



Schlussbericht des Büros für Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Flugzeuges Piper Seneca PA-34-220T, HB-LRC

vom 11. Dezember 1995

auf dem Flugplatz Grenchen

CAUSES:

L'accident est dû à:

- Une impossibilité de verrouillage de la roue de proue en extension suite à une défaillance technique provoquée par des sollicitations antérieures excessives;
- plusieurs atterrissages durs de l'avion avant le vol de l'accident.

SCHLUSSBERICHT

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)

LUFTFAHRZEUG	Flugzeug Piper Seneca PA-34-220T	HB-LRC
HALTER	Horizon Swiss Flight, Flugplatzstrasse 99, 2540 Grenchen	
EIGENTÜMER	Horizon Swiss Flight, Flugplatzstrasse 99, 2540 Grenchen	

PILOT (FLUGLEHRER) Schweizerbürger, Jahrgang 1951

AUSWEIS für Linienpiloten

FLUGSTUNDEN	Insgesamt	6324	während der letzten 90 tage	166
	mit dem unfallmuster	941	während der letzten 90 tage	85

ORT Flugplatz Grenchen

KOORDINATEN --- **HOEHE** ---

DATUM UND ZEIT 11. Dezember 1995, 1438 Uhr Lokalzeit (UTC +2)

BETRIEBSART IFR-Schulung

FLUGPHASE Landung

UNFALLART Einknicken des Bugrades

PERSONENSCHADEN

	BESATZUNG	PASSAGIERE	DRITTPERSONEN
tödlich verletzt	---	---	---
erheblich verletzt	---	---	---
leicht oder nicht verletzt	2	---	---

SCHADEN AM LUFTFAHRZEUG Propeller deformiert, Flugzeugnase beschädigt.

SACHSCHADEN DRITTER Kratzspuren auf der Piste.

**PILOT (FLUG-
SCHUELER)**

Schweizerbürger, Jahrgang 1964

AUSWEIS

für Privatpiloten

FLUGSTUNDEN	Insgesamt	199:5	während der letzten 90 tage	27:5
	mit dem unfallmuster	15	während der letzten 90 tage	15

FLUGVERLAUF

Gegen 1315 Uhr startete die Piper Seneca HB-LRC vom Flughafen Zürich zu einem Schulungsflug nach Instrumentenflugregeln. Das Programm sah zwei VOR/DME-Anflüge mit "touch and go" in Grenchen mit anschliessendem Rückflug nach Zürich vor. Nach dem Erhalt der ATIS Information Golf von Grenchen besprach der Schüler seinen Anflug mit dem Fluglehrer. Die Besatzung erhielt die Anflugbewilligung für Piste 25 und gleichzeitig die Abfluginstruktionen zum VOR Willisau nach der ersten Landung. Gemäss Fluglehrer und Schüler war der Anflug stabil und korrekt. Die Kontrolle im Endanflug (Finalcheck) wurde in einer Distanz von 8 NM zum DME von Grenchen durchgeführt. Schüler und Fluglehrer vergewisserten sich, dass die drei Lampen, die den ausgefahrenen und verriegelten Zustand des Fahrwerks anzeigen, brannten.

Auf ungefähr 3500 ft tauchte das Flugzeug in die Wolkendecke ein. Die Sinkflugrate wurde so eingeteilt, dass die minimale Anflughöhe von 2040 ft (MDA) gleichzeitig mit dem Sichtanflugpunkt (VDP) bei 1,9 NM DME GRE erreicht wurde. Nachdem der Flugverkehrsleiter der HB-LRC die Bewilligung für eine "touch and go"-Landung erteilt hatte, sah der Flugschüler beim VDP die Pistenschwelle und fuhr die Landeklappen vollständig aus. Pistenachse und Gleitweg wurden mit Hilfe der Pistenlichter und des PAPI eingehalten. Im kurzen Endanflug betrug die Geschwindigkeit 80 kt und beim Ueberfliegen der Pistenschwelle 75 kt. Während der Fluglehrer noch einmal die Fahrwerkkontrolllampen überprüfte, zog der Flugschüler die Leistungshebel ganz zurück und landete das Flugzeug mit beiden Händen am Steuer. Als das Hauptfahrwerk aufsetzte, ertönte kurz die Ueberziehwarnung, dann senkte sich die Flugzeugnase und berührte die Pistenoberfläche.

Die Seneca blieb nach 300 bis 350 m auf der Piste stehen. Der elektrische Hauptschalter wurde sofort ausgeschaltet und die Treibstoffhahnen geschlossen. Kurz danach war die Flughafenfeuerwehr von Grenchen zur Stelle. Ein Feuer brach nicht aus und die unverletzten Insassen konnten das Flugzeug aus eigener Kraft verlassen.

BEFUNDE

- Die Besatzung besass gültige Ausweise.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Beeinträchtigungen der Piloten vor.
- Die technische Uebernahmeprüfung in der Schweiz fand am 22. September 1995 in Grenchen bei einem Flugstudenttotal von 128:43 h statt. Zum Unfallzeitpunkt totalisierte das Flugzeug 241:42 h und die letzte 100 Stundenkontrolle wurde am 16. November 1995 bei 192:9 h Betriebszeit durchgeführt.
- Masse und Schwerpunkt befanden sich innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Am 12. Dezember 1995 ergab eine technische Ueberprüfung des Flugzeugs folgende Befunde:

An der aufgebockten Maschine fuhr das Bugrad zwar aus aber verriegelte sich nicht; trotzdem brannten alle drei Fahrwerkkontrollleuchten. Die Drehmomentgabel, welche die Verriegelung des Bugrads sicherstellt, konnte ihren Weg nicht bis in die verriegelnde, überzentrierte Position vollenden.

Das Winkelprofil, an welchem der hydraulische Fahrwerktrieb für das Bugrad befestigt ist, war lose. Alle Nieten, die es am Schot zwischen Flugzeugnase und Kabine befestigen, waren abgeschert. Die Befestigung konnte sich um 2 cm aus der ursprünglichen Montageposition bewegen.

Die Arme der Drehmomentgabel waren auf einer Seite wegen fortgesetzten Kontakten mit den Bolzenköpfen der Uebertragungskette des Hydraulikantriebs abgenutzt.

- Am 12. Januar 1996 ergab eine erweiterte Untersuchung der Struktur des Bugfahrwerks, dass der obere Befestigungsbolzen verdreht war. Diese Verformung verschob die Arbeitsachse der Drehmomentgabel und verringerte ihre Distanz zum Gehäuse des Fahrwerktriebs. Dies hatte die Berührung der Arme der Drehmomentgabel mit den benachbarten Bolzenköpfen zur Folge.
- Das ATIS von Grenchen hatte folgenden Inhalt: Information Golf from 1250, Runway will be given by the tower, wind 030/2, visi 4000, ovc 800, temp. -1 dp -2, QNH 1030, nosig.
- Die Mindestanflughöhe (MDA) für Grenchen beträgt 629 ft und die Mindestsicht ist 1600 m.

BEURTEILUNG

Operationelle Aspekte

Die Einhaltung der Anflugverfahren für Grenchen war korrekt und erfordert keinen weiteren Kommentar. Die beiden technischen Untersuchungen beweisen, dass alle drei grünen Fahrwerkkontrollleuchten brannten, obwohl das Bugrad nicht verriegelt war. Die Störung war für die Besatzung weder ersichtlich noch musste sie vermutet werden. Weil das Flugzeug auf der Piste angehalten werden konnte, blieb der entstandene Schaden gering. Die Wetterlage erlaubte die Landung der Maschine unter Einhaltung der Grenzwerte für diesen Flughafen.

Technische Aspekte

Die bestehende Beschädigung des oberen Bugradbefestigungsbolzens (siehe Beilage) war zweifelsfrei das Resultat eines oder mehrerer Schläge, welche die Festigkeit des Systems überschritten haben. Diese Art von Schäden ergeben sich praktisch immer nach heftigen Bugradberührungen mit der Piste.

Diese gewaltbedingte Krümmung bewirkte eine Verschiebung der Arbeitsachse der Drehmomentgabel, die sich dem Hydraulikantrieb derart näherte, dass mehrere Bolzenköpfe während des Ein- und Ausfahrens des Bugrades die Gabelarme berührten. Das Hydrauliksystem konnte die notwendigen Kräfte entwickeln, um die Bolzenköpfe am Gabelarm vorbeizuzwängen; dabei wurden die Befestigungsnieten allerdings überbeansprucht und abgeschert. Die ihrer Befestigung beraubte Aufhängung konnte ihre Stützfunktion nicht mehr erbringen, was das vollständige Ausfahren des Gabelarms und damit die Verriegelung des Bugrads verhinderte. Die technischen Untersuchungen haben ergeben, dass trotz des Problems die drei grünen Fahrwerkkontrolllampen im Cockpit brannten.

URSACHEN

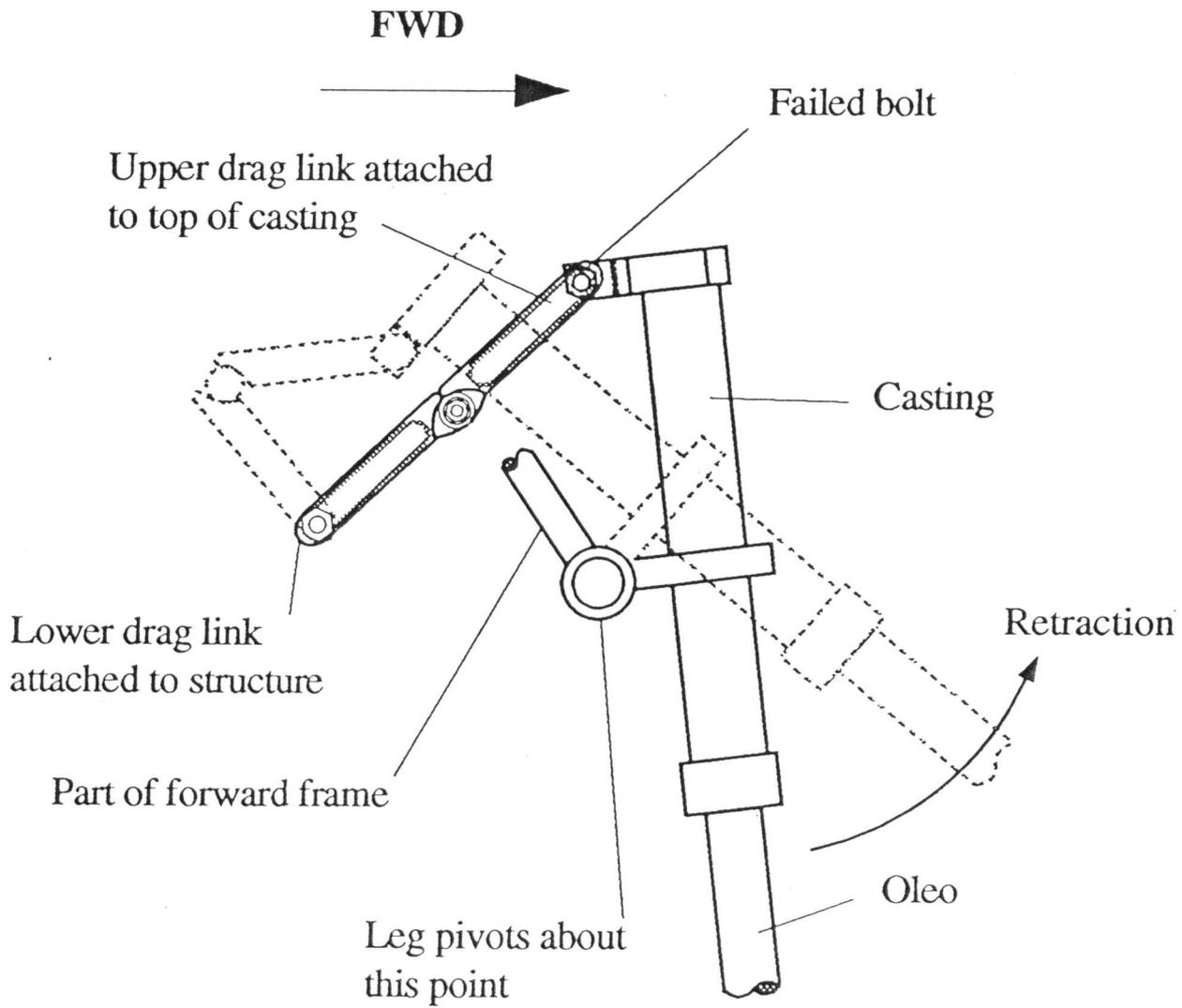
Der Unfall ist zurückzuführen auf:

- Verhinderung der Verriegelung des Bugrades wegen eines durch Ueberbeanspruchung im Bugbereich bedingten, technischen Defekts;
- Mehrere harte Landungen des Flugzeugs vor dem Unfallflug.

Die Untersuchung wurde von Olivier de Sybourg geführt.

Bern, 31. Januar 1997

Büro für Flugunfalluntersuchungen



SCHEMATIC OF PA34 NOSELEG