

Republik Österreich



Flugunfalluntersuchungsstelle

im

Bundesministerium

für

Verkehr, Innovation und Technologie

GZ. 85.015/5-FUS/2003

Vereinfachter Untersuchungsbericht

Flugunfall mit dem
Ultraleichtflugzeug Type Ikarus C42
am 23. April 2001
im Gemeindegebiet Gössendorf bei
Graz, Steiermark

Die Untersuchung erfolgte in Übereinstimmung mit dem Flugunfall-Untersuchungs-Gesetz-FIUG,
BGBl.Nr. 105/1999 idgF.

Zweck der Untersuchung ist ausschließlich die Feststellung der Ursache des Unfalles oder
der schweren Störung zur Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Störungen.
Die Untersuchung dient nicht der Feststellung des Verschuldens oder der Haftung.

*Flugunfalluntersuchungsstelle, Lohnergasse 9, A-1210 Wien,
Tel.: +43(0)1-2702890 DW 9200 – 9207, Fax: +43(0)1-2702890 DW 9299, email: fus@bmvit.gv.at*

Einleitung

Luftfahrzeug

Luftfahrzeugart:	Ultraleichtflugzeug (UL)
Flugzeughersteller:	Comco Ikarus Gerätebau GmbH, BRD
Musterbezeichnung:	C42
Staatszugehörigkeit:	Österreich
Luftfahrzeughalter:	Zivilpilotenschule

Verantwortlicher Pilot (A):

Männlich, 29 Jahre

Art des Zivilluftfahrerscheines:	Berufspilotenschein mit Instrumentenflugberechtigung
Flugerfahrung gesamt:	631:16 Stunden
davon in den letzten 90 Tagen:	39:42 Stunden (0:19 Stunden in den letzten 24 Stunden)
Auf dem Unfallmuster:	13:48 Stunden
davon in den letzten 90 Tagen:	13:48 Stunden (0:19 Stunden in den letzten 24 Stunden)

Zweiter Pilot (B):

Männlich, 47 Jahre

Art des Zivilluftfahrerscheines:	Privatpilotenschein für Gewichtsklasse A
Flugerfahrung gesamt:	171:43 Stunden
davon in den letzten 90 Tagen:	6:31 Stunden (0:19 Stunden in den letzten 24 Stunden)
Auf dem Unfallmuster:	2:19 Stunden
davon in den letzten 90 Tagen:	2:19 Stunden (0:19 Stunden in den letzten 24 Stunden)

Datum und Zeitpunkt:

23. April 2001, 15:55 Uhr UTC (= Lokalzeit minus 2 Std.)

Unfallort:

Nördlich der Kläranlage GRAZ, Gmd. Gössendorf, Bez. Graz, Steiermark

Koordinaten (WGS 84):	N 46° 59,9' O 015° 28,2'
Höhe über Meer (MSL):	325 m

Betriebsart:

Allgemeine Luftfahrt, Privatflug (VFR)

Flugphase:

Anflug (Warteverfahren)

Unfallart:

Unkontrollierte Fluglage

Personenschäden:

	Besatzung:	Passagiere:	Dritte:
Tödlich verletzt:	--1--	----	----
Schwer verletzt:	--1--	----	----
Leicht/Unverletzt:	-----	----	----

Schäden:

Luftfahrzeug:	Totalschaden
Drittschaden:	Flurschaden

Wetter:

Flugwetterbedingungen:	Sichtflugwetterbedingungen (VMC) schwachwindig, kein Niederschlag
Lichtverhältnisse:	Tageslicht

Flugverlauf

Der Flugverlauf wurde aufgrund der Aussage von Pilot A sowie der Augenzeugen in Verbindung mit der Auswertung der ATC-Tonbandaufzeichnungen wie folgt rekonstruiert:

Der Luftfahrzeughalter ersuchte Pilot A, mit Pilot B einen Einweisungsflug auf dem aerodynamisch gesteuerten UL Type Ikarus C42 durchzuführen. Pilot A war am 15. Februar 2001 vom Luftfahrzeughalter auf Ikarus C42 eingewiesen worden und hatte vom 10. März 2001 bis 18. April 2001 Piloten auf Ikarus C42 eingewiesen. Pilot B hatte überwiegend Flugerfahrung auf gewichtskraftgesteuerten UL der Type Apollo-C-15/Racer GT/R (138:48 Stunden). Er teilte Pilot A mit, daß er Inhaber eines Privatpilotscheines wäre, ein UL besäße und bereits über Flugerfahrung auf UL, u.a. auf Ikarus C42, verfüge. Als Einweisungsprogramm waren Platzrunden und im Anschluß Steilkurven und Überziehbungen vorgesehen.

Pilot B saß am linken Sitz. Es war vereinbart, daß Pilot A den Funksprechverkehr durchführt und Pilot B steuert. Beide Piloten stand miteinander über Intercom in Sprechverbindung. Vor dem Abflug wurde der zwischen den Pilotensitzen angeordnete Auslösegriff des Rettungssystems entsichert.

Nach dem Start am Flughafen GRAZ um 15:36 Uhr führte Pilot B ohne Eingriff von Pilot A zwei Platzrunden auf Piste 17L selbständig und ohne Probleme durch.

Als sich das UL im linken Gegenanflug in ca. 2000 ft QNH befand, wurde Pilot A von der Flugplatzkontrollstelle GRAZ (ATC) angewiesen, wegen IFR-Verkehrs östlich des Kontrollturmes zu halten. Die Anweisung von Pilot A, Rechtskreise zu fliegen, wurde von Pilot B befolgt. Die Schräglage betrug ca. 30°.

Eine Cessna 152 sollte ebenfalls östlich des Kontrollturmes (nördlich der Position des UL) in 2500 ft QNH halten. Pilot A machte ATC aufmerksam, dass die Cessna 152 tiefer als 2500 ft QNH kreiste. Pilot B bestätigte ihm, dass er Sichtkontakt zur Cessna 152 hatte.

Da das UL währenddessen auf ca. 2100 ft gestiegen war, drückte Pilot B nach. Dabei nahmen Querneigung und Drehgeschwindigkeit zu und die Flugzeugnase sank unter den Horizont. Pilot A forderte Pilot B auf, flacher zu kreisen sowie auf Flughöhe und Längsneigung zu achten, und machte sich bereit die Steuerung erforderlichenfalls zu übernehmen.

Da sich die Querneigung weiter vergrößerte, griff Pilot A mit den Worten „My controls – Jetzt steuere ich“ mit der linken Hand zum zentralen Steuerknüppel (zwischen den Sitzen) und schob die Hand von Pilot B beiseite. Gleichzeitig zog er mit der rechten Hand den Gashebel nach hinten in Leerlaufstellung, um den zulässigen Geschwindigkeitsbereich nicht zu überschreiten. Pilot A versuchte, durch Vollausschlag des Steuerknüppels nach links und Austreten des linken Pedals, die Querneigung zu verringern. Es gelang ihm jedoch nicht, das linke Seitenruderpedale zu bewegen. Das UL ging mit einer Querneigung von mehr als 50° in einen steilspiralähnlichen Flugzustand über, wobei die Fluggeschwindigkeit rasch zunahm. Pilot A war bestrebt, durch Verringern der Längsneigung die Fluggeschwindigkeit zu reduzieren, ohne die Mindestfluggeschwindigkeit zu unterschreiten oder einen überzogenen Flugzustand herbeizuführen.

Pilot A spürte und sah mehrmals eine Hand von Pilot B auf seiner Hand am Steuerknüppel. Er hatte den Eindruck, daß Pilot B eine verkrampfte Körperhaltung hatte und weiter aktiv in die Steuerung des ULs eingriff. Unaufgefordert erhöhte Pilot B mit dem linken Gashebel die Motorleistung, worauf Pilot A seinen Gashebel mit der rechten Hand neuerlich zurückzog, und wies Pilot B nochmals deutlich an, ihm die Steuerung des ULs zu überlassen.

Keiner der beiden Piloten löste das Rettungssystem aus. Pilot A schien es angesichts der extremen Fluglage und der geringen Höhe über Grund sinnvoller zu versuchen, die Kontrolle über das Luftfahrzeug zurückzugewinnen, anstatt durch Auslösen des Rettungssystems eine ungünstigere Situation herbeizuführen, auf die er meinte, keinen Einfluß zu haben.

Das UL flog direkt auf Betongebäude (Kläranlage) zu und Pilot A mit allen ihm zur Verfügung stehenden Mitteln an diesen vorbeizusteuern. Über dem angrenzenden Mur-Auwald stieg das UL kurz hoch und stürzte unmittelbar darauf in den Wald.

Beide Insassen waren mit 4-Punkt-Gurten gesichert, die den Aufschlagkräften standhielten. Der Unfall war für den am linken Sitz sitzenden Pilot B trotz rascher Hilfeleistung nicht überlebbar.

Untersuchung des Luftfahrzeuges

Verteilung und Zustand der Wrackteile

Das Luftfahrzeug befand sich nach der Bergung der Insassen in Rückenlage. Die Schäden an Rumpf, Tragflächen und Leitwerk konzentrierten sich auf rechts vorne. Die Kabine war zerstört. Der Auslösegriff für das Rettungssystem war entsichert (Sicherungsstift entfernt).

Am linken Sitz (Pilot B) und am rechten Sitz (Pilot A) war jeweils das rechte Pedal zur Seitenruder- und Bugradsteuerung gebrochen; die linken Pedale waren kraftschlüssig miteinander verbunden. Das rechte Pedal von Pilot B und das linke Pedal von Pilot A waren über Steuerseile kraftschlüssig und sinnrichtig mit dem Seitenrudernanlenkhebel verbunden. Beide Steuerseile waren am Austritt aus den Seilführungen ohne sichtbaren Verschleiß. Die Seilspannschrauben waren nach hinten aus den Verankerungen auf der Rumpfröhre gerissen (siehe Abb. 3 bis 8).

Beide Kraftstofftanks waren unbeschädigt und enthielten insgesamt ca. 35 Liter Superbenzin; der Flugzeit von ca. 19 Minuten entspricht ein Kraftstoffbedarf von ca. 5 Liter.

Das Bugfahrwerk war in den Motorraum gestaucht. Beide Stoßstangen der Bugradsteuerung waren an den Hebel zur Bugradauslenkung angeschlossen; die linke Stoßstange war geknickt, die rechte gebrochen. Der Kugelkopf am rechten Pedal von Pilot B zur Anlenkung der linken Stoßstange war nach hinten weggebrochen (nicht auffindbar); die rechte Stoßstange war kraftschlüssig mit dem linken Pedal von Pilot A verbunden.

Das Leitwerk war komplett. Die rechte Höhenflosse war am Randbogen erdverschmutzt und nach hinten verformt mit Faltenbildung in der Flossenbespannung. Die rechte Leitwerksstrebe war geknickt, ebenso das hintere Seitenflossenrohr und Höhenflossenrohr (rechts) jeweils in Höhe des Strebenanschlusses. Das hintere Seitenflossenrohr war zwischen Rumpfrohranschluss und unterer Ruderaufhängung mit den Ruderansschlägen gebrochen. Die Höhenruderstoßstange und das Querrudergestänge waren ruderseitig angeschlossen. Das Steuergerüst wies aufschlagbedingt Brüche auf; die ruderseitigen Anschlüsse waren durchwegs intakt. Alle Ruder waren freigängig.

Untersuchung der Pedale

Die kriminaltechnische Überprüfung der Schuhe von Pilot B und der Pedale erbrachte keine Hinweise auf unfallrelevante Spuren.

Die jeweils linken und rechten Pedale der beiden Sitzpositionen sind aus geschweißten Aluminiumrohren mit Antirutschbeschichtung gefertigt und über ein Verbindungsrohr mit Verschraubung kraftschlüssig untereinander verbunden. Die Pedalpaare sind im Rumpfrohr hintereinander gelagert (siehe Abb. 2). Befinden sich die Pedale in Nullstellung, stehen die aus Fußraste, Strebe und Pedalachse gebildeten Pedalebenen annähernd lotrecht.

Das vordere Verbindungsrohr der jeweils linken Pedale war mittig nach unten durchgebogen und das rechts aus dem Rumpfrohr ragende Ende nach oben hinten gebogen.

Das rechts aus dem Rumpfrohr ragende Ende des hinteren Verbindungsrohres war mit dem rechten Pedal weggebrochen. Die Bruchstelle lag in dem durch die Verschraubung Pedalachse-Verbindungsrohr geschwächten Querschnitt und wies Merkmale eines Biege-Torsions-Gewaltbruches auf (Biegung nach hinten bezogen auf Pedalnullstellung; Verdrehung des Pedals gegen Verbindungsrohr nach vorne).

Auf den Pedalen von Pilot B waren keine einander zuordenbare Berührspuren nachweisbar. Das linke Pedal war intakt; die Fußraste war um die Strebe geringfügig nach vorne verdreht. Das rechte Pedal wies am unteren Ende der Strebe einen umlaufenden und nach links geöffneten Anriss auf. Die Fußraste war um die Strebe nach vorne verdreht; der Verdrehwinkel war größer als am linken Pedal (siehe Abb. 3 und 4). Die umlaufende Kehlnaht zwischen Strebe und Pedalachse wies im linken, hinteren Quadranten ebenfalls einen Anriss auf. Fußraste und Strebe waren nach rechts gebogen. Die Strebe berührte die verformte Rumpfrohrerseite, wo eine dem Pedalweg entsprechende Abriebspur sichtbar war, welche nach hinten bis zu einem vom pedalseitigen Seitenruderseilanschluss stammenden Abdruck verlief (siehe Abb. 5 und 6).

Die Fußraste war am rechten Rand eingedrückt. Durch Verformung des Rumpfrohrs ragte der in Höhe des vorderen Pedalanschlages auf der Rumpfrohrerseite angebrachte Anschlußbeschlag der A-Säule des Rumpfgerüsts in den Pedalweg (vgl. Abb. 1).

Die Fußrasten der Pedale von Pilot A waren weder um die Pedalstrebe verdreht noch verformt. Die Pedallagerkäfige bzw. Pedalachsen waren infolge Stauchung des Rumpfrohrs nach hinten zusammengeschoben. Das linke Pedal wies auf der Rückseite der Strebe eine ellipsenförmige Druckstelle auf, der auf der Oberseite der Pedalachse des rechten Pedals eine Abriebspur zuordenbar war (siehe Abb. 7 und 8). Unterhalb der Druckstelle waren in der Strebe zwei nebeneinander liegende Kratzspuren vorhanden (linke: nach rechts verlaufend; rechte: nach oben verlaufend), welche den aus der Vorderseite der Pedalachse des rechten Pedals ragenden Schraubenschäfte zur Fixierung am Verbindungsrohr zuordenbar war, wobei die rechte Kratzspur vor Versagen des Verbindungsrohres übertragen wurde.

Weiterführende Untersuchungen

Vergleichende Untersuchung an baugleichem UL Ikarus C42

Die Pedale befinden sich nicht in der Sitzsymmetrieebene sondern sind zum Rumpfrohr hin versetzt. Sie verfügen über keine Randscheiben bzw. Schlaufen auf den Fußrasten. Eine der Sitzsymmetrieebene entsprechende Beinstellung kann dazu führen, dass der dem Rumpfrohr benachbarte Fuß auf beide Pedale gleichzeitig gesetzt wird, welche in Nullstellung einen nur wenige Millimeter messenden Spalt bilden. Wird danach Druck auf die Pedale ausgeübt, sind die Pedale in Nullstellung blockiert. Aufgrund der dabei angewinkelten Beinstellung ist ein Überdrücken von der gegenüberliegenden Sitzposition aus leichter möglich, als bei vollständig ausgetretenem Pedal, wenn das belastete Bein durchgestreckt ist. Weiters kann der nicht belastete Fuß unter das nicht ausgetretene Pedal geraten (siehe Abb. 2).

Die Pedalbewegungen werden über zwei Stoßstangen auf den zwischen Brandschott und Motorträger zentrisch gelagerten Hebel zur Bugradauslenkung übertragen. Brandschott und Motorträger (kastenförmiger Aufbau mit Verankerung des Bugfahrwerks) sind v-förmig zur Drehebene des Hebels geneigt. Im Falle eines sich im Motorraum oberhalb des Hebels aus seiner Verankerung lösenden Bauteiles könnte dieser in den vom Hebel, den Stoßstangen und dem Brandschott bzw. Motorträger gebildeten variablen Spalt geraten und die Pedale blockieren. Beim Unfallflugzeug befanden sich mit Ausnahme eines abgezogenen flexiblen Heizschlauches alle in Frage kommenden Bauteile in ihren Verankerungen.

Flugversuche der Musterzulassungsbehörde

Aufgrund von zwei tödlichen Unfällen aus einem Kurvenflug mit dem UL Ikarus C42 in Österreich wurden von Austro Control GmbH (ACG) mit dem nach dem Unfall instandgesetzten UL Flugversuche nachgeflogen (Flugmasse 422 kg, Masseschwerpunkt ca. 50,3 cm hinter BP).

Es wurde nachgewiesen, dass die angewandten Bauvorschriften des DAeC, Ausgabe 10/95 (BFU/95), Kapitel V, hinsichtlich des Überziehens bei waagrecht gehaltenen Flügeln (wing level stall) und im Kurvenflug (turning flight stall), im vollen Umfang erfüllt sind bzw. für einen sicheren Betrieb ausreichend sind. In Rechtskurven besteht im power on flaps up stall die Tendenz zu Steilspiralen, wenn nicht gegengesteuert wird. Bei power off stall sind Roll- und Gier-Bewegungen auch im überzogenen Flugzustand (Knüppel voll gezogen) möglich.

Da aus dem Überziehen im Geradeausflug Rollbewegungen mit der Quersteuerung erzeugt und korrigiert werden können, während die Seitensteuerung in Nullstellung gehalten wird und kein nennenswertes Abkippen über einen Tragflügel auftritt, wenn Quer- und Seitensteuerung in Nullstellung gehalten werden (Rollbewegungen von max. 20°), kann auf eine Überziehwarnung verzichtet werden.

Die BFU/95, Kapitel IV, ist hinsichtlich Quer- und Richtungsstabilität ebenfalls erfüllt, da diese keinen Kraftanstieg und damit keine rückführende Kraft für Quer- und Richtungsstabilität fordert. Der Ikarus C42 besitzt (wie andere UL's auch) keine Richtungsstabilität sondern ist neutral. Bei zunehmendem Seitenruderausschlag ist kein Kraftanstieg merkbar und bei Loslassen des Seitenruders aus Vollausschlag keine rückführende Kraft feststellbar. Das Seitenruder bleibt in ausgeschlagener Stellung.

Durch das Fehlen der Richtungsstabilität ist es möglich, das UL ungewollt in einen Schiebezustand zu bringen. Überzieht man das UL aus diesem Schiebezustand (Seitenruder ausgeschlagen), ist das Überziehverhalten kritisch. Die lt. BFU/95, Kapitel V, geforderten Flugeigenschaften für den Verzicht auf eine Überziehwarnung sind dann nicht mehr gegeben.

Auf Grundlage dieser Ergebnisse wurden von der die Flugversuche durchführenden Prüfstelle Vorschläge zur Erhöhung der Sicherheit gemacht (u.a. Verbesserung der Richtungsstabilität für UL), die in einer neuen seit 30. Jänner 2003 für aerodynamisch gesteuerte UL geltenden Bauvorschrift (LTF-UL-2003) umgesetzt sind. Zusätzlich wurde am 18. Februar 2003 von ACG eine Flugsicherheitsinformation an alle UL-Schulen verschickt.

Flugversuche der Flugunfalluntersuchungsstelle

Es wurde versucht, den Unfallhergang lt. Pilot A mit einem baugleichen UL nachzufliegen (Beladung bis zur höchstzulässigen Flugmasse, Masseschwerpunkt ca. 48,3 cm hinter BP).

Im Horizontalflug mit Motorleistung in 4500 ft MSL konnten Rechtskurven mit der Quersteuerung allein eingeleitet als auch aus einer Ausgangsquerneigung von weniger als 45° (Seitenruder in Nullstellung oder im Vollausschlag nach rechts) beendet werden, wobei die Flughöhe ohne Unterschreitung der Mindestfluggeschwindigkeit beibehalten werden konnte.

Wurde während einer Rechtskurve mit nach rechts ausgeschlagenem Seitenruder durch Nachdrücken ein Sinkflug eingeleitet, ging das Luftfahrzeug in eine Steilspirale mit raschem Höhenverlust und rascher Fahrtaufnahme über. Bei Beibehaltung eines vollen Seitenruderausschlags konnte die Rechtsdrehung mit vollem Querruderausschlag nach links erst nach Reduzierung der Motorleistung/Propellerdrehzahl auf Leerlauf und Verminderung der Fluggeschwindigkeit (schwächere Anströmung des Seitenruders) nach ca. 500 ft Höhenverlust beendet werden. Das

UL schob dabei mit verminderter Querneigung über den linken Flügel (keine Abschattung der Fahrtmesserdüse). Erhöhung der Motorleistung im Sinkflug mündete wiederum in Steilschlangen.

Masse und Schwerpunkt

Die Leermasse des ULs betrug 289 kg. Die Rekonstruktion der Beladung zum Unfallzeitpunkt (Pilot A: ca. 87 kg, Pilot B: ca. 69 kg, Kraftstoffvorrat: 35 l Superbenzin) ergab eine Flugmasse von ca. 471 kg und eine Masseschwerpunktlage ca. 49,0 cm hinter BP. Die höchstzulässige Flugmasse für UL beträgt 450 kg; der zulässige Schwerpunktbereich für Ikarus C42 liegt zwischen 43 und 52 cm hinter BP.

Instandhaltung

Für das UL lag zum Zeitpunkt der letzten Instandhaltung ein vom Luftfahrzeughalter eingebrachter Antrag auf Vermietungsbewilligung vor. Die vom zuständigen Landeshauptmann erteilte Vermietungsbewilligung war noch nicht rechtswirksam.

Der JAR145-Instandhaltungsbetrieb, dessen Stampiglie zur Bestätigung der Durchführung der letzten Instandhaltung im Bordbuch des ULs aufscheint, war an der Durchführung der Instandhaltung nicht beteiligt. Die Instandhaltung wurde vom Luftfahrzeughalter durchgeführt, welcher hierzu berechtigt war, nicht jedoch auf UL, die in der Verwendungsart "Gewerbsmäßige Vermietung" betrieben werden.

Beurteilung

Beide Piloten waren berechtigt aerodynamisch gesteuerte UL selbständig im Fluge zu führen; die Berechtigungen waren am Unfalltag gültig. Pilot A konnte daher erwarten, dass Pilot B mit der Steuerung aerodynamisch gesteuerter Luftfahrzeuge vertraut war.

Pilot A führte mit Pilot B einen Einweisungsflug durch. Die Flugerfahrung von Pilot A auf UL war gering und betraf ausschließlich aerodynamisch gesteuerte UL. Die Flugerfahrung von Pilot B betraf überwiegend das gewichtskraftgesteuerte UL-Baumuster Apollo-C-15 (ca. 81 % der Gesamtflugzeit; Rest auf DV20, C150, C42). In den letzten 12 Monaten vor dem Unfallflug hatte er von ca. 53 Flugstunden lediglich ca. 3 Flugstunden auf aerodynamisch gesteuerten Luftfahrzeugen absolviert (zuletzt vor 43 Tagen).

Der Unfallflug wurde als Privatflug mit einem vom Luftfahrzeughalter zur Verfügung gestellten UL durchgeführt. Die Voraussetzungen für die Verwendung des ULs im Fluge waren für die Verwendungsart „Allgemeine Luftfahrt“ gegeben.

Alle untersuchten Schäden am UL waren dem Unfallgeschehen zuordenbar. Die Aussage des überlebenden Piloten und die am UL durchgeführten Untersuchungen ergaben keine Anhaltspunkte für ein technisches Gebrechen am Luftfahrzeug, insbesondere ein Versagen der Steuerungsanlage, als Unfallursache.

Die Rekonstruktion der Beladung des ULs zum Unfallzeitpunkt ergab eine Überschreitung der höchstzulässigen Flugmasse von max. 5 % und einen Masseschwerpunktlage im zulässigen

Bereich. Das UL hatte eine erlaubte Zuladung von 161 kg (nach Instandsetzung 153 kg), so dass im Ausbildungsbetrieb mit einer Beladung über der höchstzulässigen Flugmasse zu rechnen war. Überladung und höhere positive Lastvielfache im Kurvenflug und bei Abfangmanövern aus dem Sinkflug bewirken eine Erhöhung der Mindestfluggeschwindigkeit.

Pilot B flog auf Anweisung von Pilot A im von ATC zugewiesenen Warteraum Rechtskreise. Bis zu dem Zeitpunkt, als ein anderes Luftfahrzeug, das seitlich versetzt 500 ft höher halten sollte, vorübergehend unter die von ATC zugewiesene Flughöhe gesunken war, verlief der Flug des ULs problemlos.

Während oder nachdem Pilot B Sichtkontakt zum anderen Luftfahrzeug hergestellt hatte, überstieg er die von ATC zugewiesene Flughöhe. Während des Nachdrückens vergrößerten sich Längs- und Querneigung.

Der zentrale Steuerknüppel des ULs ist im Gegensatz zu den von Pilot B bisher geflogenen Luftfahrzeugmustern nicht mittig vor dem Piloten sondern seitlich angeordnet (siehe Abb. 2). Unpräzise Steuerbewegungen in der Umstellungsphase können durch Überlagerung zu ungewollten und daher unerwarteten Längs- und Querneigungsänderungen führen. Zur Vergrößerung der Querneigung nach rechts und/oder zur Verringerung des Anstellwinkels muss der links sitzende Pilot den Steuerknüppel jeweils von sich wegbewegen. In Rechtskurven mit großer Querneigung erfordert der Ikarus C42 Steuerbewegungen in entgegengesetzter Richtung (mit gezogenem Höhenruder Flugzeugnase am Horizont halten, mit Querruderausschlag nach links abstützen).

Trotz Anweisung von Pilot A an Pilot B, Längs- und Querneigung zu verringern, vergrößerte sich die Querneigung weiter.

Hinweise auf einen Ausfall der Sprechverbindung über Intercom während der Rechtskreise liegen nicht vor. Ob Pilot B die Anweisung wahrgenommen und verstanden hatte, muß offen bleiben.

Gewichtskraftgesteuerte UL erfordern zur Verringerung der Längs- und Querneigung Steuerbewegungen, welche auf aerodynamisch gesteuerten Luftfahrzeugen zur Vergrößerung der Längs- bzw. Querneigung führen (und umgekehrt). Im Falle eines reflexartigen Handelns, z.B. bei Stress, besteht das Risiko, dass der auf gewichtskraftgesteuerten UL geübte Pilot mit wenig Flugerfahrung auf aerodynamisch gesteuerten Luftfahrzeugen unbewußt auf die auf gewichtskraftgesteuerten UL antrainierten Reflexmuster zurückfällt. Probleme können erstmals während der Umschulung beim Rollen am Boden auftreten.

Pilot A hatte, als er den Steuerknüppel bis zum Anschlag nach links auszuschlagen und das linke Pedal auszutreten versuchte, trotz verbaler Ankündigung, die Steuerung des Luftfahrzeuges zu übernehmen, den Eindruck, dass Pilot B wiederholt spür- und sichtbar in die Steuerung des Luftfahrzeuges eingegriffen hätte und die Pedale blockiert gewesen wären.

Die Obduktion und die Überprüfung der Schuhe von Pilot B erbrachten keine unfallrelevanten Spuren. Die Fußraste des rechten Pedals von Pilot B wies Merkmale höchster Belastung in Aufschlagrichtung auf (Massekräfte beim Aufschlag nach rechts vorne gerichtet). Aus den Schäden an den Pedalen von Pilot A und B, welche kraftschlüssig miteinander verbunden waren, ist ableitbar, dass das jeweils rechte Pedale beim Aufschlag zuerst nach vorne ausgelenkt (ausgetreten) wurden oder waren, ehe die Pedale eine Gegenbewegung ausführten.

Aerodynamisch gesteuerte Luftfahrzeuge verfügen zur Kurssteuerung im Fluge über ein mit Pedalen angelenktes Seitenruder. Die Verwendung von Pedalen in gewichtskraftgesteuerten UL ist auf die Richtungssteuerung am Boden beschränkt und unterscheidet sich im UL-Baumuster Apollo-C-15 von aerodynamisch gesteuerten Luftfahrzeugen durch spiegelverkehrte Wirkungsweise (rechtes Pedal ausgetreten: Apollo-C-15 giert nach links, Ikarus C42 giert nach rechts). Bei Ikarus C42 ist zudem im Fluge bei zunehmendem Seitenruderausschlag kein Kraftanstieg merkbar.

Im Zuge des von Pilot B infolge eines Steuerfehlers eingeleiteten steilspiralähnlichen Flugzustandes könnte es in einem reflexartigen Handlungsablauf nach Absinken der Flugzeugnase unter den Horizont zu einem Abstützen der Beine auf den Pedalen oder zum Versuch gekommen sein, mit einem der Flugzeugdrehung vermeintlich entgegengesetzten Pedalausschlag die Drehung zu stoppen, ohne dass sich Pilot B der Auswirkung auf die Steuerbarkeit aerodynamisch gesteuerter Luftfahrzeuge in diesem Moment bewußt war. Die unsymmetrische Anordnung der Pedale und das Fehlen von Randscheiben oder Fußschlaufen begünstigen eine Blockade der Pedale infolge Abgleitens bzw. Fehlpositionierens der Füße. Der deutlich höherer Kraftaufwand, der erforderlich ist, um bei ausgetretenem Pedal den vom durchgestreckten Bein erzeugten Druck zu überwinden, kann beim Austreten des gegenüberliegenden Pedals den Eindruck einer Blockade hervorrufen.

Räumliche Desorientierung als Folge einer unerwarteten oder ungewohnten Lageänderung ist ebenfalls als Ursache für eine Fehlreaktion bzw. einen Steuerfehler in Betracht zu ziehen.

Laut Pilot A geriet das Luftfahrzeug nach versuchter Übernahme der Steuerung mit einer Querneigung von mehr als 50° in einen steilspiralähnlichen Flugzustand. Im Flugversuch ging das UL im Sinkflug aus einer Rechtskurve mit weniger als 45° Querneigung in eine Steilspirale über, wenn das Seitenruder in Drehrichtung ausgeschlagen blieb. Erst nach Reduzierung der Motorleistung auf Leerlauf und Verminderung der Fluggeschwindigkeit ließ sich durch nachlassende Seitenruderwirkung die Drehbewegung mit dem Querruder trotz in Drehrichtung blockiertem Seitenruder beenden. Eine neuerliche Erhöhung der Motorleistung, wie von Pilot A beschrieben, mündete vor Übergang in den Horizontalflug mit in Drehrichtung ausgeschlagenem Seitenruder wiederum in Steilspiralen. Ebenso kann in Rechtskurven ein überzogener Flugzustand in Steilspiralen münden, wenn nicht gegengesteuert wird. Zum Beenden von Trudeln ist in jedem Fall ein Gegenausschlag des Seitenruders erforderlich.

Ohne Motorleistung/Propellerschub befand sich das UL in permanentem Sinkflug. Schiebeflug durch gekreuzten Quer- und Seitenruderausschlag bewirkt durch Erhöhung des Strömungs-

widerstandes eine höhere Sinkrate bei gleicher Fluggeschwindigkeit (Gleitzahl-Verschlechterung). Ein Übergang in den Horizontalflug ohne Motorleistung birgt die Gefahr eines überzogenen Flugzustandes infolge Unterschreitens der Mindestfluggeschwindigkeit, den Pilot A zu vermeiden trachtete.

Die Flugeigenschaften des gegenständlichen UL-Baumusters entsprechen mit Ausnahme des Überziehverhaltens im Schiebeflug den angewendeten Bauvorschriften. Ob es unmittelbar vor dem Baumkontakt im Zuge eines Abfangbogens mit kurzem Hochsteigen des ULs noch zu einem Strömungsabriss kam, bleibt offen.

Die von Pilot A beschriebenen Maßnahmen, mit denen er versuchte, eine kontrollierte Fluglage herzustellen, entsprachen den Betriebsanweisungen und erwiesen sich im Flugversuch für die von ihm beschriebene Ausgangssituation (steilspiralähnlicher Flugzustand mit rascher Fahrtzunahme) als wirkungsvoll. Insbesondere wurde die Notwendigkeit eines Seitenruderauschlages gegen die Drehrichtung als Grundvoraussetzung für ein erfolgreiches Abfangen des ULs aus einer Steilspirale ohne Unterschreiten der Mindestfluggeschwindigkeit nachgewiesen.

Pilot A konnte nicht verhindern, dass die vom UL-Hersteller empfohlene maximale Querneigung von 45° in Kurven deutlich überschritten wurde (mehr als 50°), welche in Verbindung mit inadäquaten Steuerbewegungen in einer Steilspirale mit raschem Geschwindigkeitsaufbau und Höhenverlust mündete. Fehlende Flugerfahrung auf gewichtskraftgesteuerten UL erschwerte Pilot A die Beurteilung, ob und wie sich antrainierte Reflexe und Bewegungsmuster beim Wechsel von gewichtskraft- auf aerodynamisch gesteuerte Luftfahrzeuge auswirken können, und konnte zu einer Fehlinterpretation des Verhaltens von Pilot B beigetragen haben.

Letztendlich reichte die Flughöhe von 1000 ft bzw. 300 m über Grund verbunden mit raschem Höhenverlust nicht aus, eine kontrollierte Fluglage herzustellen. Im Falle einer Einflussnahme von Pilot B auf die Steuerung wirkten sich Leistungserhöhung und/oder Blockierung der Steuerung verzögernd auf die Beendigung der unkontrollierten Fluglage aus.

Die Entscheidung von Pilot A, das Rettungssystem nicht auszulösen, beruhte offensichtlich auf der Überzeugung, das UL rechtzeitig unter Kontrolle bringen zu können, sowie einer Fehleinschätzung hinsichtlich der Einsetzbarkeit des Rettungssystems. Im Falle eines technischen Gebrechens an der Steuerung wäre der Einsatz des Rettungssystems in jedem Fall gerechtfertigt gewesen. Die geringe Flughöhe über Grund ließ wenig Zeit für den erfolgreichen Einsatz des Rettungssystems (Schirmöffnungszeit bis zu 3,7 s).

Eine Auslösung des Rettungssystems durch Pilot B, der sich aufgrund seiner größeren Flugerfahrung auf UL der Verfügbarkeit und der Einsetzbarkeit von Rettungssystemen zumindest in gleichem wenn nicht sogar höherem Maß als Pilot A bewußt gewesen sein mußte, unterblieb ebenfalls.

Angaben über die Verwendung eines Rettungssystems bei einem früheren Flug liegen für keinen der beiden Piloten vor.

Wahrscheinliche Ursachen

- Fehlbedienung der Steuerung
- Unzureichende Fähigkeit/Erfahrung
- Nichtverwendung des Rettungssystems

Sicherheitsempfehlungen

1. Um Abgleiten bzw. Fehlpositionieren der FüÙe auf den Pedalen vorzubeugen, sollten Fußrasten zusätzlich zum Antirutschbelag mit Randscheiben oder Schlaufen versehen werden.
2. Piloten, welche zwischen gewichtskraftgesteuerten und aerodynamisch gesteuerten Luftfahrzeugen wechseln, sollten Einweisungsflüge auf einem neuen Flugzeugmuster unter Aufsicht eines Fluglehrers, welcher im Umgang mit Luftfahrzeugen beider Steuerungsarten und den sich daraus ergebenden Umstellungsproblemen vertraut ist, durchführen. Unter diesem Gesichtspunkt sollten auch nach längeren Flugpausen Übungsflüge mit Fluglehrern vorgesehen werden.
3. Im Zuge der Aus- und Weiterbildung sollte auf die Problematik des unbewußten Zurückfallens auf alte Reflexmuster beim Wechsel von gewichts- auf aerodynamisch gesteuerte Luftfahrzeuge (und umgekehrt), insbesondere in der Eingewöhnungsphase, und auf mögliche Hilfestellungen seitens des Fluglehrers eingegangen werden, um dem auszubildenden bzw. einzuweisenden Pilot seine Fehlreaktion bewußt zu machen und Abhilfemaßnahmen zu schaffen.
4. In Hinblick auf das Einsatzspektrum von Rettungssystemen in UL (z.B. Midair-Kollisionen, Versagen der Primärstruktur, Verlust der Steuerbarkeit, Motorausfall über unlandbarem Gelände, Ausfall des Piloten, nicht-korrigierbare Fehler bei der Landung) sollte unter Beachtung der vom Hersteller festgelegten Betriebsgrenzen und Verfahren das Rettungssystem im Zweifelsfall verwendet werden.
Um im Notfall rasches Handeln zu gewährleisten, sollte der Einsatz des Rettungssystems regelmäßig, z.B. im Zuge der Flugvorbereitung, mittels mentalen Trainings geübt werden.

Wien, am 4. November 2003

Untersuchungsleiter:

Ing. M. VEIT

Abb. 1 und 2

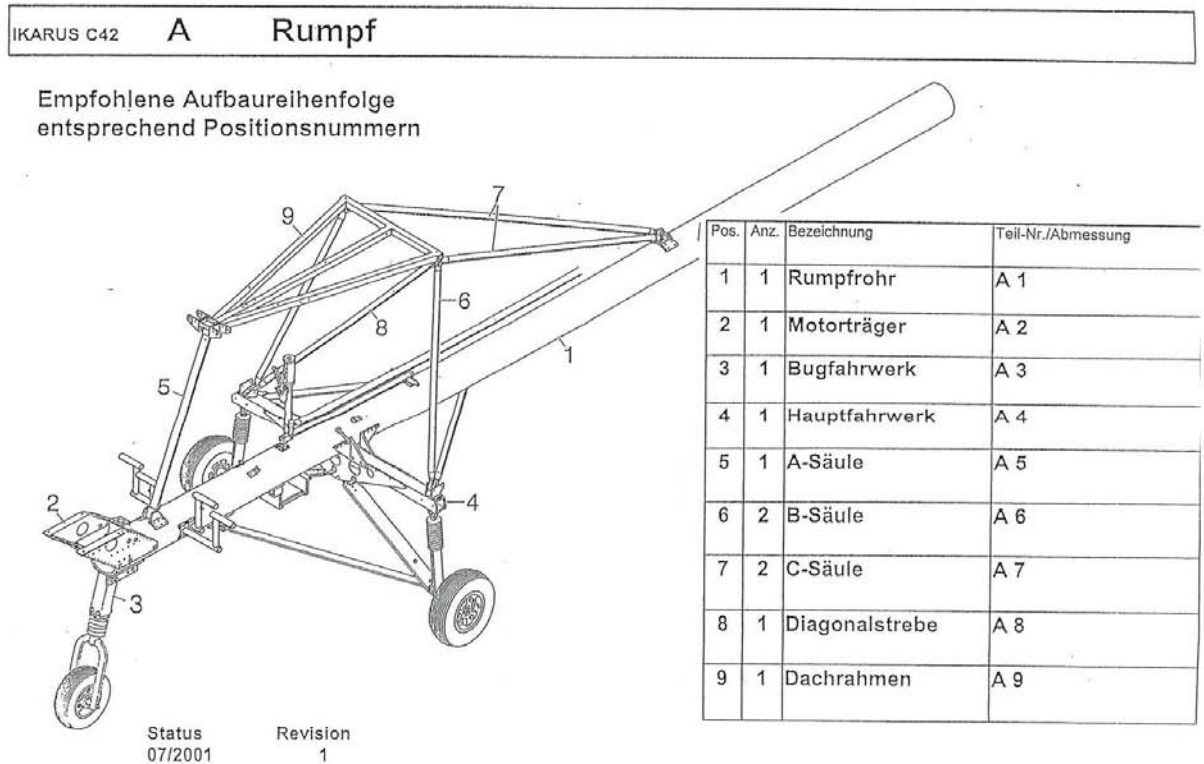


Abb. 3 und 4



Abb. 5 und 6



Abb. 7 und 8

