



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'investigaziun per accidents d'aviatica UIAA
Aircraft accident investigation bureau AAIB

Schlussbericht Nr. 1909

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Flugzeugs Pilatus PC-21, HB-HZB, Prototyp P02

vom 13. Januar 2005

auf dem Flugplatz Buochs, Gemeinde Buochs NW

ca. 12 km SSE von Luzern

Causes

L'accident est dû à une collision avec le terrain lors d'un vol de voltige en formation, très vraisemblablement en raison de la concentration du pilote de l'avion accidenté sur la manœuvre de rapprochement avec l'autre avion. Au cours de cette manœuvre il a omis de respecter sa hauteur par rapport au terrain survolé.

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

- L'altération des capacités visuelles du pilote
- La pression due à son horaire et les multiples charges du pilote
- Le niveau de difficulté de la figure en cause
- Le faible niveau d'entraînement de vol en formation
- Le non-respect des hauteurs et des séparations convenues

ALLGEMEINE HINWEISE ZU DIESEM BERICHT

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

Gemäss Anhang 13 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 künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. 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.

Massgebend für diesen Bericht ist die deutschsprachige Originalfassung.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) angegeben. Für das Gebiet der Schweiz galt im Unfallzeitpunkt die mitteleuropäische Zeit (MEZ) als Normalzeit (*local time* – LT). Die Beziehung zwischen LT, MEZ und UTC lautet: $LT = MEZ = UTC + 1 \text{ h}$.

In diesem Bericht wird aus Gründen des Persönlichkeitsschutzes für alle natürlichen Personen unabhängig von ihrem Geschlecht die männliche Form verwendet.

Inhaltsverzeichnis

<i>Inhaltsverzeichnis</i>	3
<i>Allgemeines</i>	7
1 Sachverhalt	8
1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf	8
1.1.1 Vorgeschichte	8
1.1.2 Flugverlauf	9
1.2 Personenschäden	10
1.3 Schaden am Luftfahrzeug	10
1.4 Drittschaden	10
1.5 Angaben zu Personen	10
1.5.1 Pilot P02	10
1.5.1.1 Flugerfahrung	11
1.5.1.2 Weitere Aufgaben	11
1.5.2 Pilot P01	12
1.5.2.1 Flugerfahrung	12
1.5.3 Passant	12
1.6 Angaben zum Luftfahrzeug	12
1.6.1 Allgemeines	13
1.6.2 Triebwerk	14
1.6.2.1 Allgemeines	14
1.6.2.2 Power Management System (PMS)	14
1.6.3 Propeller	14
1.6.4 Cockpit Ausrüstung	14
1.6.4.1 Allgemeines	14
1.6.4.2 Cockpit Auslegung vorderer Sitz	15
1.6.4.3 Head Up Display (HUD)	17
1.6.4.4 Höhenmessersysteme	17
1.6.5 Systembeschreibung Flugsteuerung	19
1.6.5.1 Primäre Steuerung	19
1.6.5.2 Sekundäre Steuerung	19
1.6.6 Schleudersitz	19
1.6.6.1 Allgemeines	19
1.6.6.2 Betriebsgrenzen	19
1.6.7 Druckkabine und Ausrüstung für den Anti-g-Anzug	20
1.6.8 Lackierung der Flugzeuge P01 und P02	20
1.6.9 Unterhalt des Luftfahrzeuges	20
1.7 Meteorologische Angaben	21
1.7.1 Allgemeine Wetterlage gemäss MeteoSchweiz	21
1.7.2 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort	21
1.7.3 Wetter gemäss Zeugenaussagen	22
1.7.4 Sonnenstand und Beleuchtung in Bezug auf den Flugplatz Buochs	22
1.7.4.1 Astronomische Daten für den 13.01.2005 (Normalzeit)	22
1.7.4.2 Sonnenstand	22
1.7.4.3 Schattenwurf durch das Gelände	22
1.7.4.4 Bewölkung	22

1.8 Navigationshilfen	23
1.9 Kommunikation	23
1.10 Angaben zum Flugplatz	24
1.11 Flugschreiber	24
1.11.1 Allgemeines	24
1.11.1.1 Einbauvorschriften für Flugdatenschreiber in der Schweiz	24
1.11.1.2 Flugschreiber im PC-21	24
1.11.1.3 Kurzbeschreibung des mission data recorders	24
1.11.1.4 Kurzbeschreibung der Flight Test Instrumentation	25
1.11.1.5 Mission Data Recorder im Unfallflugzeug P02	25
1.11.1.6 Mission Data Recorder im Schwesterflugzeug P01	25
1.11.2 Auswertung der Videoaufzeichnungen P01	25
1.11.2.1 Einleitung	25
1.11.2.2 Kamerainstallation	26
1.11.2.3 Kamerajustierung	26
1.11.2.4 Resultate der HUD Datenauswertung	27
1.11.2.5 Snapshots	27
1.11.2.6 Flugwege und Erarbeitung eines 3D- Modells	29
1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle	29
1.12.1 Unfallstelle	29
1.12.2 Aufprall	30
1.12.3 Erste Feststellungen an den Wrackteilen	30
1.12.3.1 Erste Aufschlagstelle	30
1.12.3.2 Zone zwischen erster und zweiter Aufschlagstelle	30
1.12.3.3 Zweite Aufschlagstelle	31
1.12.3.4 Aufschlagstelle Damm	31
1.12.3.5 Engelberger Aa	31
1.12.3.6 Allmend	31
1.12.4 Identifikation und Vermessung	31
1.12.5 Untersuchungen an den Wrackteilen	31
1.12.5.1 Flugsteuerung	32
1.12.5.2 Untersuchung Triebwerk PT6A-68 S/N 1712	33
1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen	33
1.13.1 Vorgeschichte und medizinische Befunde	33
1.13.2 Rechtsmedizinische Befunde	34
1.14 Feuer	34
1.15 Überlebensaspekte	34
1.16 Versuche und Forschungsergebnisse	35
1.16.1 Auswertung der Untersuchungen an den nichtflüchtigen Speichern	35
1.16.1.1 Auswertung open system mission computer	35
1.16.1.2 Auswertung Primary Flight Display (PFD)	36
1.16.2 Verifikationsflug	36
1.16.2.1 Programm	36
1.16.2.2 Ergebnisse der Verifikationsflüge	37
1.16.3 Untersuchungen am Schleudersitz	38
1.16.3.1 Technische Beschreibung	38
1.16.3.2 Situation am Unfallort.	38
1.16.3.3 Technische Untersuchung des vorderen Schleudersitzes	39
1.16.3.4 Schlussfolgerungen	39
1.16.4 Untersuchungen am Helm und Visier	39

1.17	Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung	40
1.17.1	Pilatus Flugzeugwerke - Flugbetrieb	40
1.17.1.1	Abteilung Flighttest	40
1.17.1.2	Abteilung Flight operation	40
1.17.2	Pilatus Flugzeugwerke – Unterhalt der PC-21 Prototypen	41
1.17.3	Bundesamt für Zivilluftfahrt - Zulassungsverfahren	41
1.18	Zusätzliche Angaben	42
1.18.1	Formations- und Vorführungsflüge – generelle Betrachtungen	42
1.18.1.1	Verhütung von Zusammenstößen – Gesetzliche Grundlagen	42
1.18.1.2	Flugveranstaltungs- Auflagen (FVA) des BAZL	42
1.18.1.3	Spezifische Schwierigkeiten im Formationsflug	43
1.18.1.4	Ausbildungsprogramm des PC-7 Team der Schweizer Luftwaffe	43
1.18.2	Formations- und Vorführungsflüge der Firma Pilatus	44
1.18.2.1	Vorführungsflüge mit dem PC-21	44
1.18.3	g – Belastung	44
1.18.3.1	g – induced loss of consciousness (g-loc)	44
1.19	Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken	44
1.19.1	Vermessung der Unfallstelle mittels Laserscanner und Photogrammetrie	44
2	Analyse	48
2.1	Technische Aspekte	48
2.1.1	Querruderstellung zum Zeitpunkt des Aufschlages:	48
2.1.1.1	Spoiler Links	48
2.1.1.2	Querruder	48
2.1.1.3	Schlussfolgerungen	48
2.2	Menschliche und betriebliche Aspekte	49
2.2.1	Medizinische Aspekte	49
2.2.1.1	Sehvermögen	49
2.2.1.2	g-Belastung	50
2.2.1.3	Rechtsmedizinische Aspekte	50
2.2.1.4	Schlussfolgerungen	50
2.2.2	Ausbildung und Training	51
2.2.3	Mehrfachbelastung	51
2.2.4	Beurteilung der geflogenen Manöver, der Sichtbarkeit und der Arbeitsbelastung	51
2.2.4.1	Horizontalkreis und Aufschliessmanöver P02	51
2.2.4.2	Sichtbarkeit des P01 im Aufschliessmanöver	52
2.2.4.3	Beurteilung der Fluglagen	52
2.2.4.4	Looping P01	53
3	Schlussfolgerungen	54
3.1	Befunde	54
3.1.1	Technische Aspekte P01	54
3.1.2	Technische Aspekte P02	54
3.1.3	Besatzung	54
3.1.4	Flugverlauf	55
3.1.5	Rahmenbedingungen	56
3.2	Ursachen	56

Anlagen	56
Anlage 1 Übersicht Unfallstelle	56
Anlage 2 Endlage verschiedener Wrackteile	56
Anlage 3 Sonnenstand- und Schattenwurfmodell	56
Anlage 4 Simulation des Aufpralls des Flugzeugs	56
Anlage 5 Rekonstruktion der beiden Flugwege	56

Schlussbericht

Eigentümer	Pilatus Flugzeugwerke AG, 6371 Stans
Halter	Pilatus Flugzeugwerke AG, 6371 Stans
Luftfahrzeugmuster	Pilatus PC-21 Prototyp
Herstellerland	Schweiz
Eintragungszeichen	HB-HZB
Ort	Flugplatz Buochs
Datum und Zeit	13. Januar 2005 , 16:39 Uhr

Allgemeines

Kurzdarstellung

Am Donnerstag, den 13. Januar 2005, wurde ein Trainingsflug durchgeführt, der als Vorbereitung für eine geplante Präsentation der beiden Pilatus PC-21 Prototypen im Ausland dienen sollte. Bei diesem Flug sollte ein Kunstflugprogramm trainiert werden.

Da bei diesem Flug zwei Flugzeuge des gleichen Typs eingesetzt wurden, wird im folgenden Bericht zur besseren Verständlichkeit die Seriennummer P01 für das Flugzeug HB-HZA und die Seriennummer P02 für das Flugzeug HB-HZB verwendet.

Gegen 16:33 Uhr starteten die beiden Pilatus PC-21 im Verband auf der Piste 07L in Buochs in östlicher Richtung. Das matt schwarz lackierte Flugzeug P01 flog während des Starts voraus und die silbern lackierte P02 folgte als „wing-man“. Nach dem Start stiegen beide Flugzeuge auf ca. 5000 ft QFE (Höhe über Platz). Dann führten sie einen steilen Sinkflug aus und überflogen die Piste in westlicher Richtung im Tiefflug und mit hoher Geschwindigkeit. Es folgte eine hochgezogene Umkehrkurve über Stans. Anschliessend überflog der Verband erneut die Piste 07L im Tiefflug. Nach einem schräg gestellten Vollkreis nach rechts mit einer Scheitelhöhe von 2200 ft QFE trennte sich der Verband über der Pistenmitte auf einer Höhe von ungefähr 400 ft QFE. Das Flugzeug P01 führte einen Looping über der Pistenachse aus, gleichzeitig flog das Flugzeug P02 im Tiefflug einen engen Vollkreis nach rechts. Gegen Ende des Vollkreises ging das Flugzeug P02 in einen flachen Sinkflug über. Wenig später berührte es mit der rechten Tragfläche den Boden. Beim Aufprall mit hoher Geschwindigkeit wurde das Flugzeug zerstört und es brach Feuer aus. Der Pilot erlitt tödliche Verletzungen. Im Zusammenhang mit dem Unfallgeschehen wurde ein Passant schwer verletzt.

Untersuchung

Der Unfall ereignete sich am 13. Januar 2005 um 16:39 Uhr. Die Meldung traf um 16:55 Uhr beim Büro für Flugunfalluntersuchungen (BFU) ein. Die Untersuchung wurde in Zusammenarbeit mit der Kantonspolizei Nidwalden am selben Tag um 18:00 Uhr an der Unfallstelle eröffnet.

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Vorgeschichte

Das Flugzeug Pilatus PC-21 war von den Pilatus Flugzeugwerken AG in Stans als Trainingsflugzeug für angehende Militär-Jetpiloten entwickelt worden. Es wurden zwei Flugzeuge als Prototypen gebaut und zur Erprobung und zur Durchführung von Test- und Zulassungsflügen verwendet. Im Dezember 2004 wurde dem Pilatus PC-21 die Musterzulassung erteilt. Die beiden Flugzeuge mit den Seriennummern P01 und P02 waren aber noch immer Prototypen und entsprachen nicht vollständig dem Baumusterzeugnis.

Neben der Flugerprobung wurden diese beiden Flugzeuge auch zur Vorführung für potentielle Kunden verwendet. In diesem Zusammenhang war die Teilnahme an Veranstaltungen im Ausland geplant. Dort sollte das gleiche Kunstflugprogramm gezeigt werden, welches bereits anlässlich der Flugschau Air 04 in Payerne im September 2004 von denselben Piloten vorgeführt worden war.

Der Abflug der beiden Flugzeuge ins Ausland war für Freitag, den 14. Januar 2005, vorgesehen. Als Vorbereitung für die Vorführungen sollte am Donnerstag, den 13. Januar 2005 noch ein gemeinsames Training stattfinden. Zuvor waren noch eine Kontrolle und das Waschen der Flugzeuge vorgesehen.

An beiden Flugzeugen wurden am Vormittag diese Unterhaltsarbeiten durchgeführt. Da neben der Kontrolle noch verschiedene Mängel zu beheben waren, ergab sich eine Verzögerung. Der Pilot des Flugzeugs P02 nutzte die Zeit zu einem Mitarbeitergespräch im Zusammenhang mit der Führungsaufgabe, welche er in seiner Abteilung wahrzunehmen hatte.

Erst nach 15:30 Uhr wurde das übliche Briefing über den Status der Flugzeuge und die Konfiguration durch einen Mitarbeiter der Abteilung „*Flighttest (EA)*“ möglich. Zu dieser Zeit waren beide Piloten damit beschäftigt, den Flug zusammen durchzusprechen. Beide hatten eine Kopie des geplanten Programms vor sich. Während der Pilot des P01 die Abfolge studierte, wurde der Pilot des P02 über die an seinem Flugzeug durchgeführten Arbeiten informiert.

Während des Briefings wurde bestimmt, dass P01 als *Leader* (Führer des Verbands) beginnen würde und als Minimalhöhe waren 500 ft über Grund festgelegt. Als Vorführachse diente die Piste 07L/25R und als *centro* (Mitte des Vorführraums) diente die Strasse, welche den Flugplatz quert. Für die kombinierte Kunstflugfigur Looping und Horizontalkreis wurde vereinbart, dass P01 auf der Pistenachse und P02 südlich des Pistenrandes fliegen würden.

Nachdem das Briefing beendet war teilten die Piloten mit, dass sie mit dem Status der Flugzeuge zufrieden seien und sie darauf warteten die Flugzeuge zu übernehmen.

Um 16:15 Uhr rief der Pilot des P02 erneut beim Mitarbeiter der Abteilung EA an, um sich nach dem Bereitschaftszustand seines Flugzeuges zu erkundigen, da der Pilot des Flugzeugs P01 bereits an Bord war. Er wurde darüber informiert, dass die Werkstatt dabei sei, das Flugzeug bereit zu stellen. Der Pilot bestieg das Flugzeug um ca. 16:25 Uhr im Hangar. Kurz darauf wurden die Arbeiten am Flugzeug abgeschlossen und das Flugzeug P02 aus dem Hangar gerollt.

1.1.2 Flugverlauf

Nachdem der Verband vom Flugverkehrsleiter Buochs die Freigabe erhalten hatte, rollten beide Flugzeuge zum Haltepunkt der Piste 07L. Gegen 16:33 Uhr starteten die beiden Pilatus PC-21 im Verband auf der Piste 07L in Buochs in östlicher Richtung. Das mattschwarz lackierte Flugzeug P01 flog während des Starts voraus und der silbern lackierte P02 folgte als *wing-man*. Nach dem Start stiegen beide Flugzeuge auf ca. 5000 ft QFE (Höhe über Platz). Dann führten sie einen steilen Sinkflug aus und überflogen die Piste in westlicher Richtung im Tiefflug und mit hoher Geschwindigkeit. Es folgte eine hochgezogene Umkehrkurve über Stans. Anschliessend überflog der Verband erneut die Piste 07L im Tiefflug. Nach einem schräg gestellten Vollkreis nach rechts mit einer Scheitelhöhe von 2200 ft QFE trennte sich der Verband über der Pistenmitte auf einer Höhe von ungefähr 430 ft QFE.

Diese Trennung erfolgte 6 Minuten und 12 Sekunden nach dem Lösen der Bremsen für den Start und wurde vom Piloten des Flugzeugs P01 mit den Worten „*looping, looping now*“ kommandiert. Als sein Flugzeug nach 14 Sekunden den Scheitelpunkt des Loopings passierte, bestätigte der Pilot mit dem Wort „*contact*“, dass er das andere Flugzeug sah.

Drei Sekunden später, als das Flugzeug P02 ungefähr 210° seines Horizontalkreises geflogen hatte, bestätigte dessen Pilot ebenfalls, dass er das Flugzeug im Looping im Blick hatte mit dem Wort „*visual*“.

Nach weiteren zehn Sekunden forderte er den Piloten des Flugzeugs P01 mit den Worten „*keep going*“ auf, seine Figur weiterzufliegen. Seine Position lag deutlich hinter derjenigen des Flugzeugs P01.

Zwei Sekunden später kommentierte der Pilot des P02 mit den Worten „*turn right*“ den Beginn der nächsten geplanten Figur, eine hochgezogene Umkehrkurve.

Nach weiteren acht Sekunden fragte der Pilot des Flugzeugs P01 „*where are you?*“, da er ein Aufschliessen des Flugzeugs P02 erwartete, dieses aber nicht in Sicht hatte.

Eine Sekunde später informierte der Beobachter der Übung am Boden „*we have an accident.*“

Nach Aussagen von Augenzeugen ging das Flugzeug P02 gegen Ende des Vollkreises in einen flachen Sinkflug über. Wenig später berührte es mit der rechten Tragfläche den Boden. Beim Aufprall mit hoher Geschwindigkeit wurde das Flugzeug zerstört und es brach Feuer aus. Der Pilot erlitt dabei tödliche Verletzungen.

Beim Unfall wurde ein Passant schwer verletzt.

Das Flugzeug P01 konnte unbeschädigt auf dem Flugplatz Buochs landen.

1.2 Personenschäden

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

1.3 Schaden am Luftfahrzeug

Das Flugzeug wurde zerstört.

1.4 Drittschaden

Durch den flachen Aufprall des Flugzeugs auf dem gefrorenen Gelände zwischen den beiden Pisten entstand in diesem Bereich nur ein geringer Landschaden. Allerdings erfolgte eine leichte Verschmutzung des Erdreichs durch austretenden Treibstoff.

Beim Aufprall des Flugzeugs am Schutzdamm der Engelberger Aa entstand Schaden am Damm und an der angrenzenden Vegetation. Der ausgetretene Treibstoff wurde weitgehend durch das Feuer verzehrt.

Ausserdem erfolgte eine leichte Verschmutzung der Engelberger Aa. Diese Verschmutzung wurde durch die zuständigen Wehrdienste bekämpft.

1.5 Angaben zu Personen**1.5.1 Pilot P02**

Person	Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1965
Lizenzen	Verkehrspilotenlizenz ATPL (A), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt am 29.11.2004 Ausweis für Helikopterberufspiloten CPL (H)
Berechtigungen	RTI (VFR/IFR); NIT (A); IFR (A); CRI (A); ACR (A)
Eingetragene Flugzeugklassen	SE Piston; Pilatus SET
Eingetragene Flugzeugmuster	PC12; PC9/PC7MkII
Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1 VDL (muss Brille tragen)
Letzte fliegerärztliche Tauglichkeitsuntersuchung	13.08.2004
Weitere Bewilligungen	Sonderbewilligung A für die Durchführung von Kunstflügen mit Unterschreitung der gesetzlichen Mindestflughöhe über Grund ausgestellt durch das BAZL am 02.08.2004

Geflogene Stunden	Total Flugzeug:	8480 h
	in den letzten 90 Tagen:	85 h
	PC-21:	411 h
	PC-21 in den letzten 90 Tagen:	48 h
Anzahl Flüge auf PC-21	374	in den letzten 90 Tagen: 45

1.5.1.1 Flugerfahrung

Seine fliegerischen Ausbildungen schloss der Pilot in der zivilen Luftfahrt ab.

Er hatte neben einer Klassenberechtigung für mehrmotorige, mit Kolbenmotoren angetriebene Flugzeuge auch die Musterberechtigungen für Cessna C501/551, Dornier DO328-100 und Piper PA31/42. Diese Berechtigungen waren aber nicht mehr gültig.

Vor seiner Anstellung bei den Pilatus Flugzeugwerken AG war er als Pilot zwei-strahlige Geschäftsreiseflugzeuge und Verkehrsflugzeuge mit Propellerturbinen-antrieb geflogen.

Die Berechtigung für Kunstflug wurde ihm 1991 durch das BAZL erteilt. Einen mehrwöchigen Testpiloten Kurs bei der NTPS (*National Test Pilot School*) hatte der Pilot im Jahre 2001 in den USA besucht. Gemäss vorliegenden Unterlagen wurde in dieser Schule keine Ausbildung in Kunstflug oder Formationsflug vermittelt. Alle Weiterbildungen im Kunstflug fanden firmenintern statt.

Am 16.11.2000 wurde der Pilot nach einem internen Check ermächtigt, Kunstflug bis auf eine Minimalhöhe von 500 ft auszuüben; die Ausbildung wurde mit einem PC-9 absolviert. Das erste Flugtraining mit einem PC-21 in Formations- und Tief-flug wurde am 26.08.2004 durchgeführt.

In den zwei Wochen vor dem Unfall hatte er mehrmals Kunstflüge durchgeführt.

Das am Unfalltag geflogene Kunstflugprogramm wurde von den beiden Piloten schon früher auf dem Flugplatz Buochs geübt.

1.5.1.2 Weitere Aufgaben

Der verunfallte Pilot des Flugzeugs P02 war neben seiner Tätigkeit als Werkpilot bei den Pilatus Flugzeugwerken AG im Jahr 2002 zum *Chief Test Pilot* und zum *Manager Flight Operation* ernannt worden. Zusätzlich zu seiner Tätigkeit als Test- und Werkpilot oblag ihm damit auch die Führung dieser Einheit, verbunden mit einer grossen Zahl organisatorischer Arbeiten.

Neben den Test- und Zulassungsflügen führte der Pilot auch viele Werkflüge für die Produktion der Pilatus PC-12 Flugzeuge durch. Weiter war die bevorstehende Reise zu organisieren und es mussten möglichst viele der vorhersehbaren Arbeiten vor seiner Abwesenheit erledigt werden.

1.5.2	Pilot P01	
	Person	Schweizerischer und Britischer Nationalität, Jahrgang 1942
	Lizenz	Ausweis für Berufspiloten CPL (A), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt am 05.07.2004
	Berechtigungen	RTI (VFR/IFR); NIT (A); IFR (A); ACR (A)
	Eingetragene Flugzeugklassen	Pilatus SET
	Eingetragene Flugzeugmuster	PC12; PC9/PC7MkII
	Medizinisches Tauglichkeitszeugnis	Klasse 1
	Letzte fliegerärztliche Tauglichkeitsuntersuchung	25.10.2004
	Weitere Bewilligungen	Sonderbewilligung A für die Durchführung von Kunstflügen mit Unterschreitung der gesetzlichen Mindestflughöhe über Grund ausgestellt durch das BAZL am 02.08.2004
	Geflogene Stunden	Total Flugzeug: 9152 h in den letzten 90 Tagen: 44 h PC-21: 354 h PC-21 in den letzten 90 Tagen: 37 h
	Anzahl Flüge auf PC-21	301 in den letzten 90 Tagen: 35

1.5.2.1 Flugerfahrung

Als Jetpilot einer ausländischen Luftwaffe wurde der Pilot im Rahmen der militärischen Richtlinien in Kunst- und Formationsflug ausgebildet und eingesetzt.

Die zivile Berechtigung für Kunstflug wurde ihm 1982 durch das BAZL erteilt.

Während seiner Tätigkeit bei Pilatus als Werk- und Testpilot gab er sein Fachwissen im Kunstflug betriebsintern weiter und bildete Piloten in dieser Sparte aus.

1.5.3 Passant

Schweizer Staatsbürger, Jahrgang 1977

Auf dem nordseitigen Damm der Engelberger Aa ist ein Spazierweg angelegt. Auf diesem spazierte ein Passant mit einem Hund Richtung Stans. Beim Aufprall der Trümmer am Damm erfolgte die Verbrennung des Treibstoffs. Die dabei entstandene Hitze- und Flammenfront erfasste den Passanten. Dieser wurde durch die Druckwelle in die Engelberger Aa geschleudert und dabei schwer verletzt.

1.6 Angaben zum Luftfahrzeug

Die beiden Flugzeuge waren als Prototypen im Zulassungsverfahren verwendet worden und entsprachen nicht vollständig dem inzwischen ausgestellten Baumusterzeugnis. Die aerodynamische Konfiguration war bei beiden Flugzeugen gleich.

1.6.1	Allgemeines	
	Hersteller	Pilatus Flugzeugwerke AG
	Muster	PC-21 Prototyp
	Charakteristik	Flugzeug mit Propellerturbinenantrieb, Tiefdecker in Ganzmetallbauweise mit Druckkabine und Schleudersitz
	Sitzpositionen	Tandemanordnung mit erhöhtem hinteren Sitz; Mindestbesatzung: ein Pilot auf dem vorderen Sitz
	Baujahr / Werknummer.	2004 / P02
	Lufttüchtigkeitszeugnis	Vorläufiges Lufttüchtigkeitszeugnis, ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt am 02.06.04/Nr.1 gültig bis 31.05.05. Gültig für Flüge im Rahmen des genehmigten Flugerprobungsprogramms. Geltungsbereich im nichtgewerbsmässigen Verkehr. Sonderkategorie Experimental (Prototyp).
	Zulassungsbereich	VFR Tag
	Betriebsstunden	161:17 h
	Masse und Schwerpunkt	Die anwendbaren Massen sind im AFM wie folgt festgelegt: <i>Basic empty mass: 2340 kg</i> <i>Maximum ramp mass: 3120 kg</i> <i>Maximum take off mass: 3100 kg</i> <i>Maximum landing mass: 3100 kg</i> <i>Maximum zero fuel mass: 2750 kg</i> <i>Maximum mass in bag. compartment: 25 kg</i> Die Abflugmasse des Flugzeuges betrug 2822 kg. Masse und Schwerpunkt lagen innerhalb der zulässigen Grenzen.
	Unterhalt	Am 12.01.2005 wurde bei 161:17 Betriebsstunden eine vorgezogene 100 Stunden-Kontrolle durchgeführt. WO No. 819742
	Treibstoff	462 Liter Treibstoff JET A1 an Bord gemäss <i>load sheet</i> . Auf Grund des Zerstörungsgrades und des Brandes stand kein Treibstoff für eine Untersuchung zur Verfügung.
	Verbleibende Flugdauer	ca. eine Stunde für den Flug bei niedriger Flughöhe und hoher Leistung.

1.6.2	Triebwerk	
1.6.2.1	Allgemeines	
	Hersteller	Pratt and Whitney Canada
	Baumuster	PT6A-68B
	Werknummer	S/N 1712
	Bauart	Zweiwellen Propellerturbine „free turbine turboprop“
	Baujahr	2003
	- Betriebszeit seit Herstellung	269:37 h
	- Flugzyklen seit Herstellung	336 <i>cycles</i>

1.6.2.2 Power Management System (PMS)

Das PMS reguliert die maximale Triebwerkleistung in Abhängigkeit der Geschwindigkeit (*power scheduling*). Beim Beginn des Starts steht nur eine reduzierte Triebwerkleistung zur Verfügung (805 kW resp. 1080 SHP), die dann automatisch mit zunehmender Geschwindigkeit sukzessive erhöht wird (über 200 kt auf 1193 kW resp. 1600 SHP).

Dadurch soll unter anderem das Verhalten des Flugzeugs beim Start und der Beschleunigung demjenigen eines Jet-Flugzeuges nachempfunden werden.

1.6.3	Propeller	
	Hersteller	Hartzell
	Baumuster	HC-E5A-2/E9193B,K
	Bauart	verstellbarer 5 Blatt Propeller in Kunststoff-Bauweise „5-bladed, variable pitch, feathering, constant speed composite propeller“

1.6.4 Cockpit Ausrüstung

1.6.4.1 Allgemeines

Das Flugzeug PC-21 verfügt über ein modernes Zweimann-Glascockpit in Tandemausführung. Die Ausrüstung besteht aus einer IFR Ausrüstung mit FMS nach zivilen Zulassungskriterien und einem militärischen *mission computer* Operationsrechner mit den entsprechenden Anzeigen.



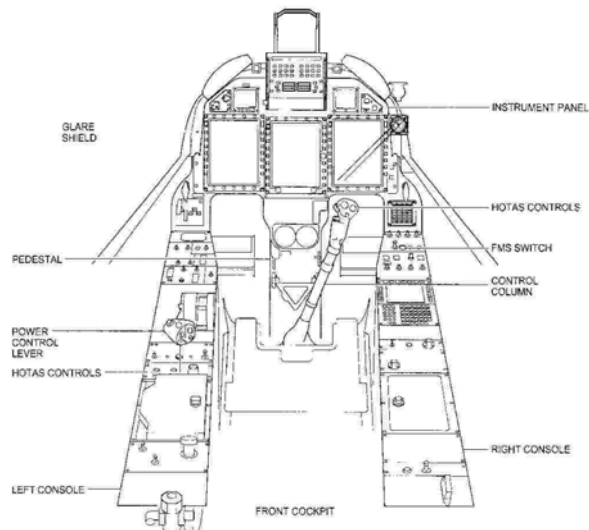
Ansicht des Tandem-Cockpits PC-21 P02

1.6.4.2 Cockpit Auslegung vorderer Sitz

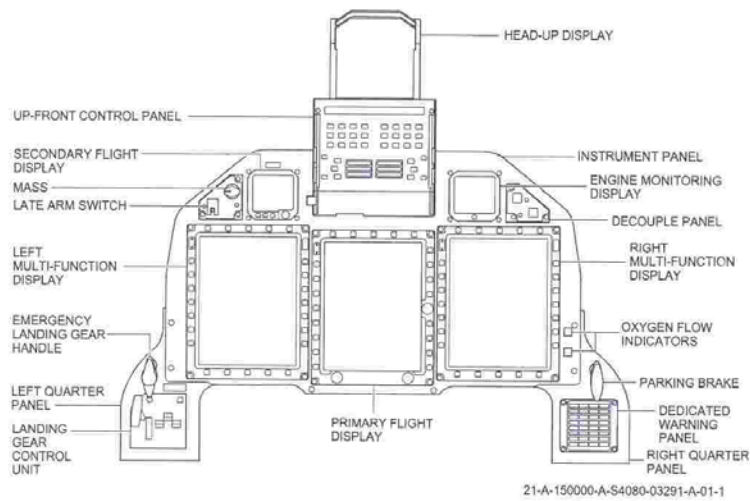
Die Bedienelemente und Anzeigen vorne sind in einem Hauptinstrumenten Panel, einem *glare shield panel*, links und rechts je einer Seitenkonsole sowie einem *pedestal* angeordnet. Die Steuerung erfolgt über so genannte *HOTAS (Hands On Throttle And Stick) controls* am Leistungshebel *Power Control Lever (PCL)* und an der Steuersäule.

Die Hauptelemente der Instrumentierung sind:

- *Head Up Display (HUD)*
- *Up Front Control Panel (UFCP)*
- *Engine Monitor Display*
- *Primary Flight Display (PFD)*
- *2 Multi Function Displays (MFD)*
- *AMLCD Standby Instruments*



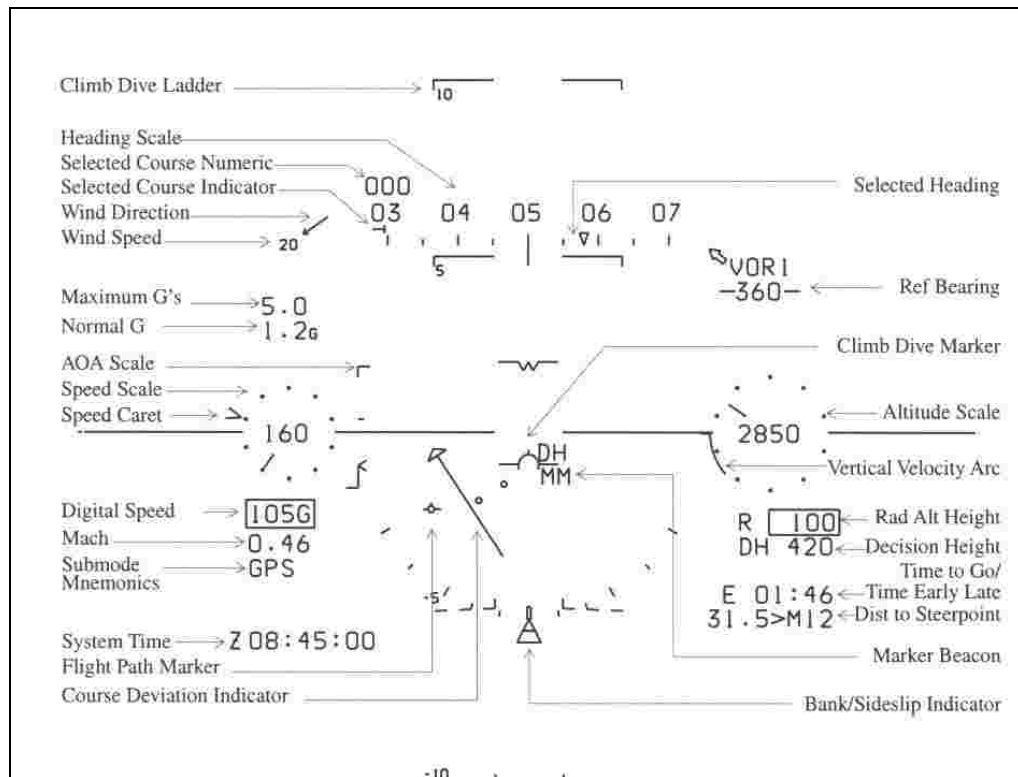
Auslegung des vorderen Arbeitsplatzes



Auslegung des Instrumenten Panels

1.6.4.3 Head Up Display (HUD)

Das Cockpit war vorne mit einem *head up display* ausgerüstet. Im primären Blickfeld des Piloten wurden dabei die wichtigsten Flugdaten eingespiegelt, so dass sie für den Piloten jederzeit sichtbar waren.



Beispiel für die im Blickfeld sichtbaren Angaben des *head up displays*

1.6.4.4 Höhenmessersysteme

Der PC-21 ist mit zwei verschiedenen Höhenmessersystemen ausgerüstet:

- einem barometrischen Höhenmessersystem
- einem Radio Höhenmessersystem

1.6.4.4.1 Barometrisches Höhenmessersystem bestehend aus den Komponenten

- *pitot static system*
- *primary air data computer ADC*
- *secondary air data unit ADU*

Das pitot static system (Prandtl) liefert die notwendigen Parameter, d.h. Statik- und Gesamtdruck dem *primary air data computer* (ADC). Dieser liefert die Höhendaten an die folgenden Geräte:

- *altimeter displays*
- *PFD*
- *FMS*
- *HUD signal generator-HSG*

Der ADC konvertiert die Drucksignale in *engineering units* und stellt diese Informationen auf dem ARINC Bus zur Verfügung.

Die *secondary air data unit* (ADU) ist eine *dumb box*, welche nur Drucksignale in digitale Rohsignale konvertiert. Erst im *secondary flight display* (SFD) werden diese Signale in sogenannte *engineering units* zur Darstellung umgerechnet.

Höhenmessfehler

Bei allen barometrischen Höhenmesssystemen von Flugzeugen treten Messfehler auf. Diese hängen unter anderem von der Fluggeschwindigkeit, Flughöhe und Flugzeugkonfiguration ab. Dieser Fehler ist insbesondere bei hohen Fluggeschwindigkeiten erheblich.

Der Prozessor des ADC konnte mit einem *static source error correction* (SSEC) *chip* ausgerüstet werden, um die bei den Zulassungsflügen ermittelten Messfehler zu korrigieren.

Das Unfallflugzeug P02 war mit einem SSEC *chip* ausgerüstet. Der korrigierte Messfehler betrug bei ungefähr 300 kt auf Flugplatzhöhe 30 ft +/- 15 ft.

Das Flugzeug P01 war nicht mit einem SSEC *chip* ausgerüstet.

Der Höhenmessfehler betrug beim Flugzeug P01 ohne SSEC *chip* bei ungefähr 300 kt auf Flugplatzhöhe 120 ft +/- 15 ft, d.h. der angezeigte Wert war ca. 120 ft niedriger als die effektive Höhe.

1.6.4.4.2 Radio Höhenmesser System bestehend aus den Komponenten

- *radar altimeter transceiver*
- *transmit antenna*
- *receive antenna*

Der *radar altimeter transceiver* (TXCVR) sendet ein Signal über die *transmit antenna* an den Boden. Das vom Boden reflektierte Signal wird von der *receive antenna* empfangen und von dieser an den TXCVR weitergeleitet. Der Empfänger berechnet die Höhe und übermittelt die Daten via ARINC 429 Bus an den *open system mission computer*, dem HSG und dem vorderen und hinteren PDF.

Beim Unterfliegen der eingestellten Entscheidungshöhe DH wird ein Signal vom vorderen PFD zur *audio management unit* AMU übermittelt.

1.6.4.4.3 Verwendung der angezeigten barometrischen Höhe im HUD von P01

Aus der Video Aufzeichnung der HUD Kamera konnten die Daten der barometrischen Höhenanzeigen auf dem HUD während des ganzen Fluges von P01 ermittelt werden. Die Daten der Höhenangaben basierten auf der QFE Einstellung vor dem Flug und gaben die Höhe über Flugplatz Buochs an.

Bei allen im Bericht eingetragenen Höhenangaben des P01 wurden die Werte übernommen, wie sie auf dem HUD angezeigt worden waren, d.h. die SSEC wurde nicht berücksichtigt.

1.6.5 Systembeschreibung Flugsteuerung

1.6.5.1 Primäre Steuerung

Das Flugzeug wurde mit drei unabhängigen Systemen gesteuert.

- Mit den Querrudern und Spoilern um die Längsachse (*roll control*)
- Mit dem Höhensteuer um die Querachse (*pitch control*)
- Mit dem Seitensteuer um die Hochachse (*yaw control*)

Die Höhen- und Seitensteuer wurden mittels Kabel und Stangen angelenkt.

Die Querruder wurden durch Stangen angelenkt. Die Auslenkung der beiden Querruder wurde hydraulisch durch einen *servo actuator* unterstützt.

Zur Erhöhung der Drehgeschwindigkeit um die Längsachse waren zwei hydraulisch angetriebene Spoiler links und rechts auf der Flügeloberseite neben den beiden Querrudern montiert. Sie wurden ab einer Querruder-Auslenkung nach oben von 4° nach oben betätigt und erreichten den Vollausschlag bei einer Querruder-Auslenkung von 14°.

Alle Ruder verfügten über eine elektrische Trimmung.

Das Flugzeug war mit einem Doppelsteuer ausgerüstet.

1.6.5.2 Sekundäre Steuerung

Die sekundäre Steuerung bestand aus Landeklappen und einer Luftbremse, welche hydraulisch betätigt wurden.

1.6.6 Schleudersitz

1.6.6.1 Allgemeines

Im Flugzeug P02 waren zwei Schleudersitze des Herstellers Martin Baker (MB) Typ A Mk CH16C installiert. Dieser Typ war ein Leichtbausitz für militärische Trainingsflugzeuge mit Propellerturbinenantrieb. Bis zum Zeitpunkt des Unfallfluges waren vier solche Sitze einer geplanten ersten Serie von 12 Sitzen gebaut worden.

1.6.6.2 Betriebsgrenzen

Der Schleudersitz Typ A Mk CH16C war als so genannter 0/0 Sitz spezifiziert, was heisst, dass ein erfolgreicher Abschuss bei Geschwindigkeit 0 kt und Flughöhe 0 ft über Grund gewährleistet war.

Die minimale Flughöhe über Grund für einen sicheren Abschuss in Bodennähe hing von folgenden Parametern ab:

- Flugzeug-Geschwindigkeit
- Querlage des Flugzeuges
- Sinkflugrate
- Lagewinkel

Die erforderlichen Minimalflughöhen für einen erfolgreichen Abschuss in Bodennähe wurden für die einzelnen Flugzustände in total 21 Tabellen festgehalten.

Bezogen auf den Unfallflug wird im Kapitel 1.15 näher auf diese Betriebsgrenzen eingegangen.

1.6.7 Druckkabine und Ausrüstung für den Anti-g-Anzug

Der PC-21 war als erstes Baumuster der Pilatus Trainer Familie mit einer Druckkabine ausgerüstet. Die Druckerzeugung und -regulierung erfolgte durch ein so genanntes Kabinenkonditionierungs-System, welches auch die Druckversorgung des Anti-g- Systems sicherstellte. Es war obligatorisch, bei jedem Flug einen Anti-g-Anzug zu tragen, und diesen am System anzuschliessen.

Der Pilot war beim Unfallflug mit einem Anti-g-Anzug ausgerüstet. Das Schadenbild am Anschlusschlauch des Anti-g-Anzug wies darauf hin, dass dieser am System angeschlossen war.

Es lagen keine Hinweise vor, insbesondere keine Äusserungen des Piloten, dass das Anti-g-System nicht funktioniert hätte.

1.6.8 Lackierung der Flugzeuge P01 und P02

Das Flugzeug P01 war matt schwarz lackiert (Akzo Aerodex Finish matt 00744 schwarz).

Das Unfallflugzeug P02 war silbergrau lackiert (Akzo ECL-G-850 Mica Silver non metallic System plus ECL-G-2 Clearcoat).



1.6.9 Unterhalt des Luftfahrzeuges

Die Flugzeuge wurden von der Fachstelle *Experimental shop* (AX) der Firma Pilatus Flugzeugwerke AG unterhalten.

Ausgeführte periodische Kontrollen am Flugzeug P02:

Datum		Zellenstunden (<i>time since new</i>)
12.01.2005	100 + 50 + 25 Std. Kontr.	161.17 Std.
03.12.2004	25 + 50 Std. Kontr.	143.48 Std.
05.10.2004	25 Std. Kontr.	115.57 Std.
13.09.2004	100 + 50 + 25 Std. Kontr.	92.31 Std.
27.08.2004	25 Std. Kontr.	73.10 Std.
07.08.2004	25 + 50 Std. Kontr.	50.31 Std.
09.07.2004	25 Std. Kontr.	25.33 Std.

Zusätzlich zu den periodischen Kontrollen wurden die angefallenen Störungen laufend behoben sowie vom *Flight Test Department* angeordnete Modifikationen und Versuche ausgeführt. Alle diese Arbeiten wurden ordnungsgemäss dokumentiert.

Es waren keine Lufttüchtigkeitsanweisungen publiziert und somit keine fällig.

Die Untersuchung hat ergeben, dass zwecks Zugänglichkeit zu diversen Komponenten, die Schleudersitze aus- und wieder eingebaut worden waren. Diese Aus- und Einbauten wurden nicht spezifisch protokolliert.

1.7 Meteorologische Angaben

1.7.1 Allgemeine Wetterlage gemäss MeteoSchweiz

In einer nordwestlichen Höhenströmung hatte eine abgeschwächte Kaltfront im Laufe des Tages die Schweiz überquert. Ein Hochdruckgebiet, dessen Zentrum über Frankreich lag, beeinflusste zunehmend das Wetter in der Schweiz.

1.7.2 Wetter zur Unfallzeit am Unfallort

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

Wolken	3-4/8 auf 6000 ft AMSL
Sicht	um 10 km
Wind	Variabel mit 1 – 3 kt
Temperatur/Taupunkt	05 °C / 02 °C
Luftdruck	QFE 977 hPa; QNH 1030 hPa
Gefahren	keine erkennbaren

1.7.3 Wetter gemäss Zeugenaussagen

Ein Zeuge beschrieb das Wetter als recht gut bei einer Sicht von über 20 km. Es lag eine aufgerissene Wolkendecke von etwa 4/8 auf 6000 bis 7000 ft AMSL in der Gegend des Buochserhorns. Infolge des niedrigen Sonnenstandes um diese Tageszeit erschienen die Wolken im Vergleich zum Gelände sehr hell.

1.7.4 Sonnenstand und Beleuchtung in Bezug auf den Flugplatz Buochs

1.7.4.1 Astronomische Daten für den 13.01.2005 (Normalzeit)

Sonnenaufgang	08:09 Uhr
Sonnenuntergang	17:02 Uhr
Ende der Bürgerlichen Abenddämmerung	17:36 Uhr
Mondaufgang	10:26 Uhr
Monduntergang	20:57 Uhr
Mondphase	0.15 (zunehmend)

Bemerkungen:

Die Zeit für das Ende der Bürgerlichen Abenddämmerung weicht von dem im AIP publizierten Wert (17:40) ab, weil sich letzterer auf Bern bezieht.

Ebenso sind "Sonnenaufgang" und "Sonnenuntergang" nicht mit den im AIP definierten "*sunrise*" und "*sunset*" gleichzusetzen, weil diese Zeiten unterschiedlich definiert sind.

1.7.4.2 Sonnenstand

Zum Unfallzeitpunkt stand die Sonne tief am Südwesthorizont. Das Azimut betrug 235°, die Elevation 2.6°.

Diese Werte sind bezogen auf den mathematischen Horizont und korrigiert um die atmosphärische Refraktion.

Der Sonnendurchmesser betrug 32.5 Bogenminuten (ca. 0.5 Grad).

1.7.4.3 Schattenwurf durch das Gelände

Der Schattenwurf auf das Gelände wurde vom Bundesamt für Landestopografie für einen Sonnenstand von 2.6 Grad berechnet. Es ist dabei zu beachten, dass sich bei einem so flachen Einfallswinkel allfällige Ungenauigkeiten des Höhenmodells (DHM25) entsprechend stark auswirken.

Das Modell zeigt weite Teile der Landschaft im Schatten, inklusive den ganzen südlichen Teil des Flugplatzes mit der Piste. Der Bürgenstock sowie die Südwestseite der Rigi konnten noch Sonnenlicht empfangen. Siehe dazu Anlage 3

1.7.4.4 Bewölkung

Bei einem Sonnenstand von 2.6 Grad wirkte sich auch wenig Bewölkung stark aus. Die Videoaufzeichnungen der Kamera des Flugzeuges P01 zeigten Bewölkung und den vollständig im Schatten liegenden Flugplatz.

1.8 Navigationshilfen

Nicht betroffen.

1.9 Kommunikation

Die Formation stand mit dem Flugplatzverkehrsleiter von Buochs (Buochs TWR) in Funkkontakt. Dieser Funkverkehr wickelte sich auf der Platzfrequenz von 119.625 MHz ab und wurde vom Piloten des Flugzeugs P01 geführt.

Nach dem Anlassen des Triebwerks verlangte der Pilot des Flugzeugs P01 die Freigabe für das Rollen und erhielt diese. Während des Rollens informierte der Pilot den Flugverkehrsleiter über das geplante Programm. Nach dem Auflinieren der Formation auf der Piste 07L erteilte der Flugverkehrsleiter die Freigabe für den Start.

Nach dem die Formation für den Beginn des Trainings bereit war, meldete sie sich über Gersau auf 5000 ft. Der Flugplatzverkehrsleiter bewilligte diese wie folgt:

„....aerobatics approved, wind calm“

Danach erfolgte kein weiterer Funkkontakt mehr zwischen dem Flugverkehrsleiter und dem Verband.

Zwischen den beiden Piloten der Flugzeuge P01 und P02 wurde auf der Werkflugfrequenz kommuniziert. Der Beobachter am Boden kommunizierte ebenfalls auf dieser Frequenz mit den Piloten.

Untenstehend die Abschrift der Funksprüche vom Beginn des Looping bis zum Unfallzeitpunkt.

Zeit in Minuten und Sekunden seit:					
Einschalten des Haupt- schalter	Bremsen- lösen beim Start	Kommando „ <i>looping, looping, now</i> “	Text	durch	Position des Flugzeuges
21:09	06:12	0:00	<i>looping, looping now</i>	Pilot P01	
21:14	06:17	0:05	<i>nice</i>	Beobachter	
21:23	06:26	0:14	<i>contact</i>	Pilot P01	Scheitelpunkt des Loopings
21:26	06:29	0:17	<i>visual</i>	Pilot P02	nach unge- fähr 210° des Vollkrei- ses
21:36	06:39	0:27	<i>keep going</i>	Pilot P02	
21:38	06:41	0:29	<i>turn right</i>	Pilot P02	
21:46	06:49	0:37	<i>where are you</i>	Pilot P01	
21:47	06:50	0:38	<i>we have an accident</i>	Beobachter	

1.10 Angaben zum Flugplatz

Der Flugplatz Buochs mit der ICAO Kennung LSZC war ein kombiniert militärisch und zivil genutzter Flugplatz. Der Flugplatzbezugspunkt (*airport reference point* ARP) lag bei N 46°58'28" und E 008°23'49" (WGS 84) bzw. 672 910/202 990 (Swiss Grid) 2 km westlich von Buochs. Die Bezugshöhe betrug 1473 ft AMSL beziehungsweise 449 m/M.

Die Hartbelagpiste 07L/25R hatte eine Länge von 2000 m und eine Breite von 40 m. Ihre magnetische Richtung betrug 064° bzw. 244° bei einer Variation von 0°39'E.

300 m südlich davon lag parallel die so genannte "Notpiste" 07R/25L mit einer Länge von 1500 m und einer Breite von 40 m. Diese war ebenfalls eine Hartbelagpiste.

Der Flugplatz konnte sowohl während seiner Betriebszeiten mit einem Flugplatzverkehrsdienst als auch ausserhalb dieser Zeiten benutzt werden. Zu allen Zeiten war eine vorgängige Bewilligung notwendig (*prior permission required* PPR).

Der Flugplatz wurde von der Firma Pilatus Flugzeugwerke AG als Werkflugplatz genutzt. Der Flugplatz konnte vom Werkgelände her über einen Rollweg erreicht werden. Dieser überquerte eine öffentliche Strasse. Der Übergang Rollweg/Strasse war mit einer per Funk bedienten Signalanlage versehen.

Während der Militärflugdienstzeiten war eine Kontrollzone der Klasse D von Grund bis Flugfläche 130 aktiv.

1.11 Flugschreiber

1.11.1 Allgemeines

1.11.1.1 Einbauvorschriften für Flugdatenschreiber in der Schweiz

Für dieses Flugzeug war der Einbau eines Flugdatenschreibers nicht vorgeschrieben.

1.11.1.2 Flugschreiber im PC-21

In den beiden Flugzeugen P01 und P02 waren normalerweise ein *mission data recorder system* sowie ein *flight test instrumentation system* eingebaut.

Alle Geräte der *flight test instrumentation* waren aber für den Vorführflug im Ausland bei beiden Flugzeugen ausgebaut worden.

1.11.1.3 Kurzbeschreibung des mission data recorders

Der *mission data recorder* basiert auf einem Rechner mit einem Windows XP Betriebssystem und hat folgende Funktionen:

- Aufzeichnen von Daten des *open system mission computer* sowie 2 Videokanälen und 2 Audiokanälen auf der *removable memory module* (Datenspeicher), einer *solid state* NTSF formatierten Disk.
- Bei der Flugvorbereitung können Daten für den Flug am Boden mittels eines PC auf der *removable memory module* (*Brick*) gespeichert werden, im Flug werden diese Daten dann vom *open system mission computer* abgerufen. Andererseits werden Flugdaten über den *open system mission computer* aufgezeichnet und später am Boden ausgewertet.

- Die vom *open system mission computer* aufbereiteten Daten werden über eine Ethernet Verbindung auf den *mission data recorder* geführt. Video und Audiosignale werden über separate Eingänge zugeführt.
- Im *permanent memory module* auf der PCMCIA *flash storage card* waren das Betriebssystem Windows XP und *application software* gespeichert.

1.11.1.4 Kurzbeschreibung der Flight Test Instrumentation

Als zusätzliche Ausrüstung zur Durchführung der Zertifizierungsflüge war im Gepäckraum hinter dem Cockpit ein *flight test instrumentation system* eingebaut. Dieses bestand aus Datenerfassung, Telemetrie, Aufzeichnung und Sensoren.

Es konnten 256 verschiedene Signale aufbereitet und aufgezeichnet werden. Der Grossteil der Signale stammte von Dehnungsmessstreifen, die an vielen relevanten Stellen im Flugzeug angebracht waren. Weiter wurden auch Systemdaten aufgezeichnet.

Die Daten wurden über das eingebaute Funk- Telemetriesystem an die Bodenstation übertragen und gleichzeitig auf einem *solid state data recorder* mit einer Kapazität von 3.26 Gigabyte aufgezeichnet. Somit blieben die Daten bei einem Unterbruch der Telemetrie im Flugzeug gespeichert.

Das Telemetriesystem arbeitet im VHF Bereich. Die 4 Antennen am Flugzeug, gleichmässig am Rumpfumfang angeordnet, wurden von einem 15 Watt FM Sender gespeist.

1.11.1.5 Mission Data Recorder im Unfallflugzeug P02

Der *mission data recorder* war im Flugzeug eingebaut. Da kein *removable memory module* eingebaut war, konnten keine Aufzeichnungen gemacht werden. Somit standen der Untersuchung keine Flugparameter für die Untersuchung zur Verfügung.

Auf Grund der geringen Beschädigung des *mission data recorders* und anderer elektronischer Geräte im diesem Bereich des Cockpits kann angenommen werden, dass aufgezeichnete Flugparameter auslesbar gewesen wären.

1.11.1.6 Mission Data Recorder im Schwesterflugzeug P01

Der *mission data recorder* war im Flugzeug eingebaut. Ein *removable memory module* war montiert und in Betrieb. Nach Angaben der Pilatuswerke AG funktionierte die Datenzuführung über das Ethernet nicht. Dadurch wurden im *removable memory module* keine Flugparameter aufgezeichnet. Hingegen hatte der *removable memory module* das Videosignal aus der Bordkamera und das Audiosignal aus der *audio management unit* aufgezeichnet, da diese beiden Signale über einen separaten Eingang verfügten. Video und Audio konnten ausgewertet werden.

1.11.2 Auswertung der Videoaufzeichnungen P01

1.11.2.1 Einleitung

Die Flugzeuge P01 und P02 waren mit einer vor dem HUD fest installierten Kamera ausgerüstet. Die Kamera erfasste das Gebiet vor dem Flugzeug. Die Symbole des HUD wurden dabei elektronisch dem Videosignal überlagert. Dieses Signal konnte vom *mission data recorder* aufgezeichnet werden.

Im Unfallflugzeug P02 war kein *removable memory module* eingebaut, so dass keine Aufzeichnung verfügbar war. Die Videodaten des Schwesterflugzeuges P01 waren hingegen verwertbar und erlaubten eine Rekonstruktion des Loopings des P01 vor dem Unfall.

Für die Auswertung wurden die Daten in zwei Teilbereiche gegliedert:

- Daten, welche nur auf den HUD Anzeigen beruhten und daher unabhängig vom Videosignal der Kamera waren.
- Daten, welche zusätzlich das im Video sichtbare Gelände einbezogen und deren Auswertung deshalb abhängig von den Eigenschaften der Kamera und deren Einbau waren. Hier mussten durch die Toleranzen der Kamera-Ausrichtung und dem Überlagern der HUD Symbolik grössere Abweichungen in Kauf genommen werden als dies normalerweise üblich ist.

Zur Beurteilung der Genauigkeit der verwendeten Video- Daten wurden diese mit einem früheren Flug der P02 verglichen, bei welchem die Flugdaten aufgezeichnet worden waren. Der Vergleich zeigte, dass diese Methode zu genügend genauen Resultaten führt. Dabei ist zu beachten, dass die Videoaufzeichnungen 30 Datensätze pro Sekunde lieferten, während der *mission data recorder* lediglich einen Datensatz pro Sekunde lieferte.

1.11.2.2 Kamerainstallation

Da das Flugzeug nur für den Piloten auf dem vorderen Cockpitsitz mit einem HUD ausgerüstet war, wurde für den Piloten auf dem hinteren Cockpitsitz eine Darstellung auf einem Video Monitor erstellt. Diese zeigte einerseits ein Videobild der Sicht nach vorne und darauf überlagert die Informationen des HUD.

Die digitale Videokamera war mit einem Objektiv der Brennweite 16 mm ausgestattet. Die Kamera war vor und etwas unter dem HUD mit einer Längsneigung von minus 3° gegenüber der Flugzeug Längsachse montiert.

Da verschiedene Unsicherheiten bezüglich dem aufgezeichneten Gesichtsfeld bestanden, wurde dieses während der Untersuchung in einem Versuch ermittelt. Das horizontale Gesichtsfeld betrug etwa 21.8° und das vertikale etwa 15.5°.

1.11.2.3 Kamerajustierung

Damit die Anzeigen von HUD und Videobild mit der Flugzeuglängsachse übereinstimmten, mussten diese justiert werden. Dies geschah in zwei Schritten:

1. Die HUD-Symbolik wurde nach der Flugzeuglängsachse justiert
2. Das Bild der Kamera wurde auf die Flugzeuglängsachse und die HUD Darstellung zentriert

Einige Zeit nach dem Unfall musste der HUD Symbolgenerator, in welchem auch die Justierungen gespeichert waren, am Flugzeug P01 ausgetauscht werden. Danach wurden HUD Symbole und Video neu eingestellt.

Mit dem oben erwähnten Versuch und den vorhandenen Videodaten konnte die Justierung zum Zeitpunkt des Unfalls mit guter Genauigkeit rekonstruiert werden. Die optische Achse war gegenüber der Flugzeug-Längsachse ca. 3° nach unten geneigt (was dem mechanischen Einbau entspricht) und ca. 1.8° nach rechts verschoben. Diese Werte waren in Übereinstimmung mit den Beobachtungen auf dem Video von Start und Anflug.

1.11.2.4 Resultate der HUD Datenauswertung

Allgemeines: Für die HUD Datenauswertung wurde ausschliesslich die HUD Symbolik auf dem Video verwendet, das heisst ohne Referenz zum Gelände. Dies bedeutete, dass die Daten innerhalb der System- und Ablesegenauigkeit korrekt waren.

Pitch Lage: Im ersten Viertel des Loopings war die *pitch rate* konstant. Danach zeigte sie leichte Schwankungen und gegen Ende des Loopings eine Abnahme.

Querlage: Der Rollwinkel im Looping war annähernd null bis zum letzten Viertel, wo die Querlage ca. 10°-28° nach rechts betrug.

Steuerkurs: Das *heading* vergrösserte sich im ersten Viertel des Loopings von ca. 64° (Pistenrichtung) auf ungefähr 70°. Im letzten Viertel des Loopings veränderte sich das *heading* kontinuierlich von 56° auf 86° und war somit nie stabil.

Im Rückenflug konnte das *heading* nicht eindeutig bestimmt werden, weil nur die Teilstriche auf dem Video aufgezeichnet waren, nicht aber die Zahlen. Für das erste Viertel des Loopings dienten die Pistenmarkierungen als Referenz, für das letzte Viertel die vorbeilaufende Null-Markierung der HUD Symbolik.

Druckhöhe (BAROALT): Der Höhenmesser war auf QFE eingestellt und zeigte demzufolge die Höhe über Platz. Der Looping wurde auf 390 ft QFE begonnen und endete auf 180 ft QFE; der Höhenverlust betrug also rund 210 ft.

Der Scheitelpunkt des Loopings lag bei etwa 3860 ft QFE.

Radiohöhe (RADALT): Die Radiohöhe war zu Beginn des Loopings rund 100 ft höher als die barometrische Höhe. Beim Ende des Loopings waren es rund 150 ft (was durch die Längsneigung der Piste mindestens zum Teil erklärt werden kann).

Diese Diskrepanz kann kaum durch die Trägheit des BAROALT verursacht sein, weil in diesem Fall die barometrische Höhe grösser wäre als die Radiohöhe.

Ein Vergleich mit früheren Daten der P02 zeigte denselben Effekt.

Eine Datenanalyse verschiedener Flüge ergab, dass die Diskrepanz auf die unterschiedliche Flugzeugkonfiguration zurückzuführen war (Fahrwerk und Landeklappen eingefahren).

Normalbeschleunigung: Die Normalbeschleunigung (N_z) konnte für etwas weniger als die erste Hälfte des Loopings nicht eindeutig bestimmt werden. In der zweiten Hälfte stieg die Belastung zweimal kurzzeitig von 4 g auf 5 g. Die minimale Beschleunigung betrug im Scheitelpunkt des Loopings +0.4 g.

1.11.2.5 Snapshots

Im Zusammenhang mit dem Flugverlauf wurden die Datensätze für fünf spezifische Momente wie folgt ermittelt:

Zum Zeitpunkt des Funkspruchs: "*looping, looping now*" waren die folgenden Daten aus dem HUD des P01 herauszulesen:

- Video Zeit: 00:21:09
- Höhe: 430 ft Baro Alt
- Höhe: 741 ft Rad Alt
- IAS: 309 kt
- Heading: 062°
- N_z : 3,3 g

- Pitch: -5.8°
- Angle of Bank (AOB): 50° rechts

Ungefähr eine Sekunde später, im Moment als Längs- und Querlage null waren, zeigten die Daten die folgenden Werte:

- Video Zeit: 00:21:10
- Höhe: 390 ft Baro Alt
- Höhe: 487 ft Rad Alt
- IAS: 308 kt
- Heading: 065°
- N_z : 3,6 g
- Pitch: $+0^\circ$
- AOB: 0°

Zum Zeitpunkt als das Flugzeug P01 die geplante Minimalhöhe von 500 ft QFE durchflog und die Aussage „*keep going*“ hörbar war, konnten die folgenden Daten aus den HUD- Aufzeichnungen herausgelesen werden:

- Video Zeit: 00:21:36
- Höhe: 500 ft Baro Alt
- Höhe: 689 ft Rad Alt
- IAS: 300 kt
- Heading: 070°
- N_z : 3.0 g
- Pitch: -20°
- AOB: 20° rechts

Zum Zeitpunkt des Funkspruchs: "*turn right*" waren die folgenden Daten aus dem HUD herauszulesen:

- Video Zeit: 00:21:38
- Höhe: 270 ft Baro Alt
- Höhe: 430 ft Rad Alt
- IAS: 307 kt
- Heading: 077°
- N_z : 3.1 g
- Pitch: -10°
- AOB: 25° rechts

Beim Erreichen der niedrigsten Höhe des Flugzeugs P01 waren die folgenden Daten aus dem HUD herauszulesen:

- Video Zeit: 00:21:39
- Höhe: 180 ft Baro Alt
- Höhe: 331 ft Rad Alt
- IAS: 308 kt
- Heading: 084°
- N_z : 3.1 g
- Pitch: 0°
- AOB: 23° rechts

1.11.2.6 Flugwege und Erarbeitung eines 3D- Modells

Anhand von verschiedenen im Video sichtbaren Referenzpunkten wurde der Flugweg des P01 rekonstruiert. Als Grundlage dienen:

- Berechnungen aus den Videoaufzeichnungen des Flugzeugs P01
- Orthophotos des Flugplatzes und seiner Umgebung
- Digitales Höhenmodell (DHM 25)
- 2D- Plan des Flugplatzes
- Daten aus der Vermessung des Unfallplatzes

Der Flugweg des P02 wurde mathematisch nachgebildet und auf Grund der Daten aus früheren Flügen sowie den Aussagen von Piloten und Zeugen verifiziert. Zeitlich wurde die Figur an den von P01 geflogenen Looping angepasst. Als Startpunkt wurde die Position als „wing-man“ in der Formation zu Beginn des Loopings und als Endpunkt die Aufschlagstelle verwendet.

Diese beiden Flugwege wurden dreidimensional gezeichnet und in das Gelände eingepasst. Der rekonstruierte Flugweg von P01 wurde mit den vorhandenen Videobildern bestmöglich korreliert (siehe Anlage 5).

Der Looping wurde mit einiger Sicherheit auf Höhe der Pistenmitte und leicht rechts der Pistenachse begonnen.

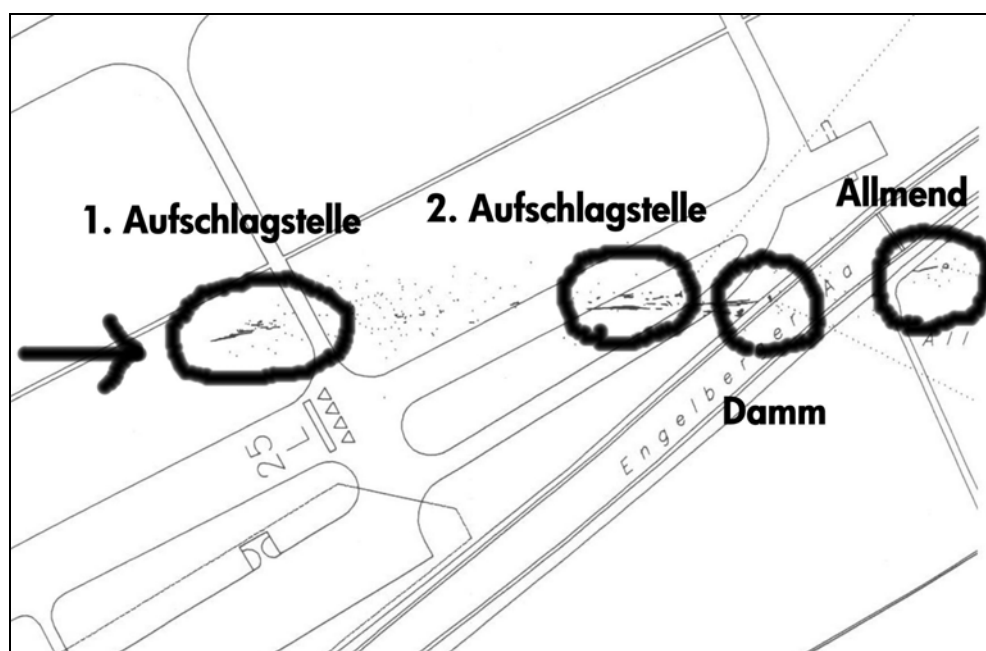
Ungefähr sechs Sekunden vor dem Ende des Loopings geriet das Flugzeug über die Pistenachse nach rechts. Die Distanz zur Pistenachse vergrösserte sich bis auf ca. 140 Meter am Ende des Loopings.

Der Looping wurde ca. 600 m bis 1000 m nach der Pistenmitte beendet.

1.12 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.12.1 Unfallstelle

Die Unfallstelle lag grösstenteils auf dem Gelände des Flugplatzes Buochs und erstreckte sich vom Gebiet nördlich der Pistenschwelle 25L über die Engelberger Aa bis hin zur Buochser Allmend. Siehe dazu auch Anlage 1. Der Schadenplatz war ca. 520 m lang und ca. 110 m breit.



1.12.2 Aufprall

Unmittelbar vor dem Aufprall flog das Flugzeug mit ungefähr 30°- 40° Querlage rechts in einem leichten Sinkflug. Das Flugzeug berührte das gefrorene, flache Flugplatzgelände mit dem Randbogen des rechten Flügels. Siehe dazu die detaillierte Simulation in Anlage 4.

Nach dem Abrollen schlitterte das Flugzeug über einen Rollweg und wurde wieder in die Luft katapultiert. In dieser Phase begann das Kabinendach zu bersten. Die Strecke bis zum zweiten Aufprall betrug ca. 160 m. Während dieser Flugphase lösten sich Teile des Flügels und des Flugzeugrumpfes. Beim zweiten Aufprall auf dem Flugplatzgelände, zwischen Piste 25L und dem Damm der Engelberger Aa, wurde das Heckteil weggerissen. Der Rest des Flugzeuges schlitterte den Boden entlang und prallte nach ca. 75 m seitlich, mit dem Rumpfvorderteil nach Süden zeigend, auf die Böschung des Dammes. Bei diesem Aufprall zerlegte sich das Flugzeug in mehrere Teile, welche in verschiedene Richtungen geschleudert wurden. Hierbei brach ein intensives Feuer aus.

Der Flügel trennte sich vom Rumpf und fand seine Endposition auf dem Damm. Der Pilot und der vordere Schleudersitz wurde am südöstlichen Ufer der Engelberger Aa gefunden. Das Triebwerk wurde in die Engelberger Aa geschleudert. Der Rumpf mit Cockpit sowie der Schleudersitz des hinteren Cockpits wurden ca. 150 m weit über den Fluss auf die Buochser Allmend geschleudert.

Die Distanz von der ersten Bodenberührung bis zur Endlage des Rumpfes betrug 440 m.

Schweizer Landeskoordinaten (*Swiss Grid*):

Erste Aufschlagstelle	673 570 / 203 150
Zweite Aufschlagstelle	673 740 / 203 160
Aufschlagstelle Damm	673 870 / 203 150
Aufschlagstelle Allmend	674 010 / 203 170

Blatt Nr. 1171 Beckenried, Landeskarte der Schweiz 1:25 000

1.12.3 Erste Feststellungen an den Wrackteilen

Siehe dazu auch Anlagen 1 und 2.

1.12.3.1 Erste Aufschlagstelle

Die zuerst abgerissenen Trümmerteile gehörten zum rechten Flügelrandbogen und zum rechten Querruder.

Im Umfeld der Aufschlagstelle lagen die abgerissenen, stark zersplitterten Propellerblätter.

An der Stelle, an welcher der Rumpf erstmals aufschlug, lag ein Teil des Triebwerk-Ölkühlers.

1.12.3.2 Zone zwischen erster und zweiter Aufschlagstelle

Diese Zone war übersät mit Trümmerteilen des in der Luft auseinander gebrochenen Flugzeuges. Die markantesten Teile waren:

- Teile des Querruders rechts
- Teile der Luftbremse
- Teile des Landeklappensystems
- Teile der Flügelintrittskanten links und rechts

- Plexiglasteile der Kabinendachs
- Pilotenhelm und die beiden vom Helm getrennten Helmvisiere

1.12.3.3 Zweite Aufschlagstelle

Der vom Flugzeug abgetrennte hintere Rumpfteil lag am Ende der zweiten Aufschlagstelle. Das Seiten- und die beiden Höhensteuer sowie die dazugehörigen Trimmklappen waren, mit minimalen Aufschlagspuren versehen, am Rumpfhinterteil befestigt. Aus der vorgefundenen Situation liessen sich keine Schlüsse über die Stellung der Ruder und der Trimmungen unmittelbar vor dem Aufprall ziehen.

1.12.3.4 Aufschlagstelle Damm

Die sehr markante Aufprallstelle an der westlichen Böschung des Dammes der Engelberger Aa, die hier vorgefundenen Brandspuren und die weiter in Richtung Osten liegenden Haupttrümmerteile wie Triebwerk, Flügel und Rumpf, lassen den Schluss zu, dass an dieser Stelle die endgültige Zerstörung des Flugzeuges mit der Trennung von Rumpf, Triebwerk und Flügel stattgefunden hat. Aus dem Zerstörungsbild der Haupttrümmerteile kann geschlossen werden, dass das Flugzeug seitlich, mit dem Rumpfvorderteil nach Süden zeigend, auf die Böschung des Dammes aufprallte.

Bei diesem Aufprall wurden auch die beiden Schleudersitze aus dem Cockpit herausgeschleudert.

Der Flügelmittelteil mit dem Hauptfahrwerk lag stark beschädigt auf dem Damm der Engelberger Aa.

1.12.3.5 Engelberger Aa

Der Schleudersitz des vorderen Cockpits lag am südlichen Ufer der Engelberger Aa und war stark beschädigt. Der Auslösegriff war aus der Halterung herausgelöst. Der Pilot war von den Schleudersitzgurten getrennt und lag unweit vom Schleudersitz. Der Fallschirm war teilweise aus der Verpackung herausgezogen.

Das Triebwerk lag ebenfalls am südlichen Ufer in der Engelberger Aa.

1.12.3.6 Allmend

Der Rumpf und der hintere Schleudersitz lagen 175 m östlich der Aufschlagstelle Damm.

1.12.4 Identifikation und Vermessung

Das Trümmerfeld wurde im Detail vermessen. Die Trümmerteile wurden identifiziert und entsprechend protokolliert. Neben der photographischen Erfassung wurde ein neues System zur Vermessung der Unfallstelle angewandt. Weitere Informationen dazu finden sich in Kap. 1.19.

1.12.5 Untersuchungen an den Wrackteilen

Das Wrack wurde nach der Bergung untersucht. Insbesondere wurden die Flugsteuerung und das Triebwerk einer umfassenden Untersuchung unterzogen. Dabei wurde unter anderem folgendes festgestellt:

1.12.5.1 Flugsteuerung

Die Flügel- und Ruderflächen, die Elemente der Steuerung sowie die Bauteile des Landeklappensystems konnten identifiziert werden. Eine erste visuelle Kontrolle der Steuersäulen, Seitensteuerpedale, Umlenkrollen, Steuerseile, Spannschlösser und der Bauteile des Landeklappensystems ergab keinen Hinweis auf eine Fehlfunktion der Steuerorgane und der Landeklappen.

Anlässlich der visuellen Begutachtung des Wracks konnten keine Brüche gefunden werden, welche auf vorbestandene Schäden wie Ermüdung, Korrosion oder Wärmeeinwirkung hinwiesen.

Die im Labor untersuchten Teile waren aus für den Flugzeugbau typischen und zweckmässigen Werkstoffen gefertigt. Die mikrofraktographischen und makroskopischen Bruchanalysen ergaben keine Hinweise darauf, dass diese Teile schon vor dem Absturz defekt waren. Es handelte sich durchwegs um Brüche, welche durch den Aufschlag verursacht worden waren. Insbesondere konnten werkstofftechnisch keine Mängel festgestellt werden und es gab keine Anzeichen für Primärschädigungen durch Ermüdung, Korrosion oder Wärmeeinwirkung.

Es wurde eine eingehende Untersuchung zur Ermittlung der Funktionstüchtigkeit der Flugsteuerung und der Position der Steuer und Landeklappen vor dem Aufschlag durchgeführt.

Die Resultate der Untersuchungen weisen darauf hin, dass die Flugsteuerung zum Zeitpunkt des Aufschlages ohne Einschränkungen funktionierte.

- Die Position von Höhen- und Seitensteuer konnte nicht mehr eindeutig festgestellt werden.
- Die Position der Querruder konnte nicht mehr eindeutig festgestellt werden. Die an der ersten Aufschlagstelle aufgefundenen Trümmerteile vom Querruder rechts lassen jedoch den Schluss zu, dass das Querruder rechts nach unten ausgeschlagen war, was auf eine Drehbewegung um die Flugzeug Längsachse nach links hinwies.
- Die Untersuchung des Spoiler Systems zeigte, dass mit hoher Wahrscheinlichkeit der Spoiler links ungefähr zu einem Drittel ausgefahren war. Dies weist darauf hin, dass sich das Flugzeug zum Zeitpunkt des Aufpralls in einer Drehbewegung nach links befand.
- Die Seitenruder Trimmklappe war ungefähr 1.5° nach rechts ausgelenkt.
- Die Höhenruder Trimmklappe war ungefähr 6° nach oben ausgelenkt, was einer Trimmung nach unten (*nose down*) entspricht. Diese Einstellung entspricht der erwarteten Stellung für einen Horizontalflug bei Geschwindigkeiten über 300 kt.
- Die Querruder Trimmklappe war im Bereich der neutralen Stellung.

Die Untersuchung des Spoilersystems ergab folgende Resultate:

Die Kolbenstange des *spoiler actuator* links war teilweise ausgefahren, was mit der Stellung Spoiler ca. 14° ausgefahren korrespondierte (der max. Ausschlag des Spoilers beträgt 40°). Diese Position der Kolbenstange wurde durch die Röntgenuntersuchung bestätigt. Bei der spurenkundlichen Untersuchung wurde eine kleine Kerbe im Inneren des Gehäuseteils des Steuerventils festgestellt. Diese Kerbe wurde mit sehr grosser Wahrscheinlichkeit durch die Steuergabel des Steuerventils beim ersten Aufschlag verursacht. Die Position dieser Kerbe ent-

sprach knapp der Stellung „Spoiler links voll ausfahren“. Diese Ventilsteuerstellung wurde bei einem Querruderausschlag nach links bei einer Querruderstellung von etwa 14° Grad nach oben erreicht (Vollausschlag 17.5°). Die Kolbenstange des Spoilers rechts wurde auf Position „eingefahren“ vorgefunden.

Die Untersuchung der Querruder ergab folgende Resultate:

Teile des Querruders rechts wurden stark zerstört nahe der ersten Aufschlagstelle gefunden. Das Querruder links wurde als komplettes Bauteil mit starken Beschädigungen hinter der Aufschlagstelle Damm gefunden.

Die Untersuchung des Landeklappensystems ergab folgendes Resultat:

Der Landeklappen *flaps actuator* war in *flaps up* Position.

1.12.5.2 Untersuchung Triebwerk PT6A-68 S/N 1712

Das Triebwerk wurde im Detail untersucht. Aus dem entsprechenden Untersuchungsbericht kann folgendes zusammengefasst werden:

Das Triebwerk zeigte starke Aufschlagschäden.

Auf Grund der axialen Berührung der rotierenden Teile mit den angrenzenden Komponenten wurden folgende Baugruppen näher untersucht:

- *1st stage power turbine vane ring*
- *1st stage power turbine*
- *2nd stage power turbine vane ring*
- *2nd stage power turbine*

An diesen Teilen wurden auch radiale Schleifspuren gefunden, welche durch die Verformung der Gehäuse beim Aufprall hervorgerufen worden waren.

Die *reduction gearbox propeller shaft coupling* wies einen Torsions-Bruch auf, welcher durch die hohe Belastung beim Aufprall entstanden war.

Es wurden keine Hinweise auf vorbestandene Mängel gefunden, welche eine normale Funktion des Triebwerks hätten beeinflussen können.

1.13 Medizinische und pathologische Feststellungen

1.13.1 Vorgeschichte und medizinische Befunde

Gemäss den Angaben sowohl des Hausarztes als auch des Vertrauensarztes BAZL war der Pilot gesund und insbesondere auch kardial beschwerdefrei, was jeweils durch die Kontrolluntersuchungen und die normalen EKG-Befunde bestätigt wurde. In den vorhandenen medizinischen Dokumenten liegen keine Hinweise auf eine Medikamenteneinnahme vor.

Beim Piloten war seit Jahren eine Refraktionsstörung bekannt. Deswegen war ihm das Tragen von Linsen oder einer Brille vorgeschrieben (VDL). Diese Refraktionsstörung wurde durch zweimalige Lasertherapie des linken Auges behandelt. Vor den Eingriffen wäre der Pilot wegen seiner Sehstörung nicht flugtauglich gewesen. Auch nach den Eingriffen hätte die Flugtauglichkeit nicht erreicht werden können. Unterlagen über augenfachärztliche Untersuchungen im Rahmen der periodischen Flugtauglichkeitsuntersuchungen bis 2004 liegen nicht vor.

Im medizinischen Tauglichkeitszeugnis vom 13.08.2004 ist der Vermerk VDL – muss Brille oder Kontaktlinsen tragen – vorhanden. Der Vertrauensarzt machte diesen Eintrag auf Grund des Berichtes des Augenarztes, der die Operationen

durchgeführt hatte. Bei dieser Untersuchung hatte der Pilot seine Augenoperationen auf dem entsprechenden Formular nicht angegeben. Laut Angaben des operierenden Augenarztes war der Pilot nach der Untersuchung vom 17.12.2004 am linken Auge nicht mehr auf das Tragen einer Sehhilfe angewiesen. Eine Korrekturlinse für das rechte Auge war weiterhin nötig und wurde regelmässig getragen.

Bei den vertrauensärztlichen Akten befand sich eine Kopie des Formulars „Augenärztlicher Untersuchungsbericht“ des BAZL, ausgestellt durch den operierenden Augenarzt am 26.03.2004. Darin wurde die Operation nicht erwähnt. Der Hinweis auf die Notwendigkeit des Tragens einer Sehhilfe am rechten Auge fehlte auf diesem Formular. Der Augenarzt war weder Fachexperte des BAZL noch Vertrauensarzt (AME).

1.13.2 Rechtsmedizinische Befunde

Die Leiche des Piloten wurden einer rechtsmedizinischen Untersuchung unterzogen.

Der Pilot starb unmittelbar nach dem Unfall an den Folgen einer Multiorganzerstörung. Ein Überleben mit den zahlreichen Verletzungen und Organzertrümmerungen war unmöglich.

Der Zustand der lebenswichtigen inneren Organe war trotz der schweren Zerstörungen genügend gut, um eine zuverlässige Untersuchung und Beurteilung zu ermöglichen.

Am Herzen wurde über der linken Herzkranzarterie, kurz nach dem Abgang aus der Körperhauptschlagader, eine 2,5 cm lange und 0,7 cm dicke Muskelbrücke festgestellt. Am Gefäss selbst war auf der Länge unter dieser Muskelbrücke ein nicht unerhebliches, das Lumen aber nicht einengendes Intimapolster vorhanden.

Im Versorgungsgebiet der linken Kranzarterie wurden bei der feingeweblichen Untersuchung keine Zeichen einer akuten oder chronischen Durchblutungsstörung gefunden.

Visusstörungen können post mortem, auch bei feingeweblichen Untersuchungen, nicht festgestellt werden. Die wahrscheinlich getragene rechte Kontaktlinse konnte nicht gefunden werden.

Sämtliche toxikologischen Untersuchungen auf Alkohol, Drogen und Medikamente waren negativ, d.h. es wurden keine Spuren gefunden.

1.14 Feuer

Beim Aufprall auf den Damm entstand ein intensives Feuer. Hierbei verbrannte der Grossteil des Treibstoffes. Es gab keine Hinweise auf ein vor dem Aufprall bestehendes Feuer.

1.15 Überlebensaspekte

Der Aufprall war auf Grund der hohen Kräfte und der daraus resultierenden Verletzungen nicht überlebbar.

Es wurde untersucht, ob allenfalls eine Rettung mittels Schleudersitz unmittelbar vor dem Aufprall möglich und überlebbar gewesen wäre.

Der Schleudersitz Martin Baker A Mk CH16C ist als so genannter 0/0 Sitz spezifiziert. Das heisst, ein erfolgreicher Abschuss bei einer Geschwindigkeit von 0 kt und einer Flughöhe von 0 ft über Grund ist gewährleistet. Für Flugzustände, welche vom horizontalen Flug und/oder Querlagen 0° abweichen, kann die erforderliche Minimalhöhe für einen erfolgreichen Abschuss aus entsprechenden Tabellen, welche im AFM publiziert sind, ermittelt werden.

Für das Unfallflugzeug galten die folgenden Fluglagewerte zur tabellarischen Ermittlung der erforderlichen Minimalhöhe:

- Querlage 30° - 40° rechts
- Pitch 0° bis -3°
- Geschwindigkeit ca. 300 kt

Gemäss Tabelle 21-A-150095-A-S4080-03481-A-01-1 des AFM PC-21 *Draft*, betrug die erforderliche minimale Flughöhe für einen erfolgreichen Schleudersitzabschuss zwischen 0 und 20 Fuss über Grund.

Ein erfolgreicher Abschuss wäre demnach unmittelbar vor dem Aufprall knapp möglich gewesen. Dies hätte bedingt, dass der Entschluss zum Ausschuss mit dem Schleudersitz 0,5 bis 0,7 Sekunden davor hätte gefasst werden müssen.

1.16 Versuche und Forschungsergebnisse

1.16.1 Auswertung der Untersuchungen an den nichtflüchtigen Speichern

Im Laufe der Spurensicherung wurden die verschiedenen im Cockpit eingebauten Geräte daraufhin untersucht, ob eingebaute nichtflüchtige Speicher (*non volatile memory, NOVRAM*) Informationen über die zuletzt innegehabte Position, Geschwindigkeit und Fluglage etc. enthalten hätten. Obwohl viele Geräte über solche Speicher verfügt haben, sind meist nur Informationen über den Zustand des Gerätes (*Health information*) festgehalten.

Die beiden folgenden Geräte erlaubten eine Auswertung, bei der sich auch gewisse gesuchte Daten als brauchbar erwiesen:

- *open system mission computer*
- *Primary Flight Display (PFD)*

1.16.1.1 Auswertung open system mission computer

Der *open system mission computer* wurde auf den Inhalt des NOVRAM untersucht. Dieses war intakt und konnte ausgewertet werden. Neben den Angaben über den Zustand des Gerätes waren insbesondere die folgenden Informationen von Bedeutung:

Letzte registrierte Position	N46:58,52; E008:24,34
Letztes registriertes Heading	098,5°
Gewählter Transponder Code	3584
Gewählte Frequenzen	COM 1: 1XX.X25 MHz COM 2: 119.625 MHz NAV 1: 110.350 MHz NAV 2: 110.350 MHz
g-Belastungen	Unfallflug: 10,900 g Vorhergehender Flug: 3,390 g

Es ist zu beachten, dass der genaue Zeitpunkt der jeweils letzten Aufzeichnung der Daten nicht mit Sicherheit festgestellt werden konnte, da diese im Laufe der Zerstörung des Flugzeuges aufhörte.

1.16.1.2 Auswertung Primary Flight Display (PFD)

Die beiden PFD's aus dem vorderen und hinteren Cockpit wurden auf den Inhalt des NOVRAM untersucht. Diese waren in beiden Geräten intakt und konnten ausgewertet werden.

Die aufgezeichneten Daten des NOVRAM entsprechen einem Schnappschuss des Zustandes 50 Sekunden nach dem Einschalten (*coldstart*). Danach werden nur Überschreitungen der voreingestellten Grenzwerte für Beschleunigung N_z und Geschwindigkeit festgehalten.

Nebst den Angaben über den Zustand des Gerätes konnten die folgenden Daten ausgelesen werden, welche den Zustand 50 Sekunden nach dem Einschalten des Hauptschalters festhielten. Diese entsprachen höchstwahrscheinlich den Einstellungen, wie sie beim vorangegangenen Flug mit zwei Piloten an Bord benutzt worden waren.

Eingestellte Konfiguration:	<i>MAP- mode; range at 40 NM</i>
Eingestellte Navigationsquelle:	VOR 1
Höhenmesser Einstellung:	1030 mbar
Eingestellte Entscheidungshöhe (DH):	300 ft

Die Auswertung der beiden PFD's ergab identische Werte.

Die voreingestellten Limiten von +8g und -4g sowie 329 kts wurden während diesem Flug nie überschritten.

1.16.2 Verifikationsflug

Um Fragen im Bereich der Flugmechanik, der Sichtbarkeit und der Arbeitsbelastung klären zu können, wurden Verifikationsflüge notwendig.

Zu diesem Zwecke wurde ein Flugtestprogramm (*flight test schedule*) erstellt. Am 2. November 2005 wurden diese zwei Flüge in Buochs durchgeführt.

Als Mittel standen ein PC-21 (P01) und ein schwarzer PC-9 zur Verfügung. Die Lichtverhältnisse waren mit denjenigen zum Unfallzeitpunkt vergleichbar.

1.16.2.1 Programm

Erster Flug:

- Horizontale Kurven bis zum *accelerated stall* auf Höhen von 7000, 6000 und 5000 ft AMSL
- Kurven mit konstanter Beschleunigung von ca. 3,5 g auf Höhen von 4600, 4000, 3000 und 2000 ft AMSL
- Messung der Rollgeschwindigkeit (*45° AOB und 60° AOB*)
- Looping mit einer Ausgangshöhe von 5000, 4000 und 3000 ft AMSL

Zweiter Flug:

- Beurteilung der Sichtbarkeit eines schwarzen PC-9, dies in Ähnlichkeit zum schwarzen PC-21
- Beurteilung des beim Unfall geflogenen Manövers
- Mehrere Wiederholungen mit schrittweiser Reduktion der Minimalhöhe bis auf 500 ft

1.16.2.2 Ergebnisse der Verifikationsflüge

Accelerated stall:

Die in Höhen von 5000-7000 ft AMSL geflogenen Manöver zeigten in den zur Beurteilung stehenden Geschwindigkeitsbereichen stabile Strömungsverhältnisse ohne Anzeichen eines *accelerated stalls*. Bei einer Ausgangsgeschwindigkeit von 310 kt mit maximaler Triebwerkleistung reduzierte sich die Geschwindigkeit unter konstanter Beschleunigung zwischen 3.5 bis 4.5g so, dass der Stall zwischen 206 kt und 200 kt auftrat. Das Stallverhalten zeigte die für PC-21 typische Charakteristik mit abruptem Stall ohne aerodynamische Vorwarnung (*buffeting*) mit einem schnellen Aufrollen nach links. Die grössten Variationen der Geschwindigkeit, welche auf dem Kreis mit variieren in der Geometrie sowie bei der Beschleunigung nach geflogen werden konnten, bewegten sich zwischen 310 – 250 kt. Eine Annäherung in den stallkritischen Bereich war nicht möglich. Aufgrund dieser Überprüfung ist mit grösster Wahrscheinlichkeit ein *accelerated stall (high speed stall)* als mögliche Unfallursache auszuschliessen.

Sichtbarkeit

Im Weiteren wurde die Sichtbarkeit eines schwarz lackierten Flugzeuges bei gleichen Umgebungsbedingungen aus der Sicht des Unfallflugzeuges bewertet.

In der ersten Hälfte des Kreises war das schwarze Flugzeug im Looping nicht sichtbar, da sich der erste Teil des Loopings im hinteren Segment des Flugzeuges auf dem Kreis abspielte.

Auf dem Kreissegment zwischen 180° und 270° musste der Pilot Sichtkontakt mit dem Flugzeug im Looping erstellen, andernfalls reichte die verbleibende Zeit nicht aus, um den restlichen Teil der Kreisbahn gegenüber der Pistenachse und den zusammenlaufenden Vektoren richtig einschätzen zu können, und den Flugweg zweckmässig einzuteilen.

Das Manöver wurde mehrmals geflogen. Dabei zeigte sich, dass das schwarze Flugzeug im absinkenden Segment des Loopings für den Piloten auf dem Horizontalkreis bis gegen Ende des Manövers nie in den dunklen Hintergrund des Bürgenstocks geriet, sondern im hellen Licht über dem Bürgenstock gut sichtbar blieb. Obwohl das schwarze Flugzeug sich während der letzten 20 Grad des Loopings vor dem Hintergrund des Bürgenstockes befand, war die Sichtbarkeit des schwarzen Flugzeuges aufgrund der relativ kleinen Distanz (100 – 400 m) auch in dieser Phase nicht problematisch.

Zusammenfassende Ergebnisse:

- In den Wiederholungen der Manöver konnte kein abnormales oder einschränkendes Verhalten des Flugzeugmusters PC-21 festgestellt werden.
- Die Sichtbarkeit des schwarzen Flugzeuges im zweiten Teil des Loopings war sehr gut.
- Trotz einsetzender Dämmerung waren die Lichtverhältnisse unkritisch.

1.16.3 Untersuchungen am Schleudersitz

1.16.3.1 Technische Beschreibung

Im PC-21 HB – HZB vorderes Cockpit war ein Schleudersitz in Leichtbauweise des Typs Martin Baker Mk CH16C-1 eingebaut.

Ein Abschuss wäre durch das Ziehen des Auslösegriffes vorne am Sitz zwischen den Beinen ausgelöst worden. Dadurch wäre die Zündung von mehreren Abschusspatronen und einem Raketenmotor erfolgt. Die Sequenzen dieser Zündungen sowie der Zündungen der Patronen der Mann/Sitz Trennung wären mittels Gasdruck gesteuert worden.

Um bei Zweierbesatzung einen sichern Abschuss beider Piloten zu gewährleisten, würde bei der Initialisierung eines der beiden Sitze, der Abschuss des vorderen Sitzes verzögert. Diese Steuerung erfolgte ebenfalls über Gasdruck. Bei Einmannbesatzung würde ohne Verzögerung nur der vordere Sitz abgeschossen.



Vor dem Ausschuss des Schleudersitzes hätte die Kabinenhaube mittels Sprengschnüren weggesprengt werden sollen. Da bei den beiden Prototypen diese Sprengschnüre noch nicht eingebaut waren, wurde eine Kabinenhaube geringerer Stärke verwendet, durch welche ein direkter Durchschuss ohne Absprengen möglich gewesen wäre.

1.16.3.2 Situation am Unfallort.

Vorderer Schleudersitz:

Der vordere Schleudersitz wurde stark beschädigt am östlichen Ufer der Engelberger Aa aufgefunden. Die Trümmerteile lagen 70 Meter von der Aufschlagstelle Damm entfernt. Der Auslösegriff war aus seiner Verriegelung herausgezogen. Der Stabilisierungsschirm des Schleudersitzes war ausgezogen. Die Leinen des Piloten-Rettungsfallschirmes waren ausgezogen und mit dem Pilotenharnes verbunden. Die Enden der Leinen waren stark angesengt. Die Fallschirmkalotte fehlte. Der Fallschirmcontainer lag in der Engelberger Aa und wies starke Brandspuren auf.

Der Pilot wurde ca. 5 Meter vom Schleudersitz entfernt am östlichen Ufer der Engelberger Aa aufgefunden.

Hinterer Schleudersitz:

Der hintere Schleudersitz wurde leicht beschädigt auf der Buochser Allmend, ca. 120 Meter östlich der Aufschlagstelle Damm, ohne sichtbare Abschussauslösungen aufgefunden.

1.16.3.3 Technische Untersuchung des vorderen Schleudersitzes

1.16.3.3.1 Auslösegriff

Der Auslösegriff war aus seiner Verriegelung herausgezogen. Der am Auslösegriff befestigte Mechanismus hatte die beiden Patronen zur Initialisierung des Abschusses gezündet.

Die spurenkundliche Untersuchungen am Auslösegriff ergaben keinerlei Hinweise, dass der Auslösegriff durch den Piloten gezogen worden war.

Versuche beim Hersteller des Schleudersitzes hatten ergeben, dass sich der Auslösegriff bei einem grossen vertikalen Stoss von 25 -facher Beschleunigung und höher, selbständig aus der Verriegelung lösen kann und die Initialisierungspatronen dadurch gezündet werden.

1.16.3.3.2 Gezündete Patronen

Von den 17 im Sitz eingebauten Patronen waren 10 abgefeuert. Der Raketenmotor wurde im Bachbett der Engelberger Aa aufgefunden und war nicht gezündet.

1.16.3.3.3 Mode Selector

Der *Mode Selector* im hinteren Cockpit war auf Position „Solo“ gestellt, was bedeutet, dass beim Ziehen des Auslösegriffs am vorderen Sitz nur dieser abgeschossen wird.

1.16.3.3.4 Schultergurten-Rückzugmechanismus

Die Patrone des Schultergurten-Rückzugmechanismus war abgefeuert. Die Leinen zum Zurückziehen der Schultergurten waren im Mechanismus bis auf 10 cm aufgerollt. Die starke Verschmutzung der Gurten und der Aufwickelrollen im Innern des Mechanismus durch Grasresten und Erde weisen darauf hin, dass die Patrone des Schultergurten-Rückzugmechanismus erst bei der zweiten Aufschlagstelle gezündet wurde.

1.16.3.3.5 Mann-Sitztrennung

Die Untersuchung hat ergeben, dass die Patronen der Mann-Sitztrennung beim Aufprall am Damm abgefeuert wurden.

1.16.3.4 Schlussfolgerungen

Obwohl der Auslösegriff des vorderen Schleudersitzes aus seiner Verriegelung herausgezogen war, der Pilot nicht mehr auf dem Sitz angeschnallt war und die Patrone des Schulter-Rückzugmechanismus abgefeuert war, kann mit hoher Wahrscheinlichkeit davon ausgegangen werden, dass der Schleudersitz nicht durch den Piloten ausgelöst wurde.

1.16.4 Untersuchungen am Helm und Visier

Der Pilot trug im Unfallflug einen Helm Typ ALPHA 703, ein Fabrikat der Firma *Helmet Integrated Systems Ltd.* Dieser war mit zwei Visieren ausgestattet. Ein klares und ein dunkles, als Sonnenschutz. Zusätzlich war die Sauerstoffmaske am Helm befestigt. Der Helm wurde im Gelände zwischen der ersten und zweiten Aufschlagstelle vorgefunden. Die beiden Visiere wurden in der Nähe aufgefunden.

Der Helm wurde auf die Stellung der beiden Visiere beim Unfall untersucht:

Gemäss AFM 02 *operating limitations* muss nach dem Entsichern des Schleudersitzes eines der beiden Helmvisiere nach unten geklappt und in dieser Position verriegelt sein. Anhand von Eindrücken und Verformungen auf dem Helm und den Visieren sowie der Stellung des Visiermechanismus konnte festgestellt werden, dass zum Zeitpunkt des Aufpralls die Stellung des transparenten Visiers ca. 8 cm weiter unten als diejenige des dunklen Visiers war.



Das dunkle Visier (Sonnenschutz) war zu diesem Zeitpunkt im Bereich der oberen Verriegelung. Daraus kann geschlossen werden, dass das transparente Visier benutzt worden war.

1.17 Angaben zu verschiedenen Organisationen und deren Führung

1.17.1 Pilatus Flugzeugwerke - Flugbetrieb

Der Flugbetrieb der Flugzeugwerke Pilatus war ein Teil der Einheit „*Research and Development (E)*“ Er wurde von zwei dieser Einheit untergeordneten Abteilungen wahrgenommen: der Abteilung „*Flighttest (EA)*“ und der Abteilung „*Flight Operations (EF)*“. Für die Bereitstellung der Flugzeuge war die Abteilung „*Experimental shop (AX)*“ zuständig.

1.17.1.1 Abteilung Flighttest

Die Abteilung „*Flighttest*“ war verantwortlich für alle Testflug-Aktivitäten innerhalb der Pilatus Flugzeugwerke AG. Sie erstellte die notwendigen Testflugprogramme und überwachte die Durchführung der Flüge sowie die Aufzeichnung aller Daten. Nach der Durchführung war sie für die Aufbereitung und Weiterleitung der ermittelten Daten besorgt.

Vor der Durchführung der Testflüge wurde ein so genanntes „*Flight Safety Form (FSF)*“ erstellt. Dieses Dokument enthielt alle Informationen über durchgeführte Änderungen und die einzuhaltenden Betriebsgrenzen. Es musste vor der Durchführung des Fluges von allen betroffenen Abteilungen unterzeichnet werden. Dieses Verfahren war ein Teil der Entwicklungsbetriebszulassung „*Design organisation approval (DOA)*“.

Für die Durchführung eines Testfluges wurde ein detaillierter Auftrag „*Flight test order (FTO)*“ ausgearbeitet. Die eigentliche Durchführung erfolgte dann nach einem detaillierten Briefing durch die Piloten der Abteilung „*Flight Operations*“.

1.17.1.2 Abteilung Flight operation

Die Abteilung „*Flight operation*“ führte alle Arten von Werkflügen innerhalb der Flugzeugwerke Pilatus aus. Dazu gehörten die Kontrollflüge mit neu gebauten Flugzeugen, Vorführflüge im Auftrag der Marketingabteilung, Trainingsflüge für die Werkpiloten, Überführungsflüge bei der Auslieferung sowie Testflüge im Auftrag der Abteilung „*Flighttest*“.

Gewisse Flüge dienten der Erprobung neu entwickelter Systeme sowie dem Nachweis der Daten für die Zulassung. Die Durchführung dieser Testflüge stand vollständig unter der Kontrolle der Abteilung „*Flighttest*“, während die Durchfüh-

rung der übrigen Werkflüge unter der Verantwortung der Abteilung „*Flight operation*“ erfolgte, auch wenn Flugzeuge eventuell noch keine Musterzulassung hatten.

Für die Flüge mit Prototypen war kein Eintrag in der Lizenz möglich, da ja die entsprechende Musterberechtigung noch nicht bestand. Die Regelung bezüglich der Durchführung solcher Flüge war im DOA festgelegt und vom BAZL genehmigt worden.

1.17.2 Pilatus Flugzeugwerke – Unterhalt der PC-21 Prototypen

Pilatus hatte für Bau der Prototypen eine eigens dafür bestimmte Werkstatt, den so genannten *Experimental Shop (AX)*. Dieser Shop war dem Herstellerbetrieb angegliedert und im Rahmen der *Production Organization Exposition* unter JAR-21 vom BAZL zugelassen. Nach dem Bau übernahm AX auch den Unterhalt dieser Flugzeuge.

Die Wartungsvorschriften für den Testflugbetrieb wurden von Pilatus in einem technischen Memo definiert und im Rahmen der Erstflugzulassung vom BAZL gegengezeichnet und galt für die beiden Flugzeuge P01 und P02. Die Vorschriften basierten vorwiegend aus Erfahrungswerten von früheren Flugzeugzertifizierungen, unter Berücksichtigung spezieller Anforderungen neuer Systeme, welche noch nie auf einem Pilatus Flugzeug verwendet wurden.

1.17.3 Bundesamt für Zivilluftfahrt - Zulassungsverfahren

Für die zivile Musterzulassung des quasi Militärtrainers PC-21 war das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL), Sektion Sicherheit Flugtechnik, Entwicklung und Herstellung (STEH) zuständig. Der Antrag von Pilatus für eine schweizerische Typenzulassung erfolgte beim BAZL am 4. Februar 1999.

Aus Kontinuitätsgründen mit der Produktlinie von Pilatus (PC-7 und PC-9 Serie) wurden folgende Vorschriften als Grundlage für die Zertifizierung angewendet:

- US-Federal Aviation Regulations Part 23 (FAR-23) Acrobatic Category, inklusive Zusätze 23-1 bis 23-54, gültig am 13. Dezember 2000.
- Verordnung über die Lufttüchtigkeit von Luftfahrzeugen – VLL, 748.215.1 vom 18. September 1995.
- Verordnung über die Emissionen von Luftfahrzeugen – VEL, 748.215.3 vom 10. Januar 1996.
- ICAO Annex 16, Chapter 10.

Unter der Leitung des *Project Certification Managers (PCM)* des BAZL wurde ein Projektteam zusammengestellt, welches alle Teilgebiete des Flugzeuges umfasste.

Pilatus hatte ein *Master Certification Program* für das BAZL zu erstellen. Mit diesem vom BAZL zugelassenen *Master Certification Program* musste aufgezeigt werden, dass alle anwendbaren Vorschriften erfüllt wurden.

In einem kontinuierlichen Prozess wurden während dem Bau des Flugzeugs und der Testflugperiode die Nachweise für die Typenzulassung erbracht und dem BAZL zur Überprüfung übergeben. Das BAZL befand danach, ob die Nachweise vollständig und schlüssig waren, oder ob zusätzliche Abklärungen und Überprüfungen notwendig waren.

Das schweizerische Baumusterzeugnisses Nr. F 56-35 wurde am 23. Dezember 2004 durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt für "Sichtflüge am Tag" ausgestellt.

Der Prozess zur weiteren Zertifizierung wie für Nachtflüge, IFR und Akro wurde weitergeführt.

1.18 Zusätzliche Angaben

1.18.1 Formations- und Vorführungsflüge – generelle Betrachtungen

1.18.1.1 Verhütung von Zusammenstößen – Gesetzliche Grundlagen

Die Verordnung über die Verkehrsregeln für Luftfahrzeuge regelt unter anderem die Verhütung von Zusammenstößen insofern, als dass in Bezug auf Abstände folgende Punkte zu beachten sind:

- Ein Luftfahrzeug darf nicht so nahe an ein anderes herangeführt werden, dass die Gefahr eines Zusammenstosses entsteht.
- Für Flüge im Verband, Abflug und Landung eingeschlossen, müssen sich die Kommandanten vorher verständigen.

1.18.1.2 Flugveranstaltungs- Auflagen (FVA) des BAZL

Das BAZL regelt in der Zusammenstellung Flugveranstaltungs- Auflagen (FVA) die Auflagen und Bedingungen, welche bei bewilligungspflichtigen öffentlichen Flugveranstaltungen zu beachten sind. Dieses Dokument trat am 1. Mai 2003 in Kraft und diente seitdem als Grundlage für die Organisation von Flugveranstaltungen, insbesondere auch von Grossanlässen wie der Air 04 in Payerne.

Nachfolgend einige Kernaussagen aus diesem Dokument:

Qualifikation:

- *An öffentlichen Flugveranstaltungen nehmen grundsätzlich nur ausgewiesene Piloten (CPL oder mindestens FI) in ihrer Kategorie teil. Diese müssen eine entsprechende JAA-Display Authorisation ihrer nationalen Behörde, eine BAZL Sonderbewilligung A oder eine andere vom BAZL anerkannte Vorführebewilligung besitzen.*
- *Kunstflugpiloten müssen im Besitze einer gültigen, persönlichen Sonderbewilligung A zur Unterschreitung der Mindestflughöhe sein.*
- *Piloten dürfen an Formationsflügen nur teilnehmen, wenn sie darin ausgebildet wurden und ein genügendes Training aufweisen.*

Zugelassene Flugmanöver abhängig von Flugzeugkategorien:

Nachfolgend die Angaben der für das Flugzeug PC-21 relevanten Kategorie II (Propeller oder Turboprop Flugzeug mit einer maximalen Startmasse im Bereich von 1000 kg bis 4000 kg).

<i>Kat II</i>	<i>Manöver</i>	<i>Solo</i>	<i>Formation</i>
V_{max}	-	-	-
H_{min}	<i>Normalflug, horizontal, geradeaus</i>	<i>30 m AGL (100 ft AGL) $V_{min} \geq 1.3 * V_s$</i>	<i>30 m AGL (100 ft AGL) $V_{min} \geq 1.3 * V_s$</i>
H_{min}	<i>Kunstflug und Evolutionen inklusive Abfangen</i>	<i>50 m AGL (150 ft AGL)</i>	<i>50 m AGL (150 ft AGL)</i>
H_{min}	<i>Ausserhalb der Vorführachse</i>	<i>150 m AGL (500 ft AGL) $V_{min} \geq 1.3 * V_s$</i>	<i>150 m AGL (500 ft AGL) $V_{min} \geq 1.3 * V_s$</i>

1.18.1.3 Spezifische Schwierigkeiten im Formationsflug

Ausserhalb des militärischen Flugdienstes wird der Verbandsflug nicht systematisch ausgebildet. Für Luftwaffenpiloten gehört diese Art der Fliegerei naturgemäss zum Alltag und wird entsprechend ausgebildet und trainiert.

Der Verbandsflug stellt besondere Anforderungen an die Besatzungen und birgt spezifische Risiken. Das Abschätzen der Relativgeschwindigkeiten und Distanzen beziehungsweise der Vektoren im Allgemeinen, sowie das Bewusstsein für die eigene Fluglage sind zentrale Themen und bedingen eine intensive Ausbildung. Grundsätzlich hat der Verbandsführer die Flugmanöver so zu planen, dass eine hohe Flugsicherheit gewährleistet wird. Der Patrouillenflieger folgt dem Verbandsführer. Bei Flugvorführungen werden die Distanzen zwischen den Flugzeugen und die Flughöhen über Grund oftmals sehr klein gewählt.

Die Sichtverhältnisse beeinflussen die Durchführung von Verbandsflügen stark. Zum Beispiel kann die Flugzeugstruktur den Sichtbereich nach aussen stark einschränken. Zusätzlich können der Sonnenstand, das Wetter, das Gelände und die Farbgebung der anderen Flugzeuge Wahrnehmung und das Schätzvermögen beeinflussen.

Während der Annäherungsphase ist die Aufmerksamkeit des Piloten des abschliessenden Flugzeugs zu einem grossen Teil auf das andere Flugzeug gerichtet.

1.18.1.4 Ausbildungsprogramm des PC-7 Team der Schweizer Luftwaffe

Aufgrund der Ähnlichkeit der verwendeten Flugzeuge und der geflogenen Figuren, wurde vergleichsweise die Ausbildung der Piloten des PC-7 Teams untersucht.

Die Schweizer Luftwaffe verfügte seit mehreren Jahren über eine Formation von neun Pilatus PC-7 Turboprop Flugzeugen, welche an vielen nationalen und internationalen Flugvorführungen teilgenommen hatten. Die Piloten des PC-7 Teams wurden aus dem Korps der aktiven Jet Piloten der Schweizer Luftwaffe rekrutiert.

Das PC-7 Team verfügte über ein schriftlich definiertes Ausbildungsprogramm, in welchem beschrieben wurde, wie neue Mitglieder der Formation ausgebildet wurden. Die ersten beiden Flüge fanden mit zwei Flugzeugen statt. Es wurde der enge Verbandsflug mit einfacheren Kunstflugfiguren in mittleren Höhen trainiert. Der dritte Flug erfolgte mit drei Flugzeugen auf mittleren und tiefen Höhen. Anschliessend erfolgte für den Kandidaten ein Einführungsflug in Tiefflugakrobatik. Als Fluglehrer wurde ein ehemaliger Solist eingesetzt. Allenfalls waren Repetitionen der Flüge notwendig.

Im Rahmen eines einwöchigen Trainingskurses des PC-7 Teams wurde das neue Mitglied in die gesamte Formation von neun Flugzeugen integriert. Insgesamt wurden in dieser Zeit 12 bis 13 Flüge durchgeführt. Die Flughöhen wurden schrittweise auf die gewünschte Vorführhöhe reduziert.

Die Ausbildung der Solisten erfolgte nach einem speziellen Programm und umfasste ungefähr drei Flüge.

Der Trainingsstand des Teams wurde während der Saison durch deren *leader* und dessen Kommandanten laufend beurteilt und falls notwendig neben den Vorführungen zusätzliche Trainings angeordnet.

Ein *standard briefing*, welches der *leader* führte, dauerte in der Regel 15 – 20 Minuten. Der Kommandant überwachte die Flüge des PC-7 Team vom Boden aus. Seine Beobachtungen und die Videoaufzeichnungen waren die Grundlagen für die Debriefings.

1.18.2 Formations- und Vorführungsflüge der Firma Pilatus

Die Firma Pilatus führte anlässlich von Flugzeugmessen und Kundenanlässen Vorführungsflüge durch. Bei diesen Flügen ging es speziell darum, die Vorteile der jeweiligen Flugzeuge in den Mittelpunkt zu stellen, das heisst insbesondere deren Leistungsfähigkeit und Wendigkeit. Das Flugprogramm wurde deshalb entsprechend zusammengestellt.

1.18.2.1 Vorführungsflüge mit dem PC-21

Für das Flugzeug PC-21, als neuestes Produkt der Firma Pilatus, wurde ein neues Vorführungsprogramm notwendig. Im Rahmen des Flugbetriebes wurde im Sommer 2004 ein entsprechendes Flugprogramm definiert. Dieses sah vor, zwei Flugzeuge PC-21 im Verband einzusetzen. Als Piloten wurden die beiden am Unfall beteiligten Besatzungen zugewiesen. Ziel war die erstmalige Vorführung dieses Verbandes anlässlich der Air 04 in Payerne im September 2004.

Am 26. August 2004 wurde dieses Programm erstmals mit beiden Flugzeugen geflogen. Es wurden fünf Trainingsflüge im Verband auf dem Flugplatz Buochs im Zeitraum von 26. August bis 2. September 2004 durchgeführt.

An der Air 04 in Payerne vom 3. bis 5. September 2004 absolvierten sie drei Flüge.

Der Unfallflug war der erste Trainingsflug des PC-21 Verbandes nach der Air 04 in Payerne. In den letzten zwei Wochen vor dem Unfall trainierte der Pilot des P02 öfters einzeln Tiefflugakrobatik über dem Flugplatz Buochs.

1.18.3 g – Belastung

Beim Flug des Horizontalkreises kann eine Beschleunigung von 3 – 4 g angenommen werden. Ein g entspricht der mittleren Erdbeschleunigung von $9,81 \text{ m/s}^2$. Bei zunehmender Beschleunigung wird die Durchblutung im Kopf-/ Hirn-Bereich schlechter. Es kommt zur Einengung des Gesichtsfeldes, zu Bewusstseinsstrübung bis hin zum Bewusstseinsverlust.

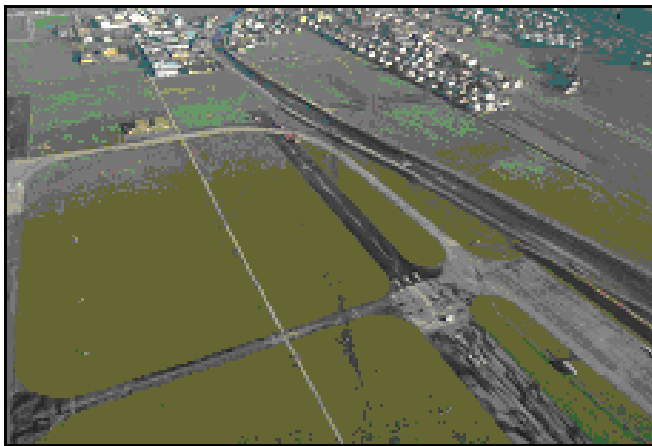
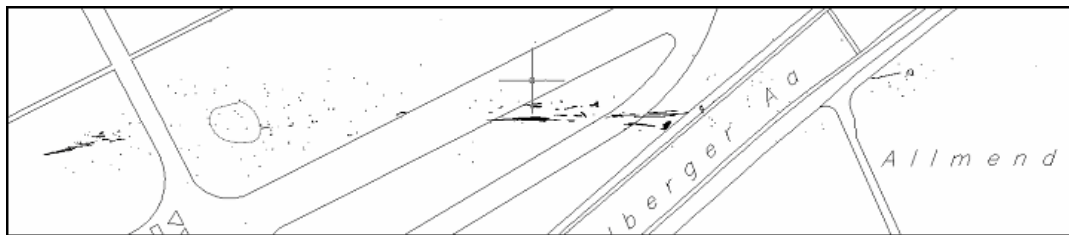
1.18.3.1 g – induced loss of consciousness (g-loc)

Man spricht bei einem g-loc von einem vollständigen Bewusstseinsverlust bei hoher, länger dauernder g-Belastung. Bei sehr abrupten Manövern kann der Anstieg der g-Belastung so schnell und stark sein, dass der Bewusstseinsverlust schlagartig und ohne Vorzeichen erfolgt. Das Phänomen kann auch auftreten, wenn eine bestehende hohe g-Belastung mit einem hohen Gradienten erhöht wird.

1.19 Nützliche oder effektive Untersuchungstechniken

1.19.1 Vermessung der Unfallstelle mittels Laserscanner und Photogrammetrie

Der Schadenplatz des verunfallten Pilatus PC-21 erstreckte sich vom Flugplatz Buochs (Aufprallstelle) über die Engelberger Aa (Unfallendlage Pilot) bis hin zur Buochser Allmend (Cockpit). Die Distanz von der ersten Aufprallspur bis zum letzten vermessenen Teil betrug ca. 520 m, bei einer seitlichen Ausdehnung von ca. 110 m.



Die Vermessung des Schadenplatzes erfolgte mit folgenden Messmethoden:

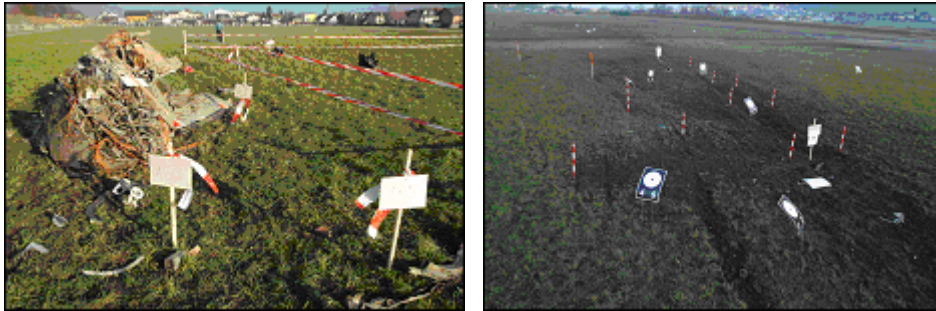
Mittels **Photogrammetrie** wurden die Aufschlag-, Rutschspuren, das Flugzeugheck, der Flügelteil und das Cockpit vermessen.



Zur Erstellung der Messaufnahmen diente eine kalibrierte Messkamera mit einer Auflösung von 6.17 Millionen Pixel.



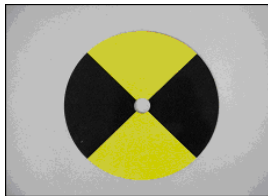
Die **Tachymetrie** wurde zur Positionsbestimmung der gekennzeichneten Leichteile, technischen Teile und des besonderen Streugutes verwendet. Weiter wurden Verknüpfungspunkte zur Photogrammetrie, Tachymetrie und des Scanings erfasst.



Der Tachymeter besitzt auf Standardprismen gemessen eine Reichweite von 10 000 m bei einer Genauigkeit von < 5 mm. Der Tachymeter funktioniert im Temperaturbereich von - 20 °C bis + 50 °C.



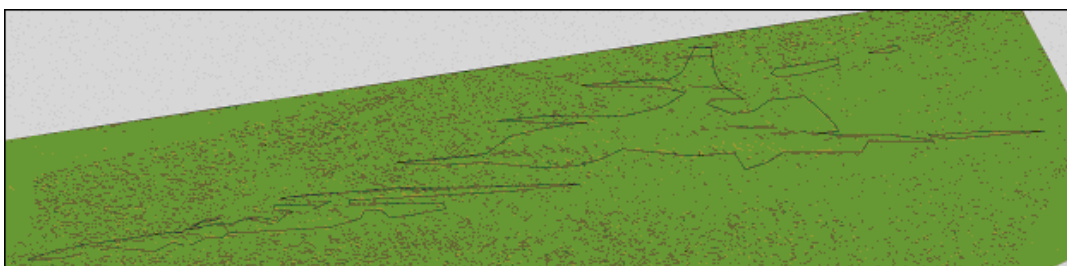
Das **GPS** diente zur Positionsbestimmung der Georeferenzpunkte und der weit entfernten Teile, deren Passpunkte zur globalen Orientierung in das schweizerische Landeskoordinatensystem übernommen wurden. Es wurde ein 12-Kanal DGPS Empfänger verwendet. Die aufgenommenen Punkte wurden über eine fachspezifische Codeliste



definiert. Die mit *post-processing* korrigierte Datengenauigkeit liegt bei 30 cm.



Die Dokumentation der primären Aufprallspur wurde mit einem hoch auflösenden **3D-Laserscanner**, dreidimensional aufgenommen. Die vom Scanner gemessenen Punkte wurden polygonisiert und in eine 3D-Oberfläche konvertiert, in der die kleinsten durch den Aufprall entstandenen Mulden genau erkennbar sind.



Der 3D-Laserscanner ist in der Lage, 360° x 270°, bei einer Punktgenauigkeit von 6mm auf 50 m, zu scannen.

Die auf dem Schadenplatz gesammelten Daten sämtlicher verwendeter Messgeräte wurde durch die entsprechende Software ausgewertet und zu einer Einheit zusammengefügt. Ein 3D-Modell, sowie Pläne der PC-21 wurden von den Pilatus Werken zur Verfügung gestellt. Das 3D-Modell wurde zusätzlich mit den 4 Racks, welche massgeblich zur Spurenzeichnung der Aufprallspuren verantwortlich waren, vervollständigt.

Im 3D-CAD konnte anschliessend die Aufprallsituation der PC-21 mittels des Modells und den mit speziellen Merkmalen (Racklinien) versehenen Aufprallspuren exakt bestimmt werden, siehe dazu Anlage 4.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Die Resultate der Untersuchung der Wrackteile, der verschiedenen Komponenten der Flugsteuerung, sowie des Triebwerks ergaben keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel, die den Unfall hätten verursachen können.

Die Spuren am Propeller und am Triebwerk sowie der Zerstörungsgrad der Zelle zeugen von einem Aufprall des Flugzeugs mit hoher Geschwindigkeit. Die vorgefundenen Schäden können alle mit dem Verlauf des Unfallgeschehens erklärt werden.

2.1.1 Querruderstellung zum Zeitpunkt des Aufschlages:

Die Untersuchung der Flugsteuerung im Bezug auf die letzte Position der Steuer ergab folgende Resultate:

2.1.1.1 Spoiler Links

Die gefundene Kerbe im Inneren des Gehäuseteils des Steuerventils wurde mit hoher Wahrscheinlichkeit zum Zeitpunkt des ersten Aufschlages erzeugt. Die Stellung der Steuergabel des Steuerventils, welche mit der festgestellten Kerbe im Gehäuseteil übereinstimmte, entsprach knapp einer Steuerstellung „Spoiler links voll ausfahren“. Diese Steuerstellung wurde bei einem Querruderausschlag nach links bei einer Querruderstellung von etwa 14° Grad nach oben erreicht (Vollausschlag 17.5°).

2.1.1.2 Querruder

Aus dem Zerstörungsgrad der beiden Querruder und den Positionen, wo sie nach dem Unfall aufgefunden wurden, kann geschlossen werden, dass beim ersten Aufschlag das Querruder rechts nach unten ausgeschlagen war.

2.1.1.3 Schlussfolgerungen

Die Untersuchungsergebnisse und deren Analyse lassen den Schluss zu, dass der Pilot zum Zeitpunkt des ersten Aufpralls im Begriff war das Flugzeug aus der vorher geflogenen Rechtskurve aufzurichten.

Ob das Aufrichten aus dem Kurvenflug brüsk und als Reaktion der Wahrnehmung des Geländes oder als Angleichung zum Flugweg des voraus fliegenden Flugzeuges erfolgte, konnte nicht ermittelt werden.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Medizinische Aspekte

Auf Grund der Auskünfte des Hausarztes und des Vertrauensarztes des BAZL war der Pilot in einem ausgezeichneten Gesundheitszustand.

2.2.1.1 Sehvermögen

Nach den geltenden nationalen und internationalen medizinischen Vorschriften (JAR-FCL3) wäre der Pilot mit der vor der Operation bestehenden Refraktionsstörung (Astigmatismus bzw. Hornhautverkrümmung) weder vor noch nach der korrigierenden Hornhautoperation flugtauglich gewesen.

Eine augenärztliche Untersuchung mit genauer Refraktionsmessung war zum Zeitpunkt der Erstuntersuchung des Piloten noch nicht vorgeschrieben. Eine solche fand offenbar auch im Rahmen der periodischen Flugtauglichkeitsuntersuchungen nicht statt. Der Pilot hätte die Operationen jeweils unverzüglich seinem Vertrauensarzt (AME) melden müssen. Eine solche Meldung ist nicht erfolgt. Der AME wäre auf eine solche Meldung angewiesen gewesen, um über das weitere Vorgehen entscheiden zu können, da die Folgen einer derartigen Laseroperation bei der Untersuchung höchstens anhand einer veränderten Sehschärfe feststellbar sind. Weshalb der Pilot seine beiden Lasereingriffe dem Vertrauensarzt BAZL nicht mitgeteilt hatte, konnte nicht eruiert werden.

Mögliche Folgen einer solchen Operation sind:

- sich verändernde Sehschärfe im Tagesverlauf
- erhöhte Blendempfindlichkeit
- verändertes Kontrastsehen

Nach einer korrigierenden Hornhautoperation hätte ein Pilot nach Usanz des BAZL für mindestens vier Wochen als fluguntauglich bezeichnet werden müssen.

Nach dieser Zeit wäre die Aufhebung der Fluguntauglichkeit unter den folgenden Kriterien als Ausnahme möglich gewesen:

- präoperative Refraktionsstörung innerhalb der für Sehhilfen geltenden Limiten
- stabile Verhältnisse nach der Operation, d.h. keine Tagesschwankungen der Sehschärfe
- keine Blendempfindlichkeit
- normales Kontrastsehen
- Antrag eines augenärztlichen Experten des BAZL an die AMS, Entscheid durch die AMS

Bei dem Piloten des P02 bestand vor dem 18.12.03 eine Refraktionsstörung, mit der er – auch nach einer korrigierenden Hornhautoperation – nicht flugtauglich gewesen wäre.

Das Resultat der Operationen war nur unvollständig dokumentiert und nicht durch einen augenärztlichen Fachexperten des BAZL bestätigt. Eine Aussage über das Sehvermögen des Piloten des P02 zum Unfallzeitpunkt, insbesondere bezüglich einer allfällig erhöhten Blendempfindlichkeit oder eines verminderten Kontrastsehens war nicht möglich.

2.2.1.2 g-Belastung

Eine cerebrale Minderdurchblutung, die zu einer Einengung des Gesichtsfeldes als Folge einer hohen g-Belastung führen könnte, ist durch eine Autopsie nie nachzuweisen. Um einen Verlust der Sehkraft zu erwirken, braucht es mindestens eine Belastung von 5 bis 6 g (1 g = mittlere Erdbeschleunigung $9,81 \text{ m/s}^2$). 6 g und mehr können zu Bewusstlosigkeit führen. Bei der Benutzung eines Anti-g-Systems wird die Schwelle der g-Verträglichkeit erhöht.

Es gab keine Hinweise dafür, dass das Anti-g-System nicht funktioniert hatte.

Im aktuellen Fall war die durchschnittliche g-Belastung mit ca. 3,5 g nicht sehr hoch.

Die g-Verträglichkeit wird unter anderem durch intensives Training unter g-Belastung verbessert. Der Pilot des P02 hatte in den zwei Wochen vor dem Unfall öfters Tiefflugakrobatik durchgeführt.

2.2.1.3 Rechtsmedizinische Aspekte

Die unter 1.13.2 erwähnte Muskelbrücke über der linken Kranzarterie ist eine angeborene Varietät; eine unter besonderen Bedingungen ischämierrelevante Normvariante (Durchblutungsbehinderung), welche koronare Symptome (Herzbeschwerden) erzeugen könnte.

Äusserst selten sind durch eine solche Muskelbrücke bedingte Durchblutungsstörungen als direkte Todesursache zu betrachten. Viel häufiger aber sind belastungsabhängige Brustschmerzen (Herzschmerzen) bei normalem EKG mit einer Muskelbrücke assoziiert. Die klinische Diagnose einer solchen Muskelbrücke ist, insbesondere bei Beschwerdefreiheit, sehr gutem Allgemeinzustand und normalem EKG schwierig oder sogar unmöglich. Entsprechende Abklärungen werden also nur bei subjektiven Beschwerden oder bei objektiv festgestellten EKG-Veränderungen eingeleitet (intracoronarer Ultraschall, Belastungs-Coronarographie, etc.).

Da beim Piloten sowohl subjektiv als auch objektiv keinerlei Hinweise auf eine Durchblutungsstörung am Herzen vorhanden waren, wurden keine solchen Untersuchungen durchgeführt und die Muskelbrücke entsprechend nicht diagnostiziert.

Eine relativ lange Strecke einer Herzkranzarterie verlief unter einer Muskelbrücke. Damit ist es grundsätzlich möglich, dass einerseits durch Anstrengung beim Kunstflug und g-Belastung und andererseits durch Ausschüttung von Stresshormonen möglicherweise die Arterie zusammengezogen und unter der Muskelbrücke komprimiert wurde. Dies könnte vorübergehend zu einer Minderdurchblutung des Herzmuskels mit akutem Brustschmerz (Herzschmerz) und dadurch zu einer sehr kurzen Konzentrationsablenkung geführt haben, was das korrekte Führen des Flugzeuges beeinflusst oder sogar behindert haben könnte. Das rechtsmedizinische Gutachten hält eine solche Mangeldurchblutung für möglich. Allerdings kann dies durch die vorliegenden rechtsmedizinischen Untersuchungen nicht belegt werden.

2.2.1.4 Schlussfolgerungen

Die festgestellten Steuereingaben zum Ausleiten aus der Rechtskurve und die klare Verständlichkeit der letzten Funksprüche lassen die Beeinträchtigung durch die oben erwähnten medizinischen Einflüsse als unwahrscheinlich erscheinen.

2.2.2 Ausbildung und Training

Für die Durchführung von Flügen im Verband wird im militärischen Bereich eine Ausbildung im Kunstflug und anschliessend eine Ausbildung im Formationsflug gefordert. Im zivilen Bereich ist dies nicht geregelt.

Die Erfahrung des Piloten des P02 in der allgemeinen Luftfahrt war gross. Zudem hatte er eine Ausbildung im Kunstflug absolviert, aber diese hatte keine spezifische Ausbildung für Flüge im Verband enthalten.

Im Rahmen von Weiterbildungskursen wurde zwar den speziellen Bedürfnissen bei der Erprobung von Flugzeugen Rechnung getragen. Diese Ausbildung enthielt keine Module für den Kunst- oder Verbandsflug.

Der Pilot des P01 war im Kunst- und Formationsflug während seiner langjährigen Tätigkeit als Pilot einer ausländischen Luftwaffe ausgebildet worden.

Die Pilatus Flugzeugwerke AG bildete ihre Piloten intern für ihre Tätigkeit als Vorführ- und Demopiloten aus.

Das geplante Flugprogramm wurde an der Air 04 nach einer entsprechenden Trainingsphase erstmals gezeigt. Nach der Air 04 erfolgten keine weiteren Trainingsflüge im Verband.

Bei der Wiederaufnahme des Trainings wurde mit der Minimalhöhe von 500 ft QFE und einer lateralen Separation einer halben Pistenbreite begonnen. Bei einem solch langen Unterbruch des Trainings wäre eine Erhöhung der Minimalhöhe und der lateralen Separation angezeigt gewesen.

Für die Durchführung dieser komplexen Flugmanöver im Verband muss der Ausbildungs- und Trainingsstand als nicht adäquat bezeichnet werden.

Neben der Tatsache, dass das Training erst einen Tag vor dem vorgesehenen Abflug geplant war, wirkte zusätzlich erschwerend, dass der Flug infolge der nicht abgeschlossenen Unterhaltsarbeiten immer weiter verzögert wurde. Dies wies auf einen gewissen Druck hin.

2.2.3 Mehrfachbelastung

Da der Pilot des Unfallflugzeugs neben seiner Tätigkeit als Werkspilot weitere Aufgaben im Betrieb wahrnehmen musste, konnte er sich nicht ausschliesslich auf die Durchführung seiner Flüge konzentrieren.

Durch die Doppelbelastung als *Chief Test Pilot* und *Manager Flight Operations* war er einer starken beruflichen Belastung ausgesetzt. Diese hatte sich in jüngster Zeit durch die bevorstehende Abreise ins Ausland noch zusätzlich erhöht. Seine rasche Auffassungsgabe und die Fähigkeit, immer die Übersicht über seinen Aufgabenbereich zu haben, liessen seine Arbeitskollegen in der Überzeugung, dass er diesem momentanen Stress gewachsen war.

2.2.4 Beurteilung der geflogenen Manöver, der Sichtbarkeit und der Arbeitsbelastung

2.2.4.1 Horizontalkreis und Aufschliessmanöver P02

Der erste Teil des Kreises erfolgte bis gegen Ende der ersten 180° auf Grund des Geländes leicht steigend (200 – 300 ft) mit einer konstanten Beschleunigung von 3.5 – 4,0 g. Zwischen 180° und 270° auf der Kreisbahn wurde, vermutlich mit Blick nach oben in den Kulminationspunkt des Looping von P01, weitergedreht. Sobald der Sichtkontakt mit dem Flugzeug hoch oben in Rückenlage (Looping) erstellt war, galt es den eigenen Flugweg so einzuteilen, dass die beiden Flug-

bahnen mit dem nötigen Sicherheitsabstand zusammenlaufen würden. Dabei war die Extrapolation des Vektors des sinkenden und sehr rasch beschleunigenden Flugzeugs sehr anspruchsvoll und schwierig.

Für die Distanzabschätzung aus dem Kreis zu einem in der Vertikalen beschleunigenden Flugzeug musste der kreisende Pilot als zusätzliche Referenz den rechten Pistenrand der Piste 07L als seine laterale Sicherheitstrennlinie in die Abschätzungen mit einbeziehen. Dies erforderte einen sich schnell wiederholenden Blickwechsel zwischen dem sinkendem Flugzeug P01 und seinen Geländereferenzen.

Bei den Verifikationsflügen wurde ein lateraler Sicherheitsabstand von 100 m vereinbart. Die geflogenen Manöver endeten meistens mit einer lateralen Distanz von 100 - 200 m, was einer Streuung von 100 m entspricht. Geht man davon aus, dass beim Unfallflug als laterale Separation eine halbe Pistenbreite, also etwa 20 m, vereinbart war, wurde das kontrollierte Zusammenführen der beiden Flugbahnen durch den die Verifikationsflüge ausführenden Piloten als „fast unlösbare Aufgabe“ bezeichnet.

Falls auf Grund der leichten Verspätung des Flugzeugs P02 gegenüber P01 der Pilot versucht hätte durch stärkeres Ziehen seinen Flugweg etwas abzukürzen, hätte dies zu einer Erhöhung der g-Belastung geführt. Eine daraus folgende Bewusstseinstörung kann aber ausgeschlossen werden, da beim Eintreten einer solchen eine Erschlaffung der Muskeln mit Nachlassen seiner Steuerkraft zur Folge gehabt hätte. Dadurch wäre das Flugzeug aus seiner vorgesehenen Kreisbahn geflogen. Die erste Aufschlagsstelle deutete aber darauf hin, dass der P02 dem Flugweg des P01 folgte.

2.2.4.2 Sichtbarkeit des P01 im Aufschliessmanöver

Aufgrund der in den Verifikationsflügen festgestellten guten Sichtbarkeit und dem Funkverlauf mit den Anweisungen durch den Piloten im P02, ist davon auszugehen, dass Sichtkontakt von P02 zu P01 vorhanden war.

Es war schwierig, in einem Kreis mit rund 70° - 75° Querlage auf ein aus der Vertikalen abflachendes und beschleunigendes Flugzeug aufzuschliessen. Dabei war es möglich gewesen, dass in der letzten Phase des Loopings das Flugzeug P01 und die Piste für den Piloten des P02 hinter seinem Cockpitrand dem Flügel und dem Rumpf verschwinden konnten.

Um während des Aufschliessmanövers den Sichtkontakt zum Flugzeug P01 aufrecht zu erhalten, musste der Pilot des P02 eine Position einnehmen, welche in Bezug auf P01 rechts und tiefer gestuft war. Es ist davon auszugehen, dass P02 den ständigen Sichtkontakt zu P01 aufrechterhalten wollte und sich daher in der beschriebenen Position befand.

Das Unterschreiten der vereinbarten Minimalhöhe durch das Flugzeug P01 war in dieser Phase für den aufschliessenden Piloten nur schwer erkennbar. Das Manöver erlaubte in dieser Phase auch keinen Blick vom anderen Flugzeug weg auf die Höhenmesseranzeige im HUD oder PFD. So konnte er auch die extreme Bodennähe nicht realisieren. Dazu hätte er nach rechts über den Flügel blicken müssen.

2.2.4.3 Beurteilung der Fluglagen

Die Funkanweisung „keep going“ vom Piloten des Unfallflugzeugs P02 lässt darauf schliessen, dass sich der Pilot des P02 in der Lage fühlte das Aufschliessmanöver und den folgenden Leaderwechsel durchzuführen.

Zwei Sekunden später erfolgte die Anweisung am Funk durch P02: „*turn right*“. Diese Anweisung war klar und ohne jegliche Hinweise auf eine Bewusstseinsstrübung des Piloten. Zu diesem Zeitpunkt flog der Pilot des P01 bereits mit einer Querlage von 20° rechts. Es ist anzunehmen, dass sich der Pilot P02 ausschliesslich auf das Aufschliessmanöver und somit seine relative Position zum vorderen Flugzeug konzentrierte. Er war sich der tatsächlichen Fluglage und Bewegungsrichtung im Raum offenbar nicht bewusst.

2.2.4.4 Looping P01

Eine Sekunde nach der Meldung von P02 „*turn right*“ erreichte P01 den tiefsten Punkt im Looping mit 180 ft QFE und einer Radiohöhe von 330 ft und begann wieder zu steigen. Die Geschwindigkeit betrug IAS 307 kt bei einer Querlage von 23° rechts.

Der Pilot von P01 hatte zu diesem Zeitpunkt vermutlich keine Chance die gefährliche Position von P02 zu erkennen, da dieser höchstwahrscheinlich durch Flügel und/oder Rumpf verdeckt war.

Das deutliche Unterschreiten der vereinbarten Minimalhöhe von 500 ft und der Beschleunigungsverlauf deuten darauf hin, dass der Pilot des P01 den vorgesehenen Verlauf im letzten Teil des Loopingmanövers nicht genügend beachtete. Es ist anzunehmen, dass er nach rechts die Sichtverbindung zum Flugzeug P02 suchte. Diese Annahme wird gestützt durch die Tatsache, dass das Flugzeug im letzten Viertel des Loopings eine Querlage von 10° – 28° nach rechts hatte.

Der von Augenzeugen beobachtete flache Sinkflug des Unfallflugzeuges gegen Ende seines Vollkreises konnte entstehen, wenn dem Piloten des P02 das Flugzeug P01 mit seiner sinkenden anstatt horizontalen Flugbahn als Referenz diente. Das laterale Schneiden der Pistenachse nach rechts im letzten Viertel des Loopings durch das Flugzeug P01 setzte möglicherweise den Piloten des P02 unter Druck und erschwerte sein Aufschliessmanöver zusätzlich, da der Referenzvektor nicht nur sinkend war, sondern sich ihm auch unerwartet lateral annäherte.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte P01

- Das Luftfahrzeug war als Prototyp zum Verkehr zugelassen.
- Die Video Aufzeichnungen der Bordkamera waren verwertbar und erlaubten eine Rekonstruktion des geflogenen Loopings.
- Alle Geräte der *flight test instrumentation* waren für den Vorführflug im Ausland ausgebaut worden.

3.1.2 Technische Aspekte P02

- Das Luftfahrzeug war als Prototyp zum Verkehr zugelassen.
- Die Untersuchung hat keine Anzeichen dafür ergeben, dass ein technischer Fehler am Flugzeug oder am Triebwerk vorlag.
- In den Wiederholungen der Manöver anlässlich der Verifikationsflüge konnte kein abnormales oder einschränkendes Verhalten des Flugzeuges PC-21 festgestellt werden.
- Die Resultate der Untersuchungen an der Flugsteuerung wiesen darauf hin, dass diese zum Zeitpunkt des ersten Aufschlages ohne Einschränkungen funktionierte.
- Der *roll spoiler actuator* links war zum Zeitpunkt des Aufpralls ausgefahren.
- Der *roll spoiler actuator* rechts war zum Zeitpunkt des Aufpralls eingefahren.
- Die Aktivierung des *roll spoiler actuator* links deutet darauf hin, dass der Pilot zum Zeitpunkt des ersten Aufpralls im Begriff war, das Flugzeug aus der vorher geflogenen Rechtskurve aufzurichten.
- Aufgrund von Überprüfungen in den beiden Verifikationsflügen ist mit grösster Wahrscheinlichkeit ein *accelerated stall (high speed stall)* als Unfallursache auszuschliessen.
- Obwohl der Auslösegriff des vorderen Schleudersitzes aus seiner Verriegelung herausgezogen war, der Pilot nicht mehr auf dem Sitz angeschnallt war und die Patrone des Schulter – Rückzugmechanismus abgefeuert war, kann mit hoher Wahrscheinlichkeit davon ausgegangen werden, dass der Schleudersitz nicht durch den Piloten ausgelöst wurde.
- Alle Geräte der *flight test instrumentation* waren für den Vorführflug im Ausland ausgebaut worden.

3.1.3 Besatzung

- Die Piloten waren im Besitz der notwendigen Lizenzen, ärztlichen Tauglichkeitszeugnissen und Berechtigungen.
- Aus medizinischer Sicht wäre der Unfallpilot aufgrund der Refraktionsstörung seiner Augen nicht flugtauglich gewesen.
- Die festgestellten Steuereingaben zum Ausleiten aus der Rechtskurve und die klare Verständlichkeit der letzten Funksprüche liessen eine Beeinträchti-

gung der Leistungsfähigkeit des Piloten P02 durch gesundheitliche Störungen als unwahrscheinlich erscheinen.

- Die Piloten waren mit dem Flugzeug und der zu fliegenden Figur vertraut.
- Im Gegensatz zum Piloten P01 war der Pilot P02 nicht systematisch für den Verbandsflug ausgebildet worden.

3.1.4 Flugverlauf

- Der Unfall ereignete sich in der sehr anspruchsvollen Phase des „*joining*“ nach dem Looping und dem Horizontalkreis.
- Dieses Manöver war insbesondere für den Piloten des P02 sehr anspruchsvoll, da seine volle Aufmerksamkeit für die Beurteilung der Annäherungsvektoren beansprucht wurde.
- Der Pilot des P01 flog in der ersten Phase des Kunstflugprogramms bis zum „*joining*“ als *leader* (Führer des Verbands).
- Als Minimalhöhe waren 500 ft über Grund festgelegt. Als Vorführrachse diente die Piste 07L/25R und als *centro* (Mitte des Vorführerraums) diente die Strasse, welche den Flugplatz querte.
- Für die kombinierte Kunstflugfigur Looping und Horizontalkreis wurde vereinbart, dass P01 auf der Pistenachse und P02 südlich des Pistenrandes fliegen würden.
- Die Einleitung des Looping erfolgte ohne Stabilisierungsphase unmittelbar nach der vorher geflogenen Figur.
- Die Flugparameter des P01 zu Beginn des Looping waren: angezeigte Höhe auf dem HUD: 390 ft QFE; durch den SSEC korrigierte Höhe: 510 ft QFE; Heading: 065° d.h. in Pistenachse; seitliche Versetzung: leicht rechts der Pistenachse; Querlage: 0°
- Die Flugparameter des P01 am Ende des Looping waren: angezeigte Höhe auf dem PFD: 180 ft QFE; durch den SSEC korrigierte Höhe: 300 ft QFE; Heading: 084°; seitliche Versetzung: ca. 140 Meter rechts von der Pistenachse; Querlage: 23° rechts.
- Höchstwahrscheinlich richtete der Pilot P02 seinen Flugweg nach demjenigen des Flugzeugs P01 aus.
- Im Scheitelpunkt des Loopings bestätigte der Pilot P01 mit dem Wort „*contact*“, dass er das andere Flugzeug sah.
- Drei Sekunden später, als das Flugzeug P02 ungefähr 210° seines Horizontalkreises geflogen hatte, bestätigte dessen Pilot ebenfalls, dass er das Flugzeug im Looping im Blick hatte mit dem Wort „*visual*“.
- Nach weiteren zehn Sekunden forderte der Pilot P02 den Piloten P01 mit den Worten „*keep going*“ auf, seine Figur weiterzufliegen. Seine Position lag hinter derjenigen des Flugzeugs P01.
- Zwei Sekunden später kommentierte der Pilot des P02 erneut mit den Worten „*turn right*“ den Beginn der nächsten geplanten Figur, einer hochgezogenen Umkehrkurve.

- Die Funkanweisung „*keep going*“ des Piloten P02 lässt darauf schliessen, dass er sich in der Lage fühlte, das Aufschliessmanöver und den folgenden Leaderwechsel durchzuführen.
- Es ist davon auszugehen, dass Sichtkontakt von P02 zu P01 vorhanden war.

3.1.5 Rahmenbedingungen

- Es gibt keine Hinweise darauf, dass Umwelteinflüsse das Unfallgeschehen beeinflusst haben.
- Durch die Mängelbehebung an den Flugzeugen konnte der Flug erst gegen Abend durchgeführt werden.
- Am 26. August 2004 wurde dieses Programm erstmals mit beiden Flugzeugen geflogen. Im Zeitraum vom 26.08.2004 bis 05.09.2004 wurden fünf Trainingsflüge im Verband auf dem Flugplatz Buochs und drei Vorführungsflüge im Rahmen der Air04 durchgeführt.
- Der Unfallflug war das erste Training im Verband seit der Vorführung anlässlich der Air04.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf eine Kollision mit dem Gelände anlässlich eines Kunstfluges im Verband zurückzuführen, weil der Pilot des Unfallflugzeuges sich mit hoher Wahrscheinlichkeit auf das Annäherungsmanöver an das andere Flugzeug konzentrierte. Dabei liess er seine Flughöhe über dem Gelände ausser Acht.

Zum Unfall haben möglicherweise beigetragen:

- Die Beeinträchtigung des Sehvermögens des Unfallpiloten.
- Der Zeitdruck und die mehrfache Belastung des Piloten.
- Der Schwierigkeitsgrad des geflogenen Manövers.
- Der geringe Trainingsstand im Formationsflug.
- Das Nichteinhalten der vereinbarten Flughöhen und Abstände.

Anlagen

Anlage 1	Übersicht Unfallstelle
Anlage 2	Endlage verschiedener Wrackteile
Anlage 3	Sonnenstand- und Schattenwurfmodell
Anlage 4	Simulation des Aufpralls des Flugzeugs
Anlage 5	Rekonstruktion der beiden Flugwege

Bern, 27. Juli 2006

Büro für Flugunfalluntersuchungen

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

Übersicht Unfallstelle



Rauchwolke über dem Damm der Engelberger Aa



Übersicht Unfallstelle Richtung Ost



Erste Aufschlagspuren des rechten Flügels



Erste Aufschlagstelle und zweite Aufschlagstelle sowie abgerissener Rumpf im Hintergrund



Heckteil und Aufprallstelle am Damm; dahinter Cockpit auf Buochser Seite



Aufschlagstelle am Damm der Engelberger Aa

Endlage verschiedener Bauteile



Endlage des Heckteils



Endlage Hauptholm / Flügelmittelektion





Beplankung linker Flügel im Bachbett der Engelberger Aa



Cockpit auf Buochser Seite des Kanals

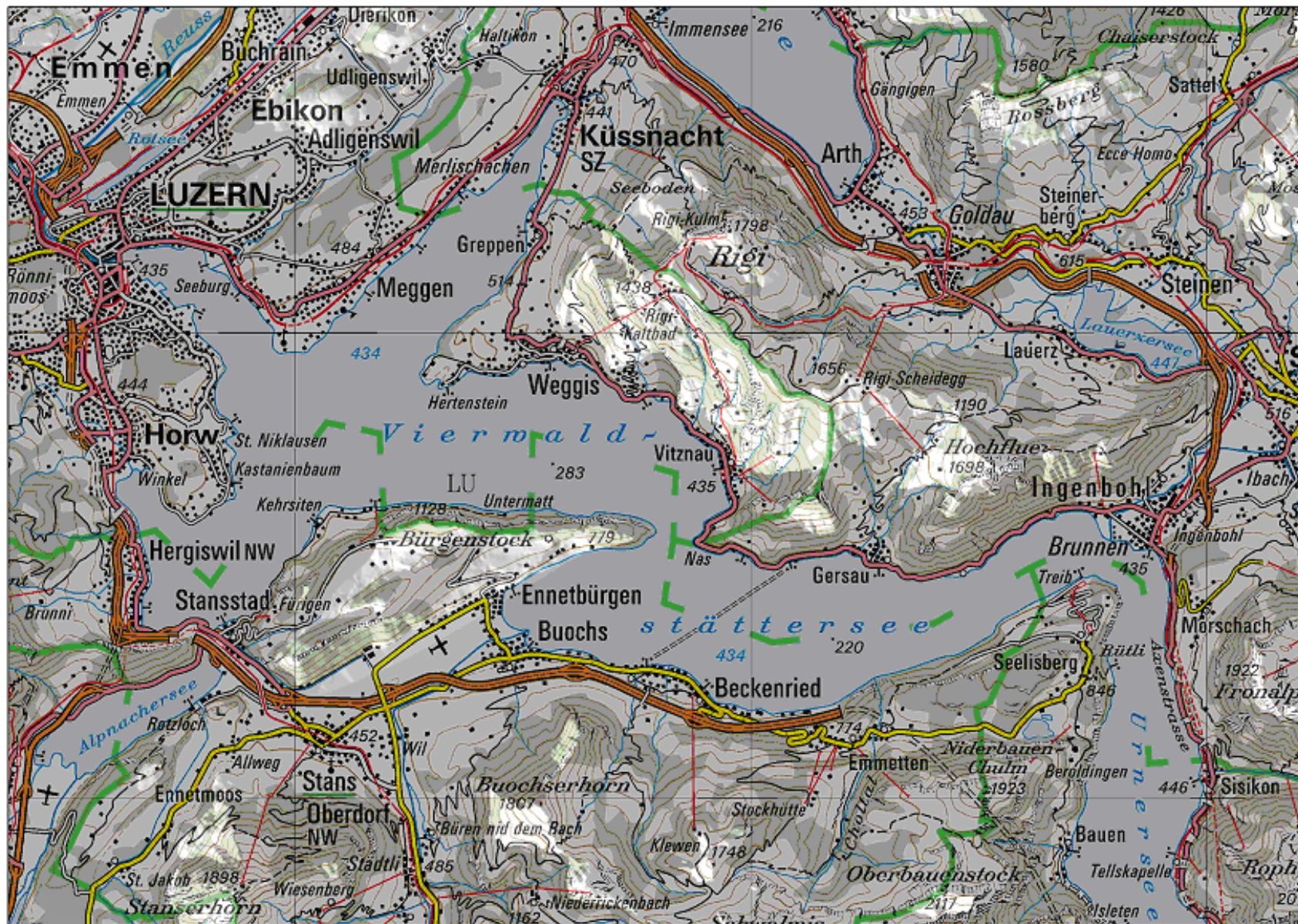


Triebwerk am Ufer der Engelberger Aa



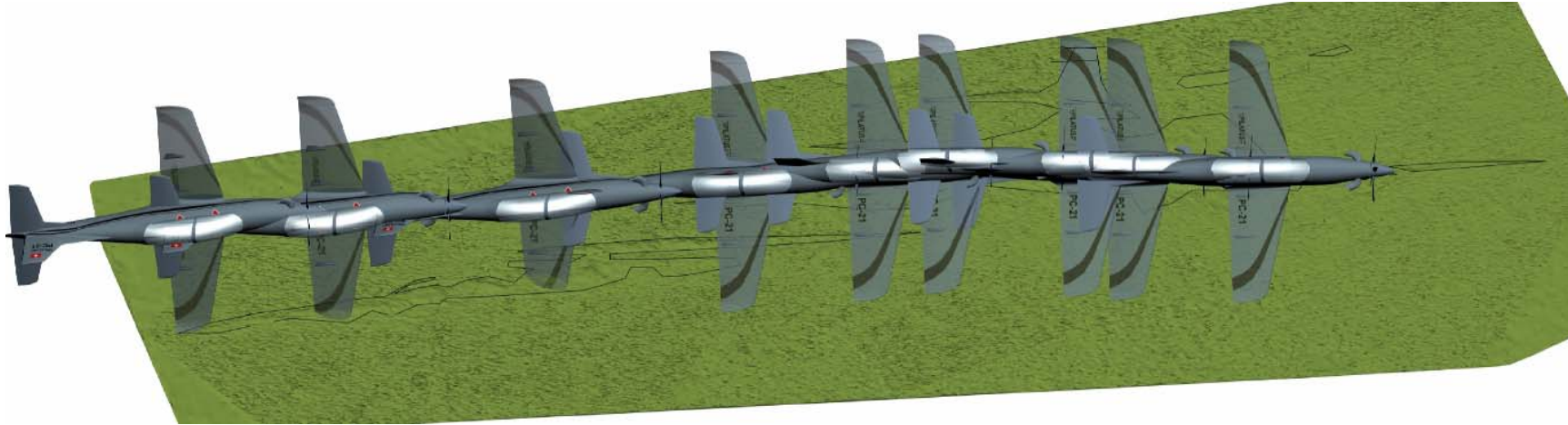
Propellernabe in der Engelberger Aa

Sonnenstand- und Schattenwurfmodell



Simulation des Aufpralls des Flugzeugs

Die untenstehenden Abbildungen zeigen eine Draufsicht und eine seitliche Ansicht der Positionen des Flugzeugs P02 vom Zeitpunkt der ersten Bodenberührung bis zum erneuten Abheben im Bereich der ersten Aufschlagstelle.

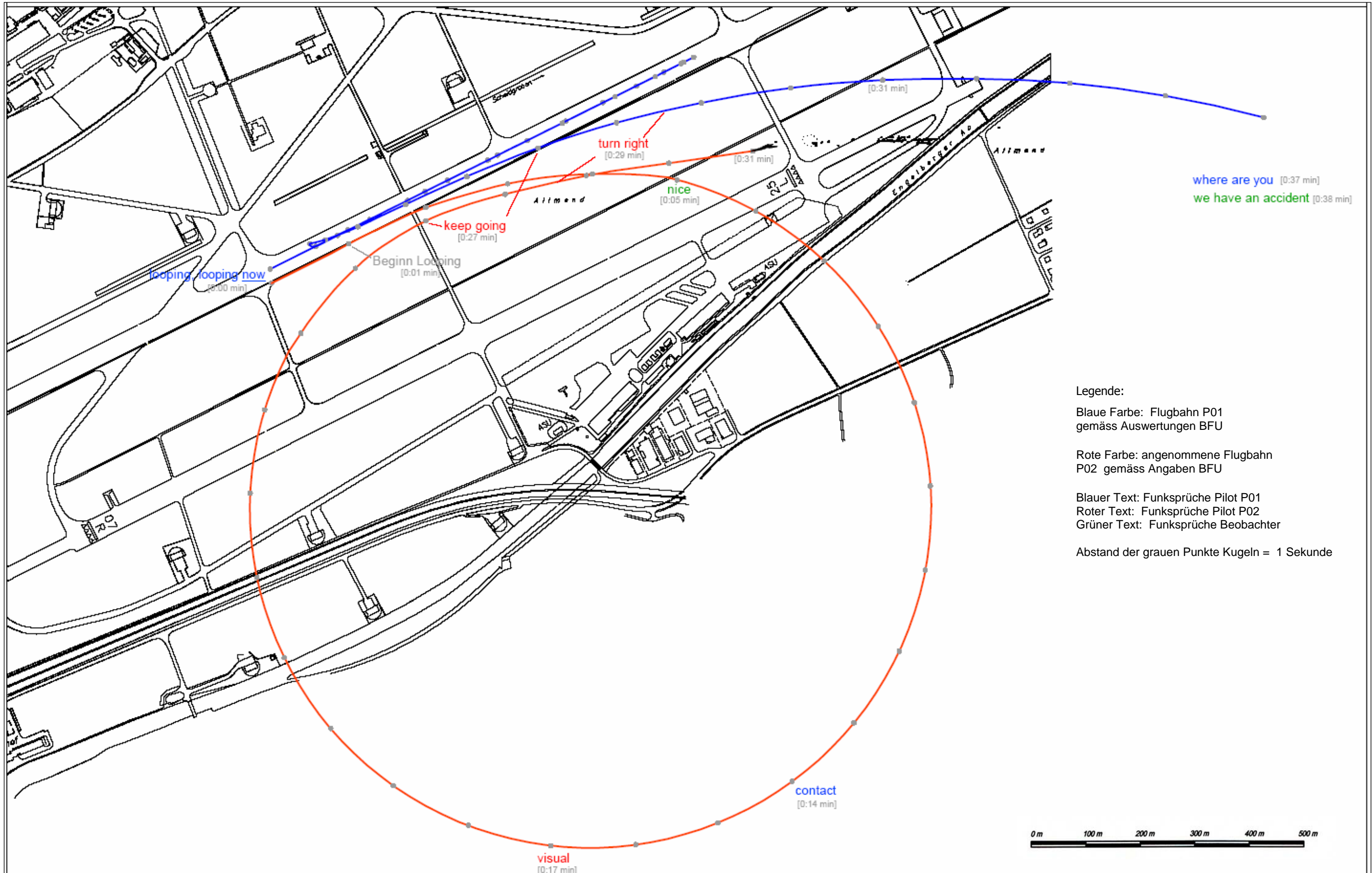


Draufsicht

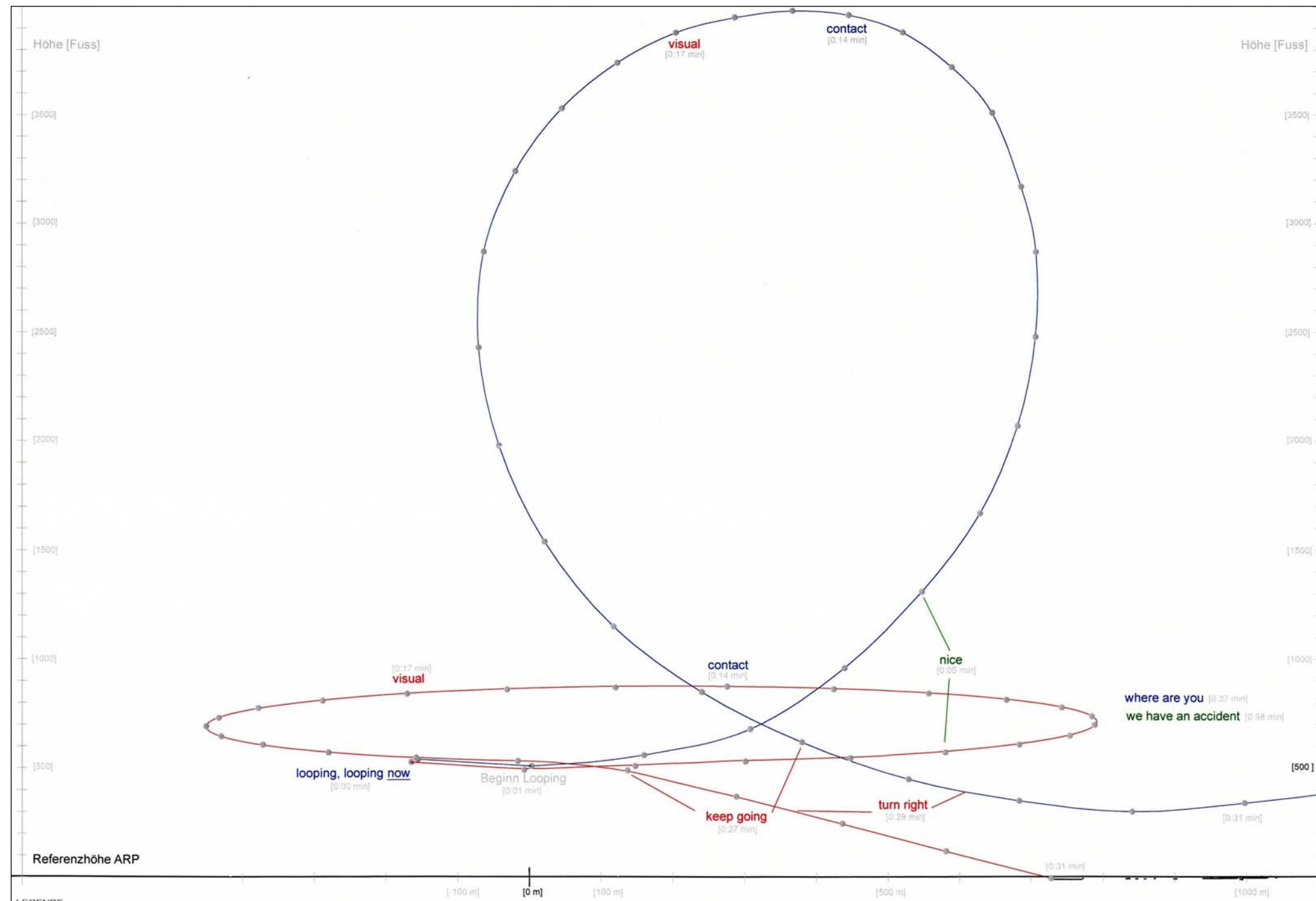


Seitliche Ansicht

Rekonstruktion der beiden Flugwege; Draufsicht



Rekonstruktion der beiden Flugwege; seitliche Ansicht



Legende:

Blaue Farbe: Flugbahn P01
gemäss Auswertungen BFU

Rote Farbe: angenommene Flugbahn
P02 gemäss Angaben BFU

Blauer Text: Funksprüche Pilot P01
Roter Text: Funksprüche Pilot P02
Grüner Text: Funksprüche Beobachter

Abstand der grauen Punkte = 1 Sekunde

In dieser Graphik wurde der
Höhenmessfehler berücksichtigt
(siehe 1.6.4.4)

Erarbeitung der Zeichnungen
durch KAPO Bern