

# Untersuchungsbericht

3X030-0/05  
November 2006

## Identifikation

Art des Ereignisses:	Unfall
Datum:	23. April 2005
Ort:	Straelen
Luftfahrzeug:	Flugzeug
Hersteller / Muster:	Siebel ATG / Siat 223 K 1
Personenschaden:	Pilot schwer verletzt, Fluggast tödlich verletzt
Sachschaden:	Luftfahrzeug zerstört
Drittschaden:	Flurschaden
Informationsquelle:	Untersuchung durch BFU

## Sachverhalt

### Ereignisse und Flugverlauf

Das mit dem Piloten und einem Fluggast besetzte Flugzeug war um 12:16 Uhr<sup>1</sup> vom Verkehrslandeplatz Grefrath-Niershorst (EDLF) zur Durchführung von Kunstflug gestartet. Beide Insassen hatten Fallschirme angelegt. Als das Flugzeug nach acht Minuten Flugzeit das vorgesehene Gebiet in der Nähe der Ortschaft Straelen (Geldern) erreicht hatte, legte der Pilot in einer Flughöhe von ca. 4000 ft über Meeresspiegel (MSL) zur Gewöhnung des Fluggastes eine Strecke im Rückenflug zurück. Nach Angaben des Piloten gab es dabei keine Probleme. Danach erfolgte ein Steigflug in Normalfluglage auf eine Höhe von ca. 4500 ft MSL. Aus dieser Höhe begann der geplante Kunstflug mit Figuren entsprechend dem Prüfungsprogramm. Nach einer Geschwindigkeitsaufnahme von 140 kt erfolgte ein Looping. Beim Übergang aus diesem Looping zu einem Aufschwung brach in ca. 3600 ft MSL der linke

Tragflügel vom Flugzeug ab. Die Angaben des Piloten wurden durch ein Video und mehrere Zeugenaussagen bestätigt.

Die Flugzeugzelle und der linke Tragflügel schlugen in einem Abstand von 1,2 Kilometer auf einem freien Ackergelände auf. Während der Pilot sich mit einem Fallschirm retten konnte, verblieb der Fluggast im Flugzeug. Der Pilot wurde bei dem Fallschirmabsprung schwer verletzt. Der Fluggast wurde bei dem Aufprall des Flugzeugs getötet.

### Angaben zu Personen

Der 56-jährige Pilot hat seit 1978 eine Lizenz für Privatpiloten PPL(A) und war berechtigt, einmotorige Landflugzeuge zu fliegen. Darüber hinaus war er im Besitz einer Kunstflugberechtigung und der Lehrberechtigung. Nach den Unterlagen betrug seine Flugerfahrung ca. 4000 Flugstunden, davon hatte er 400 Stunden Kunstflug und ca. 250 Stunden auf dem verunfallten Muster geflogen. Die Lizenz war gültig bis zum Februar 2006.

### Angaben zum Luftfahrzeug

Bei dem Flugzeug mit der Werknummer 018 des Herstellers Siebel ATG Donauwörth handelte es sich um einen einmotorigen freitragenden Tiefdecker in Ganzmetallbauweise mit nichteinziehbarem Fahrwerk in Bugrad-Anordnung. Das Flugzeug war mit dem Triebwerk AIO-360 des Herstellers Lycoming ausgerüstet und in der Standardklasse als Normal-, Nutz- und Kunstflugzeug zugelassen. Seit seiner Herstellung im Jahr 1968 wurde es 2715 Stunden betrieben, davon 817 Stunden seit der letzten Grundüberholung. Die Nachprüfung erfolgte in jährlichen Abständen. Seit der letzten Jahresnachprüfung wurde das Flugzeug 36 Stunden geflogen. In Verbindung mit der Jahresnachprüfung wurde eine 100-Stunden-Kontrolle durchgeführt.

<sup>1</sup> Alle angegebenen Zeiten, soweit nicht anders bezeichnet, entsprechen Ortszeit

#### Meteorologische Informationen

Der Wind wehte mit 2 bis 7 Knoten aus östlicher Richtung. Die Temperatur betrug 20 °C. Bei wolkenlosem Himmel war die allgemeine Sicht im Gebiet der Unfallstelle unbegrenzt.

#### Funkverkehr

Der Pilot nahm Funkkontakt mit Düsseldorf / Langen auf und bekam den Transpondercode 0027 zugewiesen.



Hauptwrack

#### Unfallstelle und Feststellungen am Luftfahrzeug

Die Unfallstelle lag östlich der Bundesstraße 221 in der Nähe der Ortschaft Straelen. Das Hauptwrack war auf einem folienbedeckten Acker aufgeschlagen. Im Umfeld der Aufschlagstelle lagen kleinere Flugzeugteile. Bodenspuren waren nicht vorhanden. Es roch stark nach Kraftstoff. Das Flugzeugwrack war stark gestaucht. Bis auf den linken Tragflügel waren der Rumpf und die rechte Tragfläche inklusive der dazugehörigen Ruder und Klappen vorhanden. Ein großes Stück der Haubenverglasung wurde 650 m nördlich des Hauptwracks gefunden. Der linke Tragflügel lag in Rückenlage 1,2 km nördlich des Hauptwracks auf einem Rapsfeld. Auch an diesem Tragflügel waren das Querruder und die Landeklappe

vorhanden. An der Tragflügelwurzel im Übergang zum Rumpf waren der Hauptholm und der hintere Beschlag gebrochen. Das Wrack wurde zu weiteren Untersuchungen zur BFU nach Braunschweig transportiert.

Der Pilot wurde nach dem Absprung mit dem Rettungsfallschirm einen Kilometer in nordnordöstlicher Richtung vom Wrack schwer verletzt aufgefunden. Der tödlich verletzte Fluggast befand sich auf der rechten Seite im Wrack. Die Leiche war mit dem Fallschirm verbunden, eine Verbindung mit den Sitzgurten bestand nicht.



Bruchstelle am Hauptholm des linken Tragflügels

#### Feststellungen während der Untersuchung

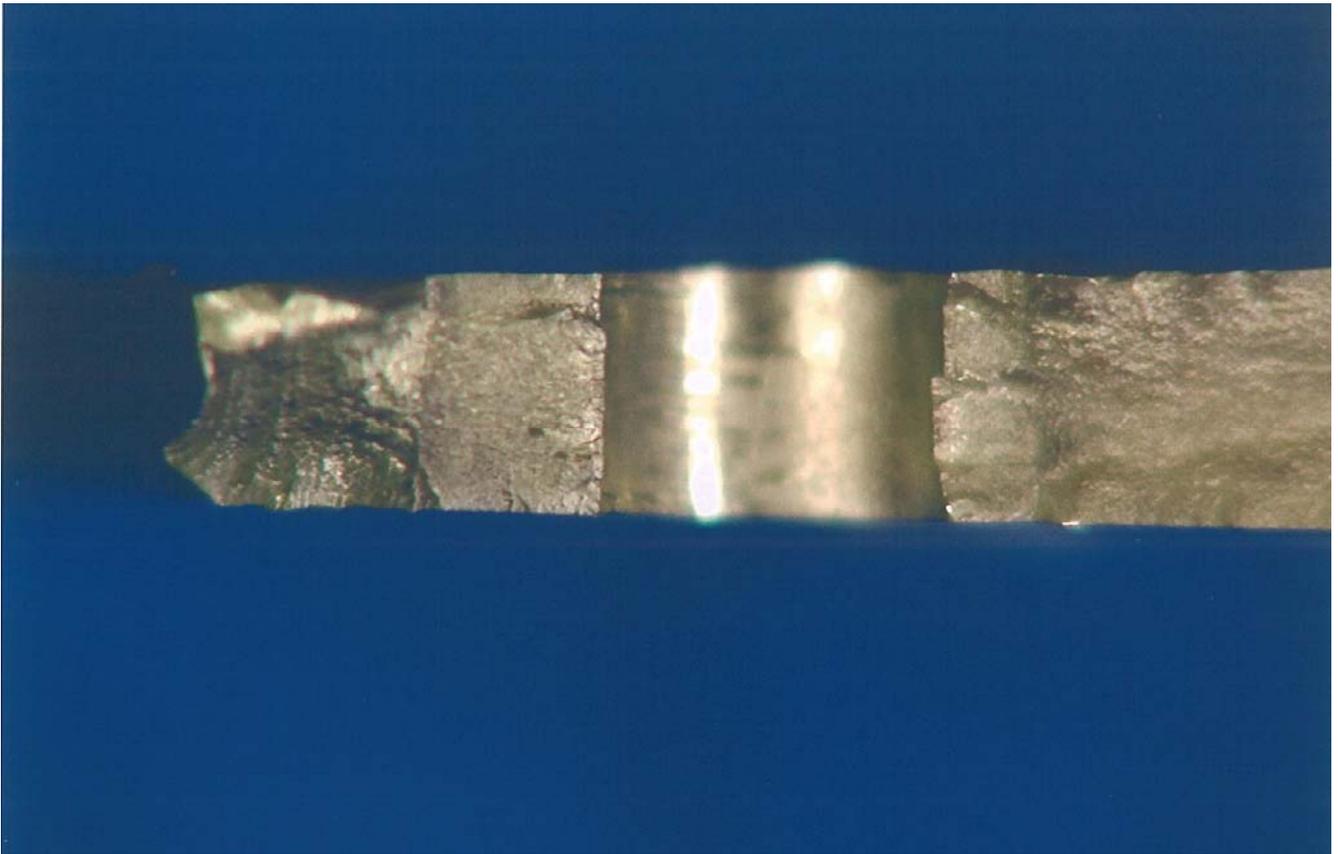
Die Wrackteile wurden zusammen mit Vertretern des Luftfahrt-Bundesamtes, der Technischen Universität Braunschweig und der Firma EADS Deutschland GmbH, die als Nachfolger des Herstellers Siebel ATG im Besitz der Musterzulassung ist, besichtigt, um den Ablauf der weiteren Untersuchung festzulegen.

Die Untersuchung konzentrierte sich auf die Bruchstellen des Hauptholmes der linken Tragfläche. Der Hauptholm stellt das wesentliche tragende Element zur Kraftaufnahme der Tragfläche dar und wird gerade im Bereich des Rumpf-Flügel-Überganges durch Flugmanöver, wie z.B. den Aufschwung, stark beansprucht. Besonderes Augenmerk bei der Untersuchung wurde auf den Obergurt und den Untergurt gelegt, diese beiden Bestandteile des Holmes übertragen die Druck- bzw. Zugkräfte, die bei einer Biegung der Tragfläche auftreten. Dabei zeigten sich schon bei der makroskopischen Betrachtung des Untergurtes an einer randnahen Nietbohrung Spuren eines Schwingungsrisses. Der Rest des Untergurtquerschnittes wies dagegen Spuren von Gewaltbrü-

chen auf. Die rastermikroskopische Untersuchung der Bruchstelle im Untergurt zeigte, dass der Bruch durch zwei kurze Schwingungsrisse beiderseits der randnahen Nietbohrung eingeleitet worden war. Der gesamte übrige Teil des Untergurtes wurde durch Gewaltbruch zerstört. Dabei waren zahlreiche Querstreifen – vergleichbar den Rastlinien bei Schwingungsrissen – zu sehen, die belegen, dass sich der Gewaltbruch schrittweise ausgebreitet hat.

Da sich spiegelsymmetrisch zur Bruchstelle auch am rechten Tragflügelholm ein Riss befand, wurde dieser Bereich ebenfalls rastermikroskopisch untersucht. Auch an dieser Stelle wurden ausgehend von der entsprechenden äußeren Nietbohrung einige kurze Schwingungsrisse festgestellt. Daran anschließend zeigte sich ein Gewaltbruch.

Die metallurgische Untersuchung einer Probe aus dem Untergurt der linken Tragfläche bestätigte, dass das in der Stückliste aufgeführte Material verwendet wurde.



Bruchstelle im Untergurt, kurze Schwingungsrisse beiderseits der Nietbohrung

Während der Untersuchungen wurden anhand der vorliegenden Entwicklungs- und Konstruktionsunterlagen die gemachten Lastannahmen und Berechnungen überprüft. Die Annahmen und Berechnungen entsprachen den Lufttüchtigkeitsforderungen der FAR 23 einschließlich Amendment 23.1 und 23.2. Die Musterzulassung erfolgte aufgrund einer ergänzenden Musterprüfung am 28.08.1968. Das Flugzeugmuster ist in den Lufttüchtigkeitsgruppen Normalflugzeug (Normal), Nutzflugzeug (Utility) und Kunstflugzeug (Acrobatic) zugelassen.

Zusätzlich wurde eine Betrachtung der Konstruktion hinsichtlich der Ermüdung und der Bruchmechanik nach heutigen Erfahrungen durchgeführt. Als Grundlage diente dabei das Nutzungsspektrum eines Flugzeuges der Lufttüchtigkeitsgruppe Normalflugzeug. Dabei zeigte sich, dass das Luftfahrzeugmuster einer Lebensdauergerade unterliegt. Eine Betrachtung für die Lufttüchtigkeitsgruppen Nutzflugzeug und Kunstflugzeug und die damit verbundenen Lebensdauergeraden wären noch zu ermitteln.

Brand

Es war kein Brand entstanden.

Überlebensaspekte

Beide Insassen hatten Fallschirme angelegt. Nach Angaben des Piloten wies er den Fluggast vor dem Flug in die Notverfahren, Lösen des Gurtschlusses und Auslösen des Fallschirmes mit der Reißleine, ein. Der Pilot konnte sich mit dem Fallschirm retten. Durch die wirkenden Beschleunigungskräfte konnte er nur mit großer Kraftanstrengung das Gurtschloss öffnen. Danach wurde er aus dem Flugzeug geschleudert. Dies war möglich, da ein großes Stück der Cockpitverglasung durch das Umklappen der linken Tragfläche auf das Cockpitdach herausgeschlagen war. Das Auslösen des Fallschirms war, nach Aussage des Piloten, eine Reflexhandlung.

Die Leiche des Fluggastes befand sich im Wrack und hatte keine Verbindung mit den Anschnallgurten.

## Beurteilung

### Feststellungen am Luftfahrzeug

Der Riss hatte sich in einem Bereich ausgebildet, in dem von oben der Fuß von Rippe 1 verläuft und von unten die Beplankung der Tragfläche aufgebracht ist; er war höchstwahrscheinlich durch die im Wartungshandbuch angegebenen Sichtprüfverfahren nicht zu entdecken. Daher wird durch die Fa. EADS Deutschland ein Verfahren entwickelt, in dem eine Rissbildung unter Zuhilfenahme von Wirbelstrom detektiert werden soll.

Die Untersuchung der Bruchfläche an der linken Tragfläche zeigte, dass der Bruch an der äußeren (hinteren) Nietbohrung an der Position der Rippe 1 im Untergurt des Holmes seinen Ursprung hatte. Der Bruch wurde ausgelöst durch zwei Schwingungsrisse beiderseits dieser Bohrung. Der übrige Teil des Untergurtes wurde durch mehrere Gewaltbrüche zerstört. Dabei wurden die Schwingungsrisse über die Lebensdauer des Tragflügels bzw. Flugzeuges ausgebildet. Dazu bedarf es wechselnder Belastungen, wie z.B. Windböen, Landestöße, Flugmanöver, die auf die Struktur eines Flugzeuges einwirken. Diese Lasten gehören zum normalen Belastungsspektrum eines Flugzeuges. Entscheidend für den Schwingungsriß ist dabei die Anzahl der Lastwechsel und nicht die Höhe einzelner Lastspitzen. Nachdem der Untergurt durch den Schwingbruch angerissen war, wurde der Riss durch mehrere Gewaltbrüche fortgesetzt. Für diese Gewaltbruchschritte waren vermutlich hohe Lastspitzen ausschlaggebend, wie sie z.B. bei Kunstflugmanövern oder harten Landungen vorkommen können. Zum Zeitpunkt des Unfalles war der Materialquerschnitt des Untergurtes dann soweit geschwächt, dass er die auftretende Last bei dem geflogenen Abfangmanöver nicht mehr tragen konnte und versagte.

Die Untersuchung der rechten Tragfläche im spiegelsymmetrischen Bereich hat den Bruchmechanismus - Bruchausgang durch Schwingungsrisse und daran anschließenden Gewaltbruch - bestätigt. Wobei der Gewaltbruch des rechten Holmes auf den Absturz zurückzuführen ist.

Die Untersuchung der original Dimensionierungsunterlagen und belastungsmechanischen Berechnungen der Fa. Siebel zeigten, dass die Dimensionierung dem Entwicklungsstandard zum Auslegungszeitpunkt entsprochen hatte. Die zu dieser Zeit geltenden Bauvorschriften wurden erfüllt und das Flugzeugmuster wurde ohne Lebensdauerbegrenzung zugelassen.

Die zusätzliche Betrachtung der Auslegung unter heutigen Gesichtspunkten der Materialermüdung ergab, dass das Luftfahrzeugmuster in der Gruppe Normalflugzeug einer Lebensdauerergrenze von 1900 Stunden unterliegt. Um die ermittelte Lebensdauerergrenze zu erhöhen, erarbeitet die Fa. EADS Deutschland entsprechende lebensverlängernde Maßnahmen. Die Betrachtung von Ermüdungszuständen in Flugzeugkonstruktionen wurde in die Bauvorschrift FAR 23 erst mit dem Änderungsstand 7 ab dem Jahr 1969 aufgenommen. Die Erkenntnisse aus diesen Betrachtungen machten eine weitere Sicherheitsempfehlung erforderlich.

### Überlebensaspekte

Beide Insassen hatten Fallschirme angelegt. Der Pilot konnte aufgrund des Zusammentreffens begünstigender Umstände sich mit dem Fallschirm retten.

Die fehlende Verbindung des Fluggastes mit den Anschnallgurten weist mit großer Wahrscheinlichkeit darauf hin, dass er noch die Möglichkeit hatte, das Gurtschloss zu öffnen. Ein Verlassen des Flugzeuges war ihm aufgrund der noch vorhandenen Cockpitverglasung auf der rechten Seite, der hohen wirkenden Beschleunigungskräfte und der geringen verbliebenen Zeit nicht möglich. Ob der Haubennotabwurf nach der Vorschädigung der Haube durch das Auftreffen der linken Tragfläche noch möglich gewesen wäre ließ sich im Nachhinein nicht feststellen.

## Schlussfolgerungen

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass ausgehend von einem Ermüdungsanriss (Schwingbruch) der Bruch einer Tragfläche erfolgte. Die Betrachtung von Ermüdungserscheinungen in der Tragflächenkonstruktion war zum Zeitpunkt der Zulassung des Flugzeuges nicht gefordert. Begünstigend kam hinzu, dass der Anriss und die weitere Bruchausbreitung in einem Bereich verliefen, der von außen nicht einsehbar und mit den vorgeschriebenen Sichtkontrollen nicht festzustellen war.

Ein Verlassen des Flugzeuges zum Notabsprung mit dem Rettungsschirm war dem Fluggast aufgrund der auf der rechten Seite vorhandenen Cockpitverglasung, des vorgeschädigten Haubennotabwurfes, der hohen wirkenden Kräfte und der kurzen verbliebenen Zeit nicht möglich.

## Sicherheitsempfehlungen

Am 13.06.2005 empfahl die BFU als Sofortmaßnahme:

Empfehlung Nr.: 04/2005

*Das Luftfahrt-Bundesamt, zuständig für die Musterbetreuung des Flugzeuges Siat 223 K 1, sollte für alle in Betrieb befindlichen Baureihen des Musters eine Inspektion anordnen.*

Das LBA reagierte darauf mit der Airworthiness Directive D-2005-200 vom 17. Juni 2005, in der das EADS M Service Bulletin SB 223-05/05 vom 30. Mai 2005 als entsprechende Maßnahme genannt wird.

Nachdem weitere wichtige Untersuchungsergebnisse vorlagen, empfahl die BFU am 24.03.2006:

Empfehlung Nr.: 05/2006

*Das Luftfahrt-Bundesamt (LBA), zuständig für die Musterbetreuung des Flugzeugs Siat 223 K 1, sollte für alle in Betrieb befindlichen Baureihen des Musters eine Lebensdauerbegrenzung festlegen sowie adäquate Prüfverfahren und Maßnahmen zur Lebensdauerverlängerung mit dem Halter der Musterzulassung abstimmen.*

Untersuchungsführer	Dietmar Nehmsch
Mitwirkung	Klaus Büttner Dietmar Giese