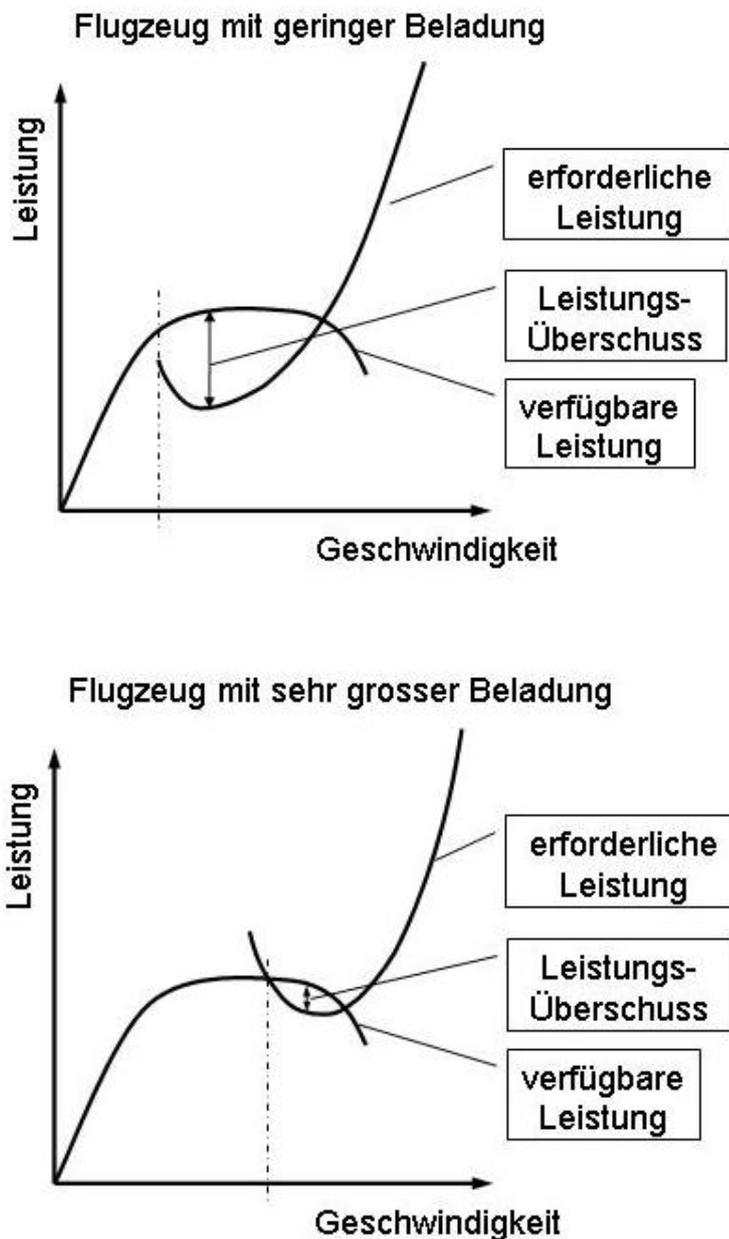


Fig. 13: Auswirkung der Flugmasse auf den Leistungsüberschuss (qualitative Darstellung)

Weil das Flugzeug, wie oben dargelegt, grundsätzlich nicht in der Lage war zu steigen, ist es unwahrscheinlich, dass ein Abflug in entgegengesetzter Richtung trotz der geringen Gegenwindkomponente erfolgreich gewesen wäre.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Betriebliche Aspekte

2.2.1.1 Flugleistung

Die gerechnete Startrollstrecke betrug rund 900 m. Die zur Verfügung stehende Piste wies damit eine grosse Reserve für eine kontrollierte Verlängerung der Startrollphase auf.

Für den Start benötigte der Pilot effektiv eine Startrollstrecke von 3.4 km. Dies ist mehr als dreieinhalb Mal so viel wie vorgesehen. Der Umstand, dass sich die Startrollstrecke in diesem ungewöhnlichen Ausmass verlängerte, hätte dem Piloten einen deutlichen Hinweis geben müssen, dass die vorausberechneten und die tatsächlichen Leistungen des Flugzeuges weit auseinander lagen.

Ein Startabbruch wäre auf Grund der langen Piste und der Begleitung durch ein Feuerwehrfahrzeug während längerer Zeit ohne grosses Risiko möglich gewesen.

Nach dem Abheben blieb dem Piloten keine andere Wahl, als zu versuchen, das Flugzeug soweit zu beschleunigen, dass ein Steigen möglich gewesen wäre. Dieses Unterfangen war auf Grund der geschilderten Umstände aussichtslos. Nach dem Abheben war vor Erreichen des Stadtgebietes eine Linkskurve Richtung Rhein geplant gewesen. Das Fliegen dieser Kurve hätte allerdings den Leistungsbedarf noch zusätzlich erhöht. So war der Pilot gezwungen, geradeaus in Richtung Stadt zu fliegen, wo es schliesslich zur Kollision mit Hindernissen kam.

2.2.2 Menschliche Aspekte

2.2.2.1 Pilot

Der Pilot hatte bereits früher ein Eigenbau-Luftfahrzeug gebaut und damit zahlreiche Rekorde erflogen. Dadurch hatte er eine grosse Erfahrung gesammelt. Er hatte eine kritische bis ablehnende Einstellung gegenüber behördlichen Vorgaben und Einschränkungen, wenn diese ihn in der Erreichung seiner Ziele hinderten.

Während langer Zeit hatte er das Projekt „*The Polar Frontier*“ mit grosser Sorgfalt vorbereitet und die Durchführung seiner Arbeiten am Flugzeug mit Akribie ausgeführt und auch dokumentiert.

Dies änderte sich zusehends, als durch die Aufnahme des Fluges nach Oshkosh in das Projekt "*Polar Frontier*" der Beginn der Rekordflüge vorverlegt wurde. Der Zeitpunkt für den Flug nach Oshkosh musste so gewählt werden, dass die Ankunft während des *EAA AirVentures* erfolgen würde. Das Treffen findet einmal im Jahr während 10 Tagen statt. Damit konnte der ursprüngliche, bereits ehrgeizige Zeitplan, nicht eingehalten werden und es blieb nicht genügend Zeit für die sorgfältige Durchführung notwendiger Erprobungsflüge und die Erbringung der geforderten Nachweise.

Ein wichtiger Grund, den Flug unbedingt in diesem Zeitfenster durchführen zu müssen, lag in der Notwendigkeit, Sponsoren für das Projekt zu gewinnen. Der Anlass in Oshkosh bot hierfür eine einzigartige Plattform. Dass der Pilot diese Gelegenheit nutzen wollte ist nachvollziehbar. Zur Erhöhung der Werbewirksamkeit waren Vertreter der Medien eingeladen worden, dem Start beizuwohnen. Die Anwesenheit der Presse, das Interesse der Öffentlichkeit sowie die Absicht, in Oshkosh Sponsoren zu finden, dürften den Piloten beeinflusst haben, den Start unbedingt durchzuführen.

All diese Faktoren müssen zu einem erheblichen Erfolgszwang geführt haben. Es ist ein bekanntes Phänomen, dass sich dabei eine Eigendynamik und Euphorie entwickeln, welche ein vernunftmässiges Denken unterdrücken können. Dieser Prozess verstärkt sich vor allem dann, wenn unerwartete Umstände das Gelingen des ganzen Projekts in Frage stellen.

Dies mag erklären, weshalb die Urteilkraft diesen erfahrenen Piloten, der sich während längerer Zeit sehr gewissenhaft auf das geplante Vorhaben vorbereitet hatte, in der letzten Phase der Flugvorbereitung und der eigentlichen Durchführung im Stich liess.

Der Pilot verwendete für die Durchführung dieses Fluges einzig und allein eine rechnerische Abschätzung der Flugleistungen. Es ist nicht nachvollziehbar, dass er den Flug mit dem Flugzeug antrat, dessen Masse mehr als 50% über derjenigen lag, bei der Erfahrungen vorlagen.

2.2.2.2 Experimental Aviation of Switzerland

Die Experimental Aviation of Switzerland (EAS) war mit der Baubegleitung, Flugberatung und der Zulassung des Flugzeuges Express 2000 ER betraut. Gemäss Vereinbarung (Delegationsvertrag zwischen EAS und BAZL) war die EAS zuständig für Eigenbauflugzeuge bis zu einer höchstzulässigen Abflugmasse von 1750 kg.

Aus den Unterlagen geht hervor, dass die innerhalb der EAS festgelegten Verfahren nicht immer eingehalten wurden. Allerdings hatte dies keinen direkten Einfluss auf den Ablauf des Unfalls.

Eine Erhöhung der MTOM auf über 1750 kg sowie eine Zulassung für den Betrieb unter IFR lag nicht mehr in der Zuständigkeit der EAS. Daher musste sich der Erbauer direkt an das BAZL wenden.

Es wurde vom Grundsatz abgewichen, nach welchem die technische Kommission betreffend Zulassung die direkte Verbindung zum BAZL darstellt. Diese Verbindung wurde nun direkt durch das Projektteam "*The Polar Frontier*" wahrgenommen und die EAS in zunehmendem Masse nicht mehr einbezogen.

2.2.2.3 Bundesamt für Zivilluftfahrt

Für die technischen Änderungen und die IFR-Zulassung wurden nun vom BAZL die entsprechenden Anforderungen festgelegt, welche einen zusätzlichen Aufwand für den Erbauer nach sich zogen. Dieser stellte die Auflagen des BAZL oft in Frage und versuchte, das BAZL entsprechend unter Druck zu setzen. Dabei äusserte er die Ansicht, dass ein Scheitern des Projekts eine Folge des Verhaltens des BAZL wäre.

Das BAZL gab diesem Druck teilweise nach und passte gewisse Vorgaben in Bezug auf die zu erfüllenden Anforderungen mehrfach an. Ebenso wurden Termine für das Erbringen von Nachweisen auf einen späteren Zeitpunkt verschoben.

Für die vom Erbauer im Voraus nicht definierte Erhöhung der MTOM wurden lediglich Berechnungen verlangt, bevor das entsprechende AFM-Supplement genehmigt wurde. Zu keinem Zeitpunkt wurde von der Aufsichtsbehörde eine Erprobung des Flugzeuges mit der erhöhten Abflugmasse verlangt. Insbesondere wären bei einer derartig signifikanten Überschreitung der ursprünglich zugelassenen Abflugmasse statische Versuche, Rollversuche und Flüge mit stufenweise gesteigerter Abflugmasse notwendig gewesen.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Besatzung

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für physische Störungen des Piloten unmittelbar vor und während des Unfallfluges vor.
- Der Pilot war ein erfahrener Langstreckenpilot und hatte schon zahlreiche Rekorde aufgestellt.
- Der Pilot stand unter einem enormen Zeit- und Leistungsdruck, weil der Rekordflug nach Oshkosh nicht verschoben werden konnte.

3.1.2 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war provisorisch zum Verkehr VFR und IFR zugelassen.
- Das Flugzeug war für gewisse Flüge in einer *overweight condition* von 2475 kg zugelassen.
- Masse und Schwerpunkt des Flugzeuges befanden sich im Unfallzeitpunkt ausserhalb der bezeichneten Grenzen.
- Die tatsächliche Masse bei Beginn des Startlaufs betrug 2602 kg.
- Das Flugzeug war 70% schwerer als die ursprüngliche MTOM des Flugzeugbausatzes.
- Das Flugzeug war 53% schwerer als die Masse von 1700 kg, für welche entsprechende strukturelle Berechnungen vorgenommen und Flugtests durchgeführt wurden.
- Das Flugzeug war 127 kg schwerer als die in den Berechnungen der zu erwartenden Leistungen verwendete Masse von 2475 kg.
- Der Schwerpunkt lag bei 291.5 cm und damit 1 cm hinter dem vom Hersteller für den Originalbausatz angegebenen zulässigen Bereich.
- Vor dem Start waren die Reifen durch die hohe Last stark abgeplattet.
- Die maximal zulässige Radlast für die verwendeten Reifen wurde beim Unfallflug überschritten.
- Auf der Piste 16 wurden nach dem Unfall ca. 2.6 km lange, schwarze Spuren von Gummiabrieb festgestellt, welche von den beiden Reifen des Hauptfahrwerks stammten.
- Der nach dem Unfall noch vorhandene rechte Hauptfahrwerksreifen wies eine starke Abnutzung durch Reibung auf.
- Es gibt keinen Hinweis auf technische Mängel, welche die Leistungsabgabe des Motors nachteilig hätten beeinflussen können.

3.1.3 Flugverlauf

- Zu Beginn des Rollens wurde das Flugzeug am Höhenleitwerk gestützt, damit das Bugrad nicht abhob.
- Der Start auf der in Betrieb stehenden Piste 16 in Basel-Mulhouse erfolgte mit einem Rückenwind von 5 kt.
- Nach einer Rollstrecke von 700 m betrug die Geschwindigkeit ca. 70 kt.
- Die mittlere Geschwindigkeit zwischen 700 m und 1100 m Startrollstrecke betrug 74 kt.
- Nach einer Startrollstrecke von ungefähr 800 m trat im Bereich der beiden Haupträder Rauch auf.
- Der Funkverkehr zwischen dem Tower, dem Feuerwehrfahrzeug und dem Piloten fand auf der gleichen Frequenz statt.
- Der Tower und der Pilot kommunizierten in englischer Sprache.
- Die Besatzung des Feuerwehrfahrzeuges beobachtete die Rauchentwicklung während des Startlaufs und meldete dies dem Tower zweimal in französischer Sprache.
- Der Tower bestätigte die Meldung der Rauchentwicklung in französischer Sprache teilweise, ohne sie gegenüber dem Piloten zu wiederholen.
- Die Startrollstrecke war rund 3.7 mal länger als vorausberechnet.
- Das Flugzeug hob nach einer Rollstrecke von rund 3.4 km ab und flog anschliessend mit einer Geschwindigkeit von ungefähr 107 kt gegenüber Grund, was einer angezeigten Geschwindigkeit von etwa 99 KIAS entsprach.
- Das Flugzeug flog nach dem Abheben in einem stark angestellten, instabilen Flugzustand mit nach unten ausgeschlagenem Höhenruder.
- Die Landeklappen waren eingefahren.
- Nach dem Abheben stand kein Leistungsüberschuss zur Verfügung, so dass das Flugzeug weder beschleunigen, noch steigen oder eine Kurve fliegen konnte.
- Der Flug bis zur Unfallstelle erfolgte in niedriger Höhe über Grund und ohne wesentlichen Höhengewinn.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Für Eigenbauflugzeuge beträgt die höchstzulässige Abflugmasse 1750 kg.
- Vor dem Unfallflug wurde das Flugzeug weder am Boden noch in der Luft mit einer Masse von mehr als 1700 kg bewegt.
- Tests mit einer stufenweisen Erhöhung der Abflugmasse fanden keine statt. Sie wurden auch nicht vom BAZL verlangt.
- Die Zulassung für eine *overweight condition* mit einer MTOM von 2475 kg wurde von der Aufsichtsbehörde aufgrund eines rechnerischen Nachweises über die zu erwartenden Start- und Flugleistungen erteilt.
- Die als Grundlage für die Zulassung eingereichte Berechnung der Flugleistung bei einer Startmasse von 2475 kg zeigte, dass das Flugzeug nach ei-

ner Startrollstrecke von rund 900 m mit einer angezeigten Geschwindigkeit von 95 kt abheben und anschliessend mit 450 ft/min steigen sollte.

- Die Piste 16 wies eine Länge von 3900 m auf.
- Vom Erreichen des errechneten Abhebeortes bis zum effektiven Abheben des Flugzeuges rollte das Flugzeug während ungefähr 50 Sekunden.
- Es war vorgesehen, dass das Flugzeug nach dem Abheben eine Linkskurve Richtung Rhein fliegen würde.
- Die Wetterbedingungen hatten, mit Ausnahme des schwachen Rückenwindes, keinen Einfluss auf das Unfallgeschehen.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug mit Hindernissen kollidierte, weil es auf Grund seiner Masse, seiner Schwerpunktslage und der verfügbaren Leistung nach dem Abheben weder in der Lage war zu beschleunigen, zu steigen noch eine Kurve zu fliegen.

Folgende Faktoren haben zum Unfall beigetragen:

- Der Zeitdruck und Erfolgszwang, welche das Urteilsvermögen des Piloten beeinträchtigt haben.
- Eine unzureichende Begleitung und Aufsicht der zuständigen Stellen während des Erprobungs- und Zulassungsprozesses.

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen

Keine.

4.2 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Am 10. September 2007 hat das BAZL eine vorsorgliche Auflage angeordnet. Danach ist es verboten, von den Landesflughäfen aus zu Testflügen mit Experimental-Flugzeugen zu starten. Auf den anderen Flugplätzen ist es untersagt, mit Experimental-Luftfahrzeugen zu Testflügen über dicht besiedeltes Gebiet abzuheben. Diese Einschränkungen gelten auch für Experimental-Maschinen mit einer Sonderbewilligung.

Am 7. Oktober 2008 hat das BAZL für Experimental-Flugzeuge in der Schweiz weitergehende Massnahmen erlassen. Sie betreffen die Zulassung der Fluggeräte und die Ausbildung bei der Organisation Experimental Aviation of Switzerland (EAS).

Aufgrund der gehäuften Anzahl Unfälle seit dem Frühjahr 2007 hat das BAZL die Prozesse für die Zulassung, die regelmässigen technischen Kontrollen und die Aufsicht im Bereich der Experimentals einer umfassenden Überprüfung unterzogen. Dabei ist das Amt zum Schluss gekommen, dass mit Blick auf die Sicherheit Massnahmen angebracht sind, nicht zuletzt auch aufgrund der technischen Entwicklung der Eigenbau-Flugzeuge. Experimentals verfügen heute teilweise über modernste Cockpit-Systeme und können Fluggeschwindigkeiten von über 400 Stundenkilometern erreichen.

Um der veränderten Situation Rechnung zu tragen, hat das BAZL in Absprache mit der EAS folgende Massnahmen definiert:

- Bei komplexen Projekten beziehungsweise Fluggeräten, welche Sonderbewilligungen benötigen, wird das BAZL die Zulassung enger begleiten und koordinieren.
- Für die Zulassung von komplexen Fluggeräten muss der EAS künftig einen Gesamtprojektleiter ernennen, der die Übersicht über alle Teilbereiche (technische und operationelle Aspekte) haben muss. Der Gesamtprojektleiter fungiert als direkter Ansprechpartner für das BAZL.
- Das BAZL verstärkt die Ausbildung der anerkannten Berater für den Bau und die Testflüge innerhalb der EAS.

Payerne, 23. September 2009

Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Art. 3.1 der 9. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 1. November 2001, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Masse and Schwerpunkt Berechnung HB-YMN für den Start in Basel am 23.07.2007 für den Flug nach Oshkosh WI USA

	Mass	Arm	Moment
Leermasse Version E20-VL gemäss Wägeprotokoll vom 24.05.2007	1'134.5 kg .	267.3 cm	303'249.80
Leermasse RH FWD CTR TANK	5.0 kg	327.4 cm	1'637.00
Leermasse RH AFT CTR TANK	11.0 kg	415.0 cm	4'565.00
Leermasse LH FWD CTR TANK	4.8 kg	327.4 cm	1'571.52
Leermasse LH AFT CTR TANK	9.1 kg	415.0 cm	3'776.50
Leermasse AFT AUX TANK	22.5 kg	359.1 cm	8'079.75
Leermasse FWD AUX TANK	15.3 kg	255.0 cm	3'901.50
Treibstoff in Flügel und Tip Tanks 885.4 l	628.6 kg	285.5 cm	179'442.43
Treibstoff im RH FWD CTR TANK 28.5 l	20.2 kg	327.4 cm	6'613.48
Treibstoff im RH AFT CTR TANK 86.5 l	61.4 kg	415.0 cm	25'481.00
Treibstoff im LH FWD CTR TANK 28 l	19.9 kg	327.4 cm	6'515.26
Treibstoff im LH AFT CTR TANK 85.5 l	60.7 kg	415.0 cm	25'190.50
Treibstoff im AFT AUX TANK 424 l	301.0 kg	359.1 cm	108'089.10
Treibstoff im FWD AUX TANK 175.6 l	124.7 kg	255.0 cm	31'798.50
Vor dem Start wieder abgelassener Treibstoff	-24.1 kg	359.1 cm	-8'654.31
Bleiballast unter dem Cockpit Teppich vor Start eingelegt	50.0 kg	170.0 cm	8'500.00
abzüglich Treibstoff zum Rollen	-8.0 kg	285.5 cm	-2'283.60
Pilot	105.0 kg	270.2 cm	28'371.00
Überlebensmaterial, Kälteschutzanzug	5.9 kg	270.0 cm	1'593.00
Essen und Trinkwasser (500 gr + 4 x 1.5 l Trinkwasser)	6.5 kg	300.0 cm	1'950.00
Navigations Kit	10.0 kg	270.0 cm	2'700.00
Persönliche Effekten im Gepäckraum (J)	5.0 kg	455.0 cm	2'275.00
Werkzeuge und Angurmaterial	8.4 kg	455.0 cm	3'822.00
Verschiedene Gepäckstücke (siehe Note 3)	25.0 kg	362.0 cm	9'050.00

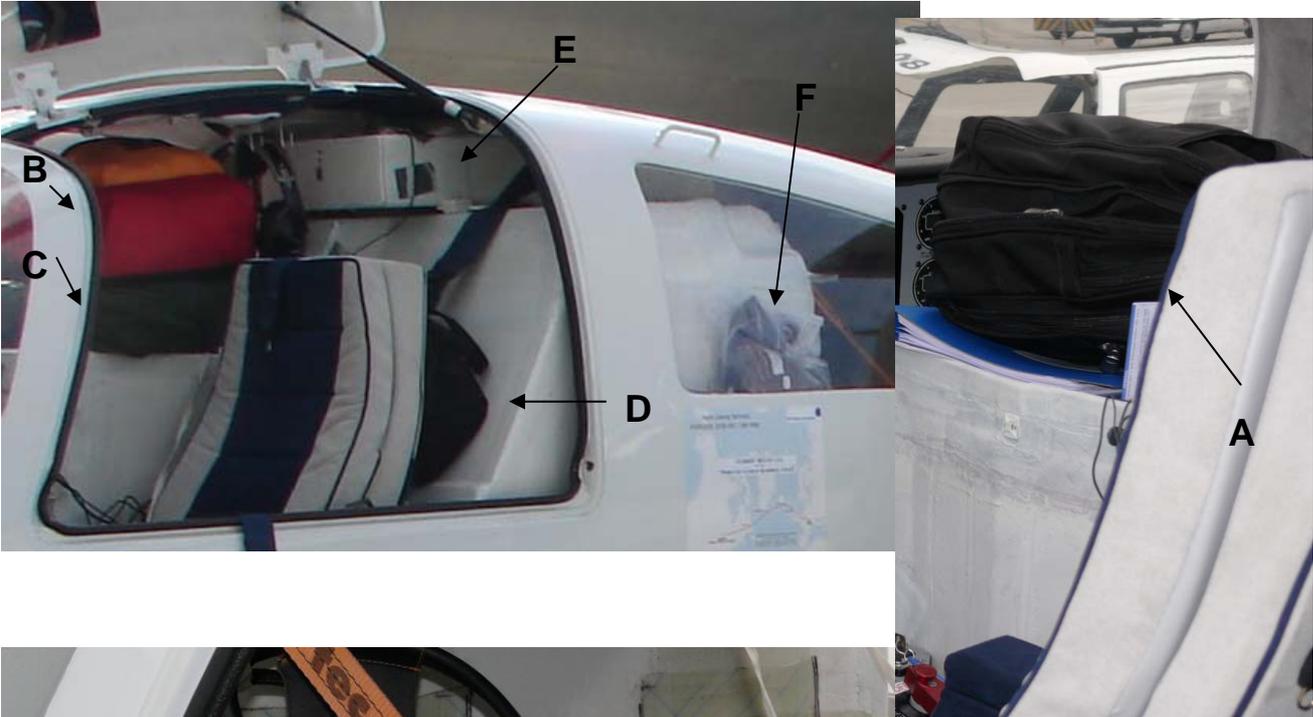
Gesamtmasse und Arm, Flugzeug beim Start. Limiten des Bausatzherstellers: Arm = 264.4 cm bis 290.5 cm bei einer Masse von 1'633 kg (3'600 lbs)	tatsächlich 2'602 kg	tatsächlich 291.0 cm	757'234.43
Limiten des Bausatzherstellers: 15.2% to 35.4% MAC @ 1'633 kg (3'600 lbs)		tatsächlich 35.8% MAC	
Limite des Bausatzherstellers für die <i>zero wing fuel mass</i> : 1'534 kg (AFM)	tatsächlich 1'970 kg		

Note 1: Der Treibstoff in den Tanks beinhaltet auch den nicht ausfliegbaren Treibstoff

Note 2: Spezifisches Gewicht = 0.71 für AVGAS

Note 3: Die Schätzung basiert auf verschiedenen Photos die vor dem Start aufgenommen wurden.
Es handelt sich um folgende Gepäckstücke:

Schwarzes Gepäck auf den FWD AUX Tank	A
Roter Koffer auf dem FWD AUX Tank	B
Olives Gepäck unter dem roten Koffer (Einmannboot?)	C
Schwarzes Gepäckstück hinter dem Piloten	D
Container auf dem AFT AUX Tank, hinter dem Piloten	E
Braune Tasche hinter linkem Seitenfenster	F
Rote Tasche im unteren Teil des Gepäckraums	G
Olives Gepäckstück, möglicherweise Schlafsack	H



Darstellung des zeitlichen Ablaufs von Planung, Bau und Erprobung

