



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST
Service suisse d'enquête de sécurité SESE
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Schlussbericht Nr. 2310 der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST

über den Unfall des Flugzeuges
Bücker Bü 133 C Jungmeister, HB-MIP,

vom 5. Oktober 2014

Flugplatz Lausanne-La Blécherette (VD)

Causes

L'accident est dû à un atterrissage dur suite à une perte de contrôle, provoquant la rupture du train d'atterrissage et le retournement de l'avion.

Les facteurs suivants ont directement contribué à l'accident :

- vitesse d'approche trop faible ;
- glissade achevée trop tardivement.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle (SUST) über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Artikel 3.1 der 12. Ausgabe des Anhangs 13, gültig ab 5. November 2020, zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung von Unfällen oder schweren Vorfällen. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

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

Die deutsche Fassung dieses Berichts ist das Original und daher massgebend.

Alle Angaben beziehen sich, soweit nicht anders vermerkt, auf den Zeitpunkt des Unfalls.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die zum Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*coordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

Schlussbericht

Luftfahrzeugmuster	Bü 133 C	HB-MIP
Halter	Privat	
Eigentümer	Privat	

Pilot	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1958			
Ausweis	Privatpilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Private Pilot Licence Aeroplane</i> – PPL(A)) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency</i> – EASA), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL).			
Flugstunden	insgesamt	876:11 h	während der letzten 90 Tage	19:41 h
	auf dem Unfallmuster	49:38 h	während der letzten 90 Tage	2:46 h

Ort	Flugplatz Lausanne-La Blécherette (LSGL)		
Koordinaten	---	Höhe	---
Datum und Zeit	5. Oktober 2014, 13:21 Uhr		

Betriebsart	Sichtflugregeln (<i>Visual Flight Rules</i> – VFR), privat
Flugphase	Landung
Unfallart	Kontrollverlust

Personenschaden

Verletzungen	Besatzungsmit- glieder	Passagiere	Gesamtzahl der Insassen	Drittpersonen
Tödlich	0	0	0	0
Erheblich	0	0	0	0
Leicht	0	0	0	0
Keine	1	0	1	Nicht zutreffend
Gesamthaft	1	0	1	0

Schaden am Luftfahrzeug Schwer beschädigt

Drittschaden Keiner

1 Sachverhalt

1.1 Flugverlauf

1.1.1 Allgemeines

Die folgende Beschreibung von Vorgeschichte und Flugverlauf basiert auf den Aussagen des Piloten, den Aufzeichnungen der Webcam des Flugplatzes Lausanne-La Blécherette (LSGL) sowie deren Auswertungen mit Hilfe einer dreidimensionalen Rekonstruktion.

1.1.2 Vorgeschichte

Im Frühjahr 2009 wurde die Fahrwerkanlage des Flugzeuges HB-MIP mit einer hydraulischen Bremsanlage ausgerüstet.

Am 20. Juni 2009 vollzog der Pilot mit dem Flugzeug auf dem Flugplatz Lausanne eine harte Landung, bei der das Fahrwerk, der Propeller und das Flugzeug stark beschädigt wurden. Das Flugzeug wurde in einem Unterhaltsbetrieb in der Schweiz repariert. Der Erstflug nach der Reparatur erfolgte am 7. Oktober 2010.

In den folgenden Jahren bis zum Unfall flog der Pilot regelmässig die Bucker 133 Jungmeister. Daneben flog er das Muster Bucker 131 Jungmann.

1.1.3 Flugvorbereitung

Der Pilot traf am 5. Oktober 2014 gegen 11:15 Uhr auf dem Flugplatz Lausanne ein. Er erstellte eine Fluganmeldung. Die Bereitstellung des Flugzeuges erfolgte vor dem Hangar. Hierbei überprüfte er auch die Stossdämpferfunktion des Fahrwerks.

1.1.4 Flugverlauf

Um 12:52 Uhr startete das Flugzeug Bü 133 C, eingetragen als HB-MIP, auf der Piste 36 des Flugplatzes Lausanne zu einem Flug, um in der Gegend von Ville-neuve-Montreux einige Kunstflugfiguren zu fliegen. Anschliessend flog der Pilot zurück zum Startflugplatz, wo mittlerweile die Piste 18 in Betrieb war. Die Wetterverhältnisse waren gut. Die Windgeschwindigkeit betrug gemäss seinen Angaben etwa 5 Knoten aus Richtung Süd. Er flog auf 3500 ft AMSL¹ in den Sektor November und leitete den Landeanflug auf die Piste 18 ein. Den Anflug flog der Pilot in einer sogenannten Linksglissade, einem Seitengleitflug bei dem die Flugzeugnase nach rechts zeigt. Der Pilot gab an, dass die Fluggeschwindigkeit in dieser Phase ungefähr 110 km/h betragen habe.

Das Ausleiten des Flugzeuges aus dem Seitengleitflug erfolgte auf einer Höhe von rund 5 Meter über Grund mit einer hohen Sinkrate. Dabei vergrösserte sich der Anstellwinkel (vgl. Kapitel 1.7.3). Die erste Bodenberührung erfolgte etwa 10 Meter vor der Schwelle der Piste 18 mit dem rechten Fahrwerkbein auf dem Hartbelag. Eine weitere Bodenberührung erfolgte nach etwa 75 Metern.

Der Eindruck des Piloten war, dass er eine sanfte Dreipunktlandung im Bereich der Pistenschwelle durchführte und das Flugzeug nach der ersten Bodenberührung am Boden blieb. In einer ersten Phase nach dem Aufsetzen bemerkte der Pilot keine Besonderheiten. Mit abnehmender Geschwindigkeit neigte sich der Flügel zunehmend nach rechts. Gleichzeitig vernahm er einen pfeifenden Lärm. Anschliessend berührte der rechte Flügel die Piste und die HB-MIP rollte nach links gegen den Pistenrand. Dort überschlug sich das Flugzeug und kam in Rückenlage zum Stillstand. Der Pilot konnte das Flugzeug unverletzt verlassen. Es brach kein Feuer aus.

¹ AMSL: *Above Mean Sea Level*, Höhe über dem mittleren Meeresspiegel

1.2 Meteorologische Angaben

1.2.1 Allgemeine Wetterlage

Die Schweiz befand sich zwischen einer Hochdruckbrücke über Frankreich und einem alpinen Hitzetief. Eine gealterte Frontalzone lag knapp westlich der Landesgrenze über dem französischen Jura. Entlang dieser Frontalzone entwickelten sich Gewitter.

1.2.2 Wetter zum Zeitpunkt und am Ort des Unfalls

Der Himmel war leicht bewölkt. Entlang des Juras zogen Gewitterzellen nordwärts. Der Bodenwind war schwach und geprägt durch lokale und regionale thermische Zirkulation.

Wetter/Wolken	2/8 CB	3400 ft AAL ²
	4/8	4400 ft AAL
	4/8	21000 ft AAL
Wetter	trocken	
Sicht	10 km oder mehr	
Wind	variabel, schwach	
Temperatur/Taupunkt	19 °C / 13 °C	
Luftdruck QNH	1015 hPa, Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO ³ -Standardatmosphäre	
Gefahren / Trend	keine	

1.2.3 Astronomische Angaben

Sonnenstand	Azimut: 180 Grad	Höhe: 39 Grad
Beleuchtungsverhältnisse	Tag	

1.3 Angaben zum Piloten

Zum Unfallzeitpunkt verfügte der Pilot über eine Erfahrung von mehr als 200 h auf Bucker-Flugzeugen. Diese setzte sich folgendermassen zusammen:

	Totale Flugzeit	davon in den letzten 90 Tagen	letzter Flug am
Bü 133 C	49:38 h	2:46 h	5. Oktober 2014
Bü 131	> 150 h	5:41 h	21. August 2014

Der Pilot führte mit den beiden Bucker-Mustern in den Jahren 2011 - 2014 folgende Flüge aus:

Jahr	Bücker 133 Jungmeister		Bücker 131 Jungmann	
	Flugstunden	Landungen	Flugstunden	Landungen
2011	6:58 h	12 (2)	22:24 h	34
2012	4:34 h	6 (3)	14:32 h	20
2013	4:15 h	9 (3)	22:13 h	30
2014	4:21 h	8 (2)	17:21 h	23

Die Angaben in Klammern der Anzahl Landungen, beziehen sich auf Landungen mit Bucker 133 auf Hartbelag.

² AAL: Above Aerodrome Level, über Flugplatzhöhe

³ ICAO: International Civil Aviation Organisation

1.4 Angaben zum Luftfahrzeug

1.4.1 Allgemeines

Charakteristik	Historischer, einsitziger Doppeldecker mit einem luftgekühlten 7-Zylinder Sternmotor, ausgeführt in Mischbauweise Holz und Metall, stoffbespannt, mit festem Fahrwerk und Heckrad.
Hersteller	Dornier-Flugzeugwerke Altenrhein
Baujahr	1938
Werknummer	11
Betriebsstunden	Zelle: 2570:57 h (TSN ⁴) Triebwerk: 1077:43 h (TSN)
Höchstzulässige Massen	Höchstzulässige Abflugmasse: 615 kg
Masse und Schwerpunkt	Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich beim Start sowie zum Zeitpunkt der Landung innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch (<i>Aircraft Flight Manual – AFM</i>) zulässigen Grenzen.
Minimalgeschwindigkeit	110 km/h (rote Grenzmarke am Instrument)
Gleitfluggeschwindigkeit	130 km/h (gelbe Grenzmarke am Instrument)
Unterhalt	Die letzte geplante Unterhaltsarbeit, eine 100-h-Kontrolle inklusive einer Jahresinspektion wurde am 1. April 2014 bei 2565:52 h bescheinigt.
Technische Einschränkungen	Keine eingetragen
Prüfbestätigung	Ablauf der Gültigkeit: 2. Oktober 2016
Einsatzart	VFR bei Tag Kunstflug gemäss AFM

1.4.2 Fahrwerkanlage Bücker 133 C

1.4.2.1 Allgemeines

Das Fahrwerk der Bücker 133 C besteht aus dem linken und dem rechten Federbein (vgl. Abbildung 1, Pos. 3). Die beiden Federbeine werden durch Zugstreben (Pos. 7) und den Fahrwerkstreben (Pos. 4) stabilisiert. Der Achsschenkel mit dem darauf montierten Rad (Pos. 1) wird bei der Einfederung des Fahrwerks in das Mantelrohr eingeschoben. Er ist über ein Gelenk mit dem Schmierbolzen (Pos. 5) über die Fahrwerkstrebe (Pos. 4) mit dem Strebenbock (Pos. 6) verbunden.

Die vorderen Streben des Strebenbocks sind am vorderen Holm des unteren Flügels mit je einem angeschweissten Befestigungsbeschlag (Pos. 2) verschraubt. Bei der Einfederung des Fahrwerks wird im Innern des Federbein-Mantelrohrs (Pos. 8) die Druckfeder belastet und der Federvorgang hydraulisch durch Öl gedämpft. Das Federbein und die Zugstrebe sind als Einheit stromlinienförmig verkleidet. Die Fahrwerkanlage ist identisch mit derjenigen des Flugzeugmusters Bücker 131.

⁴ TSN: *Time Since New*, Betriebszeit seit Herstellung

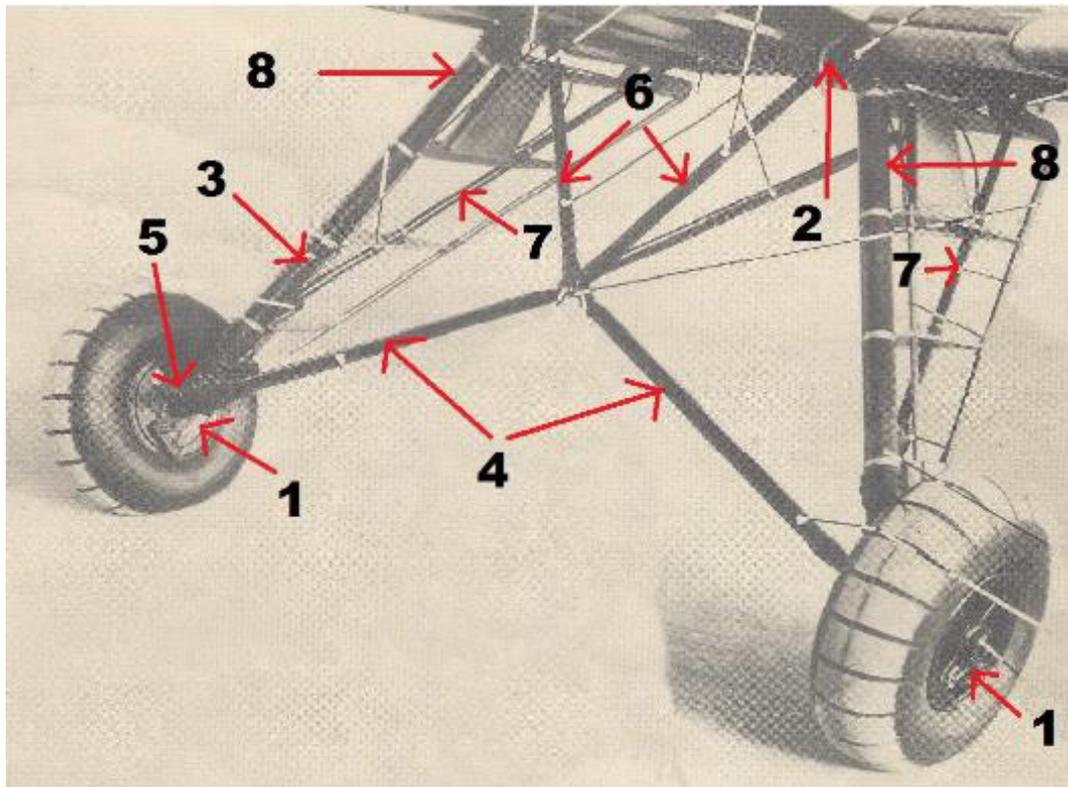


Abbildung 1: Übersicht der Fahrwerkanlage

1.4.2.2 Das Fahrwerkverhalten der Bücker 133 auf Gras- und Hartbelag-Pisten

Beim Aufsetzen der Bücker Flugzeuge auf der Landepiste ist zu Beginn des Einfederungsvorganges die Spurweite klein und die Räder sind stark nach innen geneigt. Dabei spricht man vom Radsturz. Beim Einfedern wird die Spurweite grösser und dabei die Radneigung verringert.



Abbildung 2: Die Fotos wurden an einem Vergleichsflugzeug aufgenommen. Das linke Bild zeigt das Fahrwerk im eingefederten Zustand. Das rechte Bild entsprechend das Fahrwerk im ausgefederten bzw. unbelasteten Zustand.

Die Spurweite ist im belasteten Zustand am Boden knapp 400 mm grösser als in der Luft. Die Radneigung des voll eingefederten Fahrwerks, gemessen ab der Vertikalen, beträgt rund 6°.

Die ersten 6 cm der Einfederung des Fahrwerks werden hydraulisch gedämpft, die Kraft der Druckfeder wird erst danach wirksam. Die hydraulische Dämpfung wirkt als erste Bremse der Einfederung und dämpft Schwingungen. Die hydraulische Dämpfung ist abhängig von der Einfederungsgeschwindigkeit. Die Einfederungsrate ist bei grosser Einfederungsgeschwindigkeit hoch. Bei einer Schockbeanspruchung, wie zum Beispiel einem Aufprall auf der Piste, wird die Kraft resultierend aus der Dämpfung sehr hoch d.h. die Einfederung wird hierbei praktisch blockiert (*hydraulic lock*). Der Schock wird auf die Fahrwerkskomponenten wie auch auf die Befestigungspunkte an der Rumpfunterseite übertragen.

Die Geometrie des Einfederns, bedingt durch die Änderung des Radsturzes und der Spurweite, ist während des Landevorganges auf Hartbelag-Pisten aus folgendem Grund problematisch: Die Griffigkeit zwischen dem Hartbelag und den Radreifen ist gross, was die Änderung der Spurweite während des Einfederns des Fahrwerks behindert. Zudem sind die heute verwendeten Reifen mit einem Rillenprofil längs des Umfanges versehen, was eine zusätzliche Hemmung bei der Spurweitenvergrösserung zur Folge hat. Die ursprünglich verwendeten Reifen wiesen Querrillen oder kein Profil auf.

Die Bucker wurden zu Beginn mehrheitlich auf Graspisten betrieben. In der neueren Zeit verschwanden diese Flugfelder, sodass sie vermehrt auch auf Hartbelagpisten eingesetzt wurden. Der Betrieb auf Graspisten belastet das Fahrwerk markant weniger. Dies insbesondere, wenn das Flugzeug beim Aufsetzen nicht genau in Pistenrichtung ausgerichtet ist. Deshalb werden die Bucker-Flugzeuge möglichst auf Graspisten betrieben.

1.5 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.5.1 Unfallstelle und Aufprall

Bei der Landung auf der Piste 18 brach das rechte Fahrwerk ein. In der Folge überschlug sich das Flugzeug und blieb am linken Pistenrand in Rückenlage liegen.

1.5.2 Wrack



Abbildung 3: Endlage des schwer beschädigten Flugzeuges

1.5.3 Festgestellte Schäden an der Fahrwerkanlage

Die folgenden Teile der Fahrwerkanlage wiesen starke Beschädigungen auf (vgl. Abbildung 1):

- Am äusseren Rand der Felge des rechten Rades (Pos. 1) waren Schleifspuren sichtbar. An zwei Stellen war dieser Rand stark verformt.
- Der Befestigungsbeschlag (Pos. 2) für die linke vordere Strebe des Strebenbocks war vom Hauptholm losgerissen.
- Das Mantelrohr (Pos. 8) des Fahrwerkfederbeines rechts war nach innen geknickt, auf der einen Seite aufgerissen und auf der gegenüberliegenden Seite gestaucht. Die Abknickstelle des Mantelrohrs befand sich etwa 12 cm über dem unteren Rohrende.
- Die am rechten Federbein montierte Gelenkgabel der Fahrwerkstrebe (Pos. 4) war plastisch stark deformiert.
- Der Schmierbolzen (Pos. 5) dieser Gelenkgabel war in drei Teile zerbrochen. Der Sechskantteil des Bolzens war auf der Unfallstelle nicht auffindbar.

1.6 Untersuchungen der Fahrwerkanlage

1.6.1 Rechte Radfelge

Das rechte Rad wies zwei starke Verformungen an der Radfelge auf.



Abbildung 4: Verformungen an den Positionen 1 und 2 mit Schleifspuren am äusseren Rand der Radfelge des rechten Rades.



Abbildung 5: Deutlich sichtbare Verformungen an der rechten Radfelge

Die zwei Verformungen der rechten Radfelge waren Eindrücke in Richtung der Radachse und etwa 6 mm tief. Die starken Verformungen lassen auf zwei mit grosser Kraft erfolgte Schläge auf den Felgenrand schliessen.

1.6.2 Befestigungsbeschlag am Hauptholm des unteren Flügels

Der Befestigungsbeschlag war vom Hauptholm losgerissen. Die Art des Bruches vom abgerissenen Befestigungsbeschlag wurde als Gewaltbruch aufgrund Überbelastung beurteilt.

Die Art des Schadens ist ein Hinweis, dass die linke vordere Strebe des Strebenbocks durch eine hohe Druckkraft beansprucht wurde, was zum Ausreissen der Befestigungsbeschlages geführt hat. Das Ausreissen ist mit den harten Stössen auf das rechte Fahrwerk erklärbar.

1.6.3 Mantelrohr des rechten Fahrwerkfederbeines

Beim Rohrmaterial handelt es sich um einen hochfesten Stahl. Aus der Analyse der Bruchstelle geht hervor, dass es sich beim Bruch um einen Spontanbruch handelt.

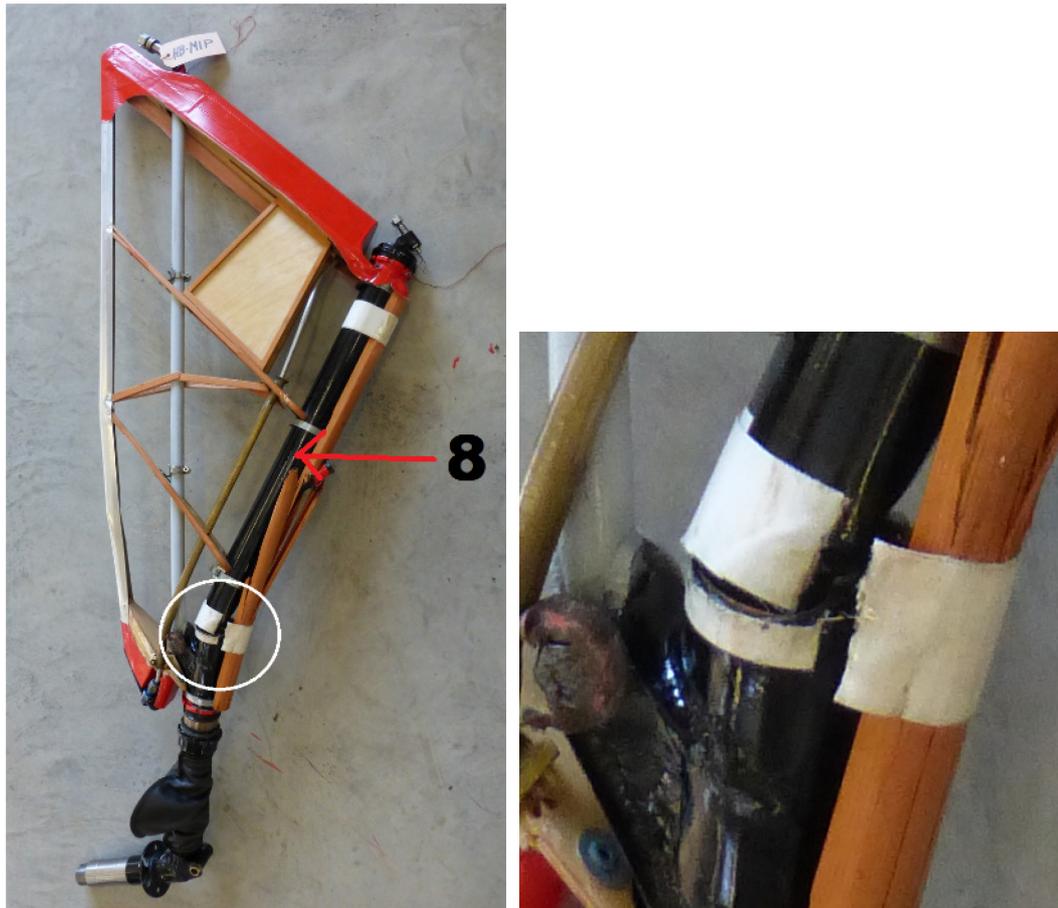


Abbildung 6: Das linke Bild zeigt die Bruchstelle (weisser Kreis) am Mantelrohr (Pos. 8) des rechten Federbeins. Das rechte Bild zeigt eine Detailaufnahme des Bruchs.

Das Mantelrohr des rechten Federbeins hielt den grossen Belastungen beim Aufprall nicht stand und brach. Das Abknicken mit anschliessendem Bruch des Mantelrohrs erfolgte bei ausgefedertem Fahrwerk. Das Ende des im Mantelrohr integrierten Kolbens für die hydraulische Dämpfung wurde dabei abgelenkt.

1.6.4 Gelenkgabel der rechten Fahrwerkstrebe

Die Gelenkgabel der rechten Fahrwerkstrebe, war plastisch stark deformiert.

Aus der Art der Schädigung kann auf eine Überbeanspruchung infolge Druckes und Verdrehung nach dem Einknicken des rechten Federbeins geschlossen werden.

Dies wird durch die plastischen Deformationen am Befestigungspunkt des Strebenbocks bestätigt.

1.6.5 Schmierbolzen

Beim gebrochenen Bolzen handelt es sich um eine Nachfertigung.

Der Schmierbolzen war in der Mitte, im Bereich der quer zur Bolzenachse verlaufenden Schmierbohrung, getrennt. Der abgebrochene Sechskantteil des Bolzens war auf der Unfallstelle nicht auffindbar.



Abbildung 7: Gebrochener Schmierbolzen des rechten Federbeins sowie unten der gekrümmte Schmierbolzen des linken Federbeins.

Die Bruchflächen wurden mittels der Rasterelektronenmikroskop-Technik (REM) untersucht.

Der Bruch durch die quer zur Bolzenachse verlaufende Schmierbohrung ist als Gewaltbruch einzustufen. In dieser Bruchfläche wurde ein kleiner durch Materialermüdung verursachter Anriss festgestellt, der jedoch in keinem Zusammenhang mit dem Gewaltbruch steht. Die Bohrungen und das Gewinde für die Befestigung des Schmiernippels weisen hingegen sehr rau bearbeitete Oberflächen auf. Entsprechend ist mit erhöhter Kerbwirkung zu rechnen.

Die Bruchfläche des abgerissenen Sechskantteils weist sowohl eine Zug- wie auch eine Schubbruchzone auf. Dieser Bruch dürfte in zwei Phasen entstanden sein. Bei beiden Zonen handelt es sich um Gewaltbrüche. Ermüdung ist nicht nachweisbar.

Die Abmessungen des nachgefertigten Schmierbolzens des rechten Fahrwerks entsprechen der Herstellzeichnung aus dem Jahr 1936. Er besteht gemäss Lieferant aus Vergütungsstahl 42CrMoS4⁵. Der Bolzenwerkstoff wurde überprüft; er entsprach hinsichtlich Kohlenstoffgehalt und Bruchfestigkeit nur knapp den Sollwerten des 42CrMoS4. Der Schwefelgehalt betrug 0.023 % und lag innerhalb den zulässigen Grenzwerten von 0.020 % bis 0.040 %.

Dieser Stahl ist, wenn der Schwefelgehalt grösser als 0.015 % ist, sehr empfindlich auf Schockbeanspruchung.

Das 1936 vom Flugzeughersteller-Hersteller spezifizierte Material mit der Bezeichnung Flieg-Werkstoff ist nicht mehr erhältlich; die chemische Zusammensetzung weicht vom 42CrMoS4 ab. Die Bruchfestigkeit ist jedoch vergleichbar. Der maximal zulässige Schwefelgehalt darf beim ursprünglich verwendeten Flieg-Werkstoff nicht grösser als 0.015 % sein.

Bei der aus dem Jahr 1936 stammenden Konstruktion des Bolzens handelt es sich um eine schockempfindliche Formgebung.

⁵ Beim Vergütungsstahl 42CrMoS4 handelt es sich um einen Chrom-Molybdän-legierten Stahl.

1.7 Dreidimensionale-Rekonstruktion des Unfallgeschehens

1.7.1 Grundlagen

Als Grundlagen für die dreidimensionale (3D) Rekonstruktion des Unfalls dienen:

- die Einzelbilder (*frames*), die vom Anflug und dem anschliessenden Unfall vom Webcam System des Flugplatzes Lausanne aufgezeichnet wurden;
- die 3D-Laseraufnahmen des Flugzeuges Bü 133;
- die 3D-Laseraufnahmen des Bucker-Fahrwerks im unbelasteten und belasteten Zustand;
- ein 3D-Laser-Scan des Flugplatzgeländes;
- ein Situationsplan der Piste mit den Markierungen im Bereich der Unfallstelle.

1.7.2 Verfahren der 3D-Rekonstruktion

Die fest installierte Webcam auf dem Flugplatz lieferte eine Video-Aufzeichnung des letzten Teils des Anfluges, der Landung und des darauffolgenden Unfalls des Flugzeuges. Aus diesen Aufzeichnungen konnten 84 Einzelbilder (*frames*) herausgearbeitet werden. Aufgrund der ungenügenden Bildschärfe war die Rekonstruktion des Anfluges erst ab *frame* 41, d.h. sieben Sekunden vor der ersten Bodenberührung, möglich.

Von den verbleibenden 17 *frames* wurde je ein 3D-Plan erstellt. Daraus ist die jeweilige Fluglage im Dreiseitenriss sowie die Höhe und Distanz gegenüber der Pistenschwelle 18 ersichtlich. Anhand der Zeitangaben, die auf den einzelnen *frames* ersichtlich waren und den ermittelten zurückgelegten Distanzen von *frame* zu *frame* wurde für den letzten Teil des Anfluges eine mittlere Geschwindigkeit über Grund abgeschätzt.

Die erste Bodenberührung wird in Anlage 1 dargestellt. Die Anlage 2 zeigt die Abfolge der Landung.

1.7.3 Ergebnisse der 3D-Rekonstruktion

Die 3D-Rekonstruktion ergab die folgenden wesentlichen Ergebnisse:

- Die Fluggeschwindigkeit über Grund betrug in der Endphase des Anfluges zwischen 100 bis 105 km/h.
- Das Flugzeug befand sich in der Endphase des Anfluges in einem Seitengleitflug mit der Nase nach rechts, d.h. in einer Glissade links.
- Das Ausleiten des Flugzeuges aus dem Seitengleitflug erfolgte rund 4 Sekunden und 115 Meter Distanz zur Pistenschwelle vor dem ersten Bodenkontakt in einer Höhe von rund 5 Meter über Grund mit einer hohen Sinkrate.
- Der Anstellwinkel vergrösserte sich während des Ausleitens.
- Die erste Bodenberührung erfolgte etwa 10 Meter vor der Pistenschwelle auf dem rechten Fahrwerkbein auf dem Hartbelag.
- Eine weitere Bodenberührung erfolgte nach rund 75 m.

1.8 Zusätzliche Angaben

1.8.1 Vergleich Bücker 133 Jungmeister mit Bücker 131 Jungmann

	Bücker 133 Jungmeister (Unfallmuster)	Bücker 131 Jungmann
Minimalgeschwindigkeit	110 km/h	95 km/h
Anfluggeschwindigkeit	125-130 km/h	110-120 km/h
Maximale Geschwindigkeit horizontal	210 km/h	185 km/h
Flügelspannweite	6.60 m	7.40 m
Länge	6.00 m	6.60 m
Flügelfläche	12.00 m ²	13.50 m ²
Leergewicht (variiert je nach Ausrüstung)	ca. 450 kg	ca. 450 kg
Besatzung	1	2
Fahrwerkanlage	Die Konstruktion der Fahrwerkanlage ist bei beiden Flugzeugmustern identisch	

1.8.2 Der Seitengleitflug (Glissade)

Im Anflug auf die Piste wird der Seitengleitflug oder Slip (engl. *slip*, franz. *glissade*, auch in der Deutschschweiz Glissade) angewendet, um die Sinkgeschwindigkeit ohne Zunahme der Fluggeschwindigkeit zu erhöhen, z. B. im Landeanflug bei stärkerer Seitenwind-Komponente oder auch ohne Seitenwind zum raschen Abbau von Höhe. Er ist eine stabile und voll steuerbare Fluglage bei allen Flugzeugen, die dreiaxsig aerodynamisch (also mit Rudern) gesteuert werden. Dabei wird der sonst unerwünschte Schiebeflug bewusst herbeigeführt. Das Flugzeug bewegt sich nicht mehr entlang seiner Längsachse, sondern deutlich „schräg“ durch die Luft und wird vom dann wesentlich höheren Luftwiderstand abgebremst.

Ein Anflug mit der Bücker wird, wegen den schlechten Sichtverhältnissen nach vorne, zur besseren Beobachtung der Piste vielfach mit einem Seitengleitflug durchgeführt.

Die Fluglehre besagt, dass in einem Seitengleitflug aufgrund der seitlichen Anströmung des Seitenleitwerks und durch den grossen Seitenruderausschlag das Höhenleitwerk einen Teil seiner Wirksamkeit verliert. Dies führt dazu, dass das Flugzeug nach dem Einleiten des Seitengleitfluges kopflastig wird. Deshalb muss nach dessen Einleiten am Höhenruder gezogen werden. Das Ausleiten des Seitengleitflugs wird daher mit dem Nachlassen des Höhenruders begonnen. Ein Ausleiten ohne Verringerung des Anstellwinkels kann zu einem überzogenen Flugzustand mit nachfolgendem Strömungsabriss führen. Es wird empfohlen, dass der Seitengleitflug im Anflug etwa 30 Meter über dem Aufsetzpunkt und zirka 300 Meter vor der Pistenschwelle beendet wird.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Allgemeines

Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel am Flugzeug vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.

2.1.2 Analyse der Schäden an der Fahrwerkanlage

2.1.2.1 Zusammenfassung der Resultate der Brüche

Die Untersuchungen der werkstofftechnischen Analysen ergaben keine Hinweise auf vorhandene Ermüdungsbrüche, die zu den Brüchen des Schmierbolzens respektive Mantelrohrs hätten führen können. Bei allen vorgefundenen Brüchen handelte es sich um Gewaltbrüche aus einer Überbeanspruchung.

Die konstruktive Auslegung, die Materialwahl und die mangelhafte Oberflächen-
güte der Bohrungen und des Gewindes sind bruchmechanisch kritisch.

2.1.2.2 Die Verformungen am äusseren Rand der Radfelge vom rechten Rad

Die starken Verformungen der rechten Radfelge lassen auf zwei mit grosser Kraft erfolgte Schläge auf den Felgenrand mit den daraus resultierenden hohen Belastungen der rechten Fahrwerkanlage bei der Landung schliessen (vgl. Kapitel 1.6).

Auf Grund der Verformungen an der Radfelge und dem abgerissenen Befestigungsbeschlag des Strebenbocks kann angenommen werden, dass das Mantelrohr und die Dämpfungsvorrichtung des rechten Fahrwerks im ausgefederten Zustand bei der Bodenberührung so stark beschädigt wurden, dass es nach innen knickte.

Der heftige Landestoss bewirkte eine entsprechende Schockbeanspruchung auf die Dämpfungsvorrichtung. In der Folge wurde die Einfederung nahezu blockiert (*hydraulic lock*). Der Schock wurde auf die Fahrwerkskomponenten wie auch auf die Befestigungspunkte an der Rumpfunterseite übertragen. Die vorgefundenen Schäden bestätigen diesen Befund.

2.2 Menschliche und betriebliche Aspekte

2.2.1 Erkenntnisse aus den Resultaten der 3D-Rekonstruktion

Die Fluggeschwindigkeit über Grund betrug in der Endphase des Anfluges etwa 100 bis 105 km/h und lag damit im Bereich der Minimalgeschwindigkeit von 110 km/h. Der Pilot gab diesen Wert als seine Anfluggeschwindigkeit an. Diese Geschwindigkeitswahl war zu tief.

Das Ausleiten des Flugzeuges aus dem Seitengleitflug erfolgte rund 4 Sekunden vor dem ersten Bodenkontakt auf rund 5 Metern Höhe und 115 Meter Distanz zur Pistenschwelle mit einer hohen Sinkrate. Der Anstellwinkel vergrösserte sich während des Ausleitens.

Die Fluglehre empfiehlt, dass der Seitengleitflug in einem Anflug in etwa 30 Meter Höhe über dem Aufsetzpunkt und zirka 300 Meter vor der Pistenschwelle beendet wird. Dabei soll das Ausleiten immer mit dem Nachlassen des Höhenruders begonnen werden. Ein Ausleiten ohne Verringerung des Anstellwinkels kann zu einem überzogenen Flugzustand mit nachfolgendem Strömungsabriss führen. Aufgrund der im vorliegenden Fall zu geringen Flughöhe war eine Reduktion des Anstellwinkels nicht mehr möglich. Dies muss, zusammen mit einer zu tiefen Anflug-

geschwindigkeit, zu einem Strömungsabriss geführt haben. In Folge dieses Kontrollverlustes setzte das Flugzeug hart vor der Pistenschwelle auf, wobei das Fahrwerk überlastet wurde.

2.2.2 Anflug- und Minimalgeschwindigkeiten der Bücker 133 und Bücker 131

Der Pilot flog regelmässig die beiden Flugzeugmuster Bücker 133 Jungmeister und Bücker 131 Jungmann. Aus der Zusammenstellung der jährlich geflogenen Stunden geht hervor, dass er mehrheitlich mit der Bücker 131 flog.

Die beiden Bücker-Muster unterscheiden sich in Bezug auf die Anflug- und Minimalgeschwindigkeit markant:

	Bücker 133 Jungmeister	Bücker 131 Jungmann
Anfluggeschwindigkeit	125-130 km/h	110-120 km/h
Minimalgeschwindigkeit	110 km/h	95 km/h

Möglicherweise hat der Pilot die Geschwindigkeiten verwechselt.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

3.1.1 Technische Aspekte

- Das Flugzeug war zum Verkehr VFR bei Tag, einschliesslich Kunstflug, zugelassen.
- Sowohl Masse als auch Schwerpunkt befanden sich innerhalb der gemäss Luftfahrzeugflughandbuch zulässigen Grenzen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für vorbestandene technische Mängel am Flugzeug vor, die den Unfall hätten verursachen oder beeinflussen können.
- Die Schäden am Fahrwerk sind auf die harte Landung zurückzuführen.
- Der Schmierbolzen, der das Ende der rechten Fahrwerkstrebe mit dem rechten Achsschenkel verbindet, war in drei Teile zerbrochen.
- Die konstruktive Auslegung des Schmierbolzens, dessen Materialwahl und die mangelhafte Oberflächengüte der Bohrungen und des Gewindes waren bruchmechanisch kritisch.

3.1.2 Besatzungen

- Der Pilot besass die für den Flug notwendigen Ausweise.
- Der Pilot flog bis zum Unfall regelmässig die Bückler 133 Jungmeister. Daneben flog er in vermehrtem Masse das Muster Bückler 131 Jungmann.
- Am 20. Juni 2009 vollzog der Pilot mit dem Muster Bückler 133 auf dem Flugplatz Lausanne eine harte Landung, bei der das Fahrwerk, der Propeller und das Flugzeug stark beschädigt wurden.

3.1.3 Flugverlauf

- Den Anflug auf die Piste 18 flog der Pilot in einem Seitengleitflug, einer sogenannten Glissade, mit der Flugzeugnase nach rechts.
- Der Pilot gab an, dass die Fluggeschwindigkeit im Anflug ungefähr 110 km/h betrug.
- Das Ausleiten des Flugzeuges aus dem Seitengleitflug erfolgte rund 4 Sekunden vor dem Aufsetzen auf rund 5 Metern Höhe und 115 Meter Distanz zur Pistenschwelle.
- Die Sinkrate zum Zeitpunkt des Ausleitens aus dem Seitengleitflug war hoch.
- Der Anstellwinkel vergrösserte sich während des Ausleitens.
- Die erste Bodenberührung erfolgte etwa 10 Meter vor der Schwelle der Piste 18 mit dem rechten Fahrwerkbein auf dem Hartbelag. Eine weitere Bodenberührung erfolgte nach rund 75 Metern.
- Im Verlauf der Landung brach das rechte Fahrwerk ein. In der Folge überschlug sich das Flugzeug und blieb am linken Pistenrand in Rückenlage liegen.

3.1.4 Rahmenbedingungen

- Der Bodenwind war schwach und geprägt durch lokale und regionale thermische Zirkulation.
- Im Frühjahr 2009 wurden die Fahrwerkanlage des Flugzeuges HB-MIP mit einer hydraulischen Bremsanlage ausgerüstet.
- Die beiden Bückler-Muster unterscheiden sich in Bezug auf die Anflug- und Minimalgeschwindigkeit markant.

3.2 Ursachen

Eine Sicherheitsuntersuchungsstelle muss sich zum Erreichen ihres Präventionszwecks zu Risiken und Gefahren äussern, die sich im untersuchten Zwischenfall ausgewirkt haben und die künftig vermieden werden sollten. In diesem Sinne sind die nachstehend verwendeten Begriffe und Formulierungen ausschliesslich aus Sicht der Prävention zu verstehen. Die Bestimmung von Ursachen und beitragenden Faktoren bedeutet damit in keiner Weise eine Zuweisung von Schuld oder die Bestimmung von verwaltungsrechtlicher, zivilrechtlicher oder strafrechtlicher Haftung.

Der Unfall ist auf eine harte Landung infolge eines Kontrollverlustes zurückzuführen, was zum Bruch des Fahrwerks und zum Überschlagen des Flugzeuges führte.

Als direkte Ursachen wurden folgende Faktoren ermittelt:

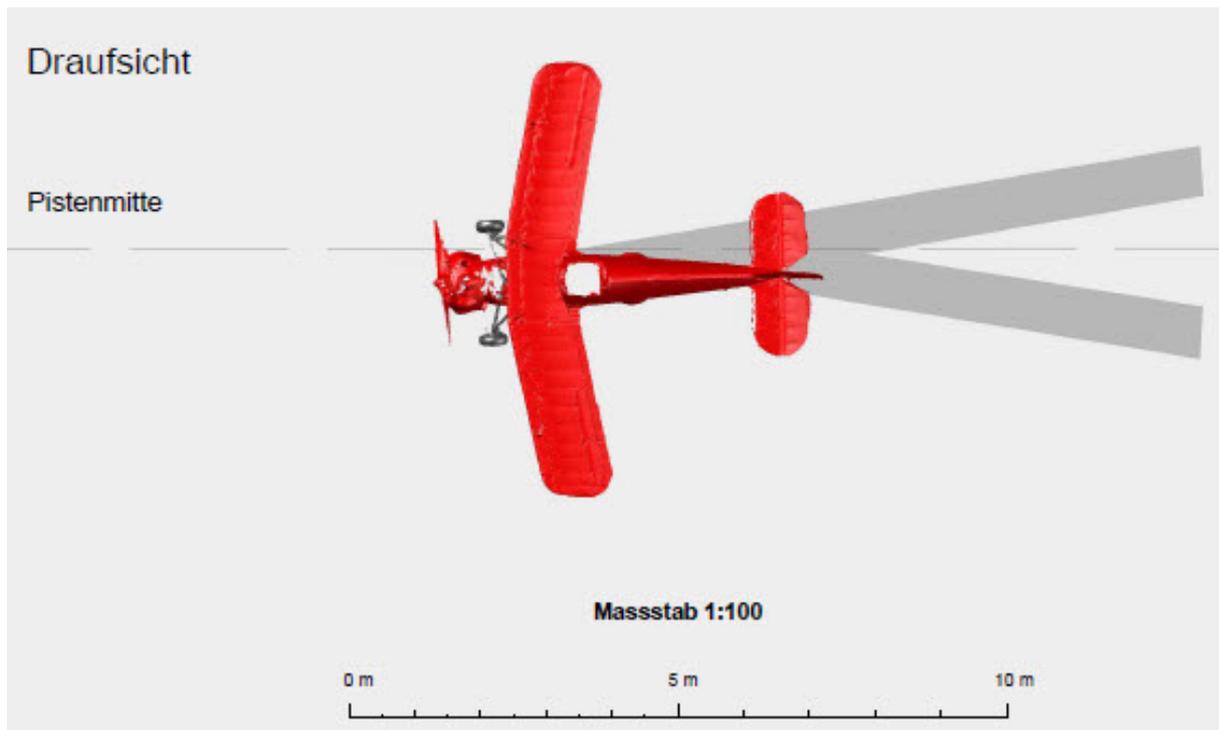
- zu geringe Anfluggeschwindigkeit;
- zu spätes Ausleiten des Seitengleitfluges.

- 4 Sicherheitsempfehlungen, Sicherheitshinweise und seit dem Unfall getroffene Massnahmen**
- 4.1 Sicherheitsempfehlungen**
Keine
- 4.2 Sicherheitshinweise**
Keine
- 4.3 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen**
Keine

Dieser Schlussbericht wurde von der Kommission der Schweizerischen Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST genehmigt (Art. 10 lit. h der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014).

Bern, 2. Mai 2023

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle

Anlage 1: Illustration der 3D-Rekonstruktion - Frame 59, erste Bodenberührung

Seitenansicht

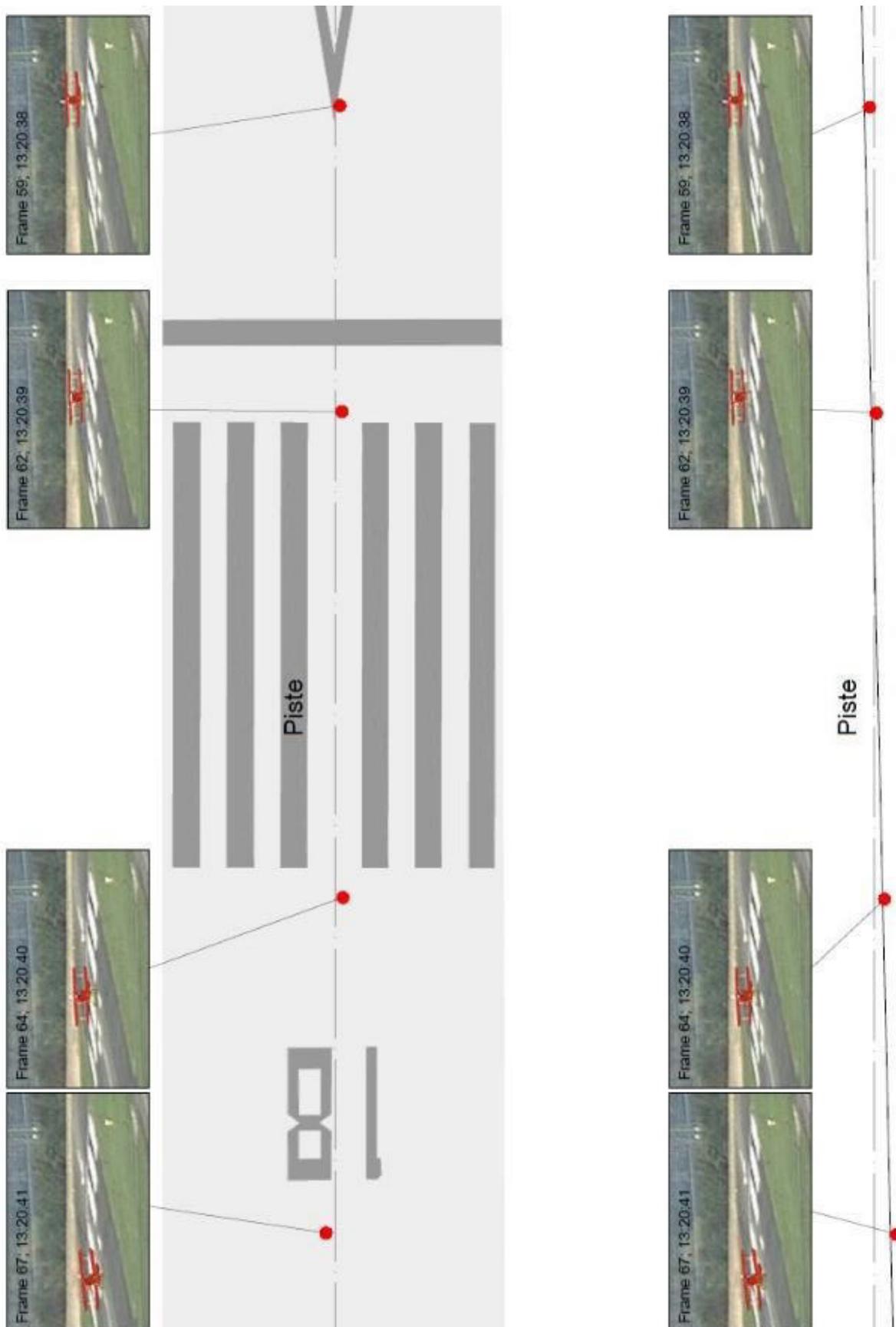


Frontansicht



Das in gelber Farbe dargestellte Fahrwerk befindet sich im ausgefederten bzw. unbelasteten Zustand. Das in schwarzer Farbe dargestellte Fahrwerk befindet sich im eingefederten Zustand. Die rote Kugel ist ein auf das Flugzeug bezogener Referenzpunkt im Rahmen der 3D-Rekonstruktion.

Anlage 2: Illustration der 3D-Rekonstruktion - Planauszug und Längsschnitt



Im Längsschnitt ist die ausgezogene Linie der effektiven Pistenneigung gegenüber der strichpunktierter dargestellten Horizontalen erkennbar.