



Swiss Confederation

Summarischer Bericht

Bezüglich des vorliegenden schweren Vorfalls wurde eine summarische Untersuchung gemäss Artikel 45 der Verordnung über die Sicherheitsuntersuchung von Zwischenfällen im Verkehrswesen vom 17. Dezember 2014 (VSZV), Stand am 1. Februar 2015 (SR 742.161) durchgeführt. Dieser Bericht wurde mit dem Ziel erstellt, dass aus dem vorliegenden Zwischenfall etwas gelernt werden kann.

Luftfahrzeugmuster	PC-12/45	HB-FPC
Halter	Moliar AG, Industriestrasse 33, 8570 Weinfelden, Schweiz	
Eigentümer	Moliar AG, Industriestrasse 33, 8570 Weinfelden, Schweiz	
Pilot	Schweizerischer Staatsangehöriger, Jahrgang 1965	
Ausweis	Privatpilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Privat Pilot Licence Aeroplane – PPL(A)</i>) nach der Europäischen Agentur für Flugsicherheit (<i>European Aviation Safety Agency – EASA</i>), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL)	
Flugstunden	insgesamt	3644 h während der letzten 90 Tage 23 h
	auf dem Vorfallmuster	2052 h während der letzten 90 Tage 23 h
Mitfliegender Pilot	Schweizerischer Staatsangehöriger, Jahrgang 1983	
Ausweis	Berufspilotenlizenz für Flugzeuge (<i>Commercial Pilot Licence Aeroplane – CPL(A)</i>) nach EASA, ausgestellt durch das BAZL	
Flugstunden	insgesamt	1960 h während der letzten 90 Tage 13 h
	auf dem Vorfallmuster	1600 h während der letzten 90 Tage 6 h
Ort	7.5 NM südsüdwestlich des Flughafens Zürich LSZH	
Koordinaten	678 667 / 243 018 (<i>Swiss Grid</i> 1903) N 47° 20' 00" / E 008° 28' 46" (WGS ¹ 84)	Höhe 5900 ft AMSL ²
Datum und Zeit	29. April 2018, 15:29:25 UTC ³ (LT ⁴ = UTC + 2 h)	
Betriebsart	Privat	
Flugregeln	Sichtflugregeln (<i>Visual Flight Rules – VFR</i>)	
Startort	Flughafen Prag (LKPR), Tschechoslowakei	
Zielort	Flugplatz Buochs (LSZC)	
Flugphase	Sinkflug	
Art des schweren Vorfalls	Fehlfunktion des Autopilotantriebes	
Personenschaden	Besatzungsmitglieder	Passagiere Drittpersonen
Leicht verletzt	0	0 0
Nicht verletzt	2	1 0
Schaden am Luftfahrzeug	Nicht beschädigt	
Drittschaden	Keiner	

¹ WGS: *World Geodetic System*, geodätisches Referenzsystem: Der Standard WGS 84 wurde durch Beschluss der internationalen Zivilluftfahrtorganisation (*International Civil Aviation Organization – ICAO*) im Jahr 1989 für die Luftfahrt übernommen.

² AMSL: *Above Mean Sea Level*, über dem mittleren Meeresspiegel

³ UTC: *Universal Time Coordinated*, koordinierte Weltzeit

⁴ LT: *Local Time*, Lokalzeit

Sachverhalt

Allgemeines

Das Flugzeugmuster Pilatus PC-12 ist für den Betrieb mit nur einem Piloten auf dem linken Sitz zugelassen. Flugdatenschreiber (*Digital Flight Data Recorder – DFDR*) und Cockpit-Geräuschaufzeichnungsgerät (*Cockpit Voice Recorder – CVR*) waren weder vorgeschrieben noch eingebaut.

Für die Untersuchung standen folgende Grundlagen zur Verfügung:

- Befragungen der beiden Piloten;
- Angaben der Flugsicherung mit den entsprechenden Aufzeichnungen.

Im vorliegend untersuchten schweren Vorfall befand sich der verantwortliche Pilot (*Pilot-In-Command – PIC*) auf dem linken Pilotensitz. Auf dem rechten Sitz sass ein Pilot mit einer Berufspilotenlizenz für Flugzeuge; dieser besass ebenfalls eine Musterberechtigung für PC-12 und führte die Kommunikation mit der Flugverkehrsleitung durch.

Flugverlauf

Am 29. April 2018 um 14:06 UTC startete die Flugbesatzung mit dem Flugzeug Pilatus PC-12, eingetragen als HB-FPC, zu einem Privatflug von Prag (LKPR) nach Buochs (LSZC). Es befand sich ein Passagier an Bord.

Nach einem ereignislosen Flug befand sich die HB-FPC um 15:27 UTC über dem Flugplatz Dübendorf auf der Flugfläche (*Flight Level – FL*) 75 im Sinkflug. Um 15:27:38 UTC teilte die Flugbesatzung dem Flugverkehrsleiter (FVL) von Zürich *Departure* mit, dass sie bereit sei, den Flug nach Instrumentenflugregeln zu beenden (vgl. Anlage 1). Der FVL erteilte um 15:27:43 UTC die entsprechende Freigabe. Im weiteren Verlauf gab der FVL um 15:28:29 UTC die Freigabe an die Flugbesatzung der HB-FPC für eine freie Routenwahl und den Wechsel auf die Platzfrequenz des Flugplatzes Buochs.

In dieser Phase bewegte sich das Flugzeug plötzlich um die Hochachse zuerst nach links und anschliessend nach rechts. Die Flugbesatzung nahm an, dass es sich um eine unkontrollierte und selbsttätige Steuereingabe der Seitenruddertrimmung (*rudder trim runaway*) handelte, worauf der Pilot gemäss seiner Aussage den Autopiloten über den *disconnect switch* am Steuerhorn ausschaltete. Der mitfliegende Pilot drückte den *trim interrupt* Wippschalter, der sich auf dem mittleren Instrumentenbrett (*central pedestal*) befindet (vgl. Abbildung 2). Diese Aktion entsprach dem ersten Punkt auf der entsprechenden Prüfliste für Not- und abnormale Fälle (*Quick Reference Handbook – QRH*, vgl. Anlage 2). Gleichzeitig betätigte der mitfliegende Pilot den unmittelbar danebenliegenden *flap interrupt* Wippschalter.

Um 15:29:25 UTC teilte die Flugbesatzung dem FVL von Zürich *Departure* mit, dass sie ein Problem mit der Flugzeugtrimmung habe. Darauf fragte der FVL, ob sie von ihm Unterstützung benötige. Die Flugbesatzung bejahte dies und sagte, sie könne aktuell wegen Problemen mit der Flugzeugtrimmung nur Rechtskurven fliegen. Auf die Frage des FVL, ob sie die aktuelle Flughöhe halten könne oder ob sie einen weiteren Sinkflug wünsche, antwortete die Flugbesatzung mit „*standby*“.

Gemäss Aussage des Piloten konnte die Höhe gut gehalten werden, einen Steuerkurs zu halten sei jedoch äusserst schwierig gewesen. Weiter sagte der Pilot aus, er habe rechts unten die Piste 10 des Flughafens Zürich gesehen. Er habe sich annähernd auf dem Gegenanflug (*downwind*) zur Piste 10 befunden und sich deshalb für eine Landung auf dieser Piste entschieden.

Um 15:30:05 UTC fragte die Flugbesatzung den FVL deshalb, ob sie auf der Piste 10 in Zürich landen könne: „*H-PC is it possible for 10?*“. Der FVL fragte zurück, ob sie damit einen Sichtanflug auf die Piste 10 meine. Die Flugbesatzung antwortete, dass sie einen sofortigen Anflug

auf die Piste 10 benötige: „*We need to go to runway 10, H-PC, right now*“. Der FVL gab unverzüglich die Freigabe für einen Sichtanflug auf die Piste 10. Auf Anweisung des Piloten setzte der mitfliegende Pilot daraufhin um 15:30:24 UTC folgenden Notruf ab: „*H-PC mayday, mayday, mayday, we need runway 10*“, den der FVL bestätigte. Gemäss Aussage der beiden Piloten konzentrierten sie sich in der Folge auf die bevorstehende Landung und verzichteten auf das weitere Abarbeiten der „*Trim Runaway*“ Prüfliste.

Um 15:31:23 UTC teilte der FVL der Flugbesatzung mit, dass sich die HB-FPC rund 2 NM vor der Pistenschwelle 10 befände, und fragte nach, ob sie den Flughafen erreichen würde: „*[...] can you make it?*“. Die Flugbesatzung bejahte dies und verlangte gleichzeitig die Landefreigabe, die ihr unter Angabe des vorherrschenden Windes vom FVL erteilt wurde. Die Landung erfolgte ereignislos.

Gemäss Aussage der beiden Piloten nahmen sie nach der Landung das *Quick Reference Handbook* (QRH) zur Hand und arbeiteten die „*Trim Runaway*“ Prüfliste ab, dies jedoch ohne sichtbaren Erfolg. Die Flugbesatzung rollte das Flugzeug zum zugewiesenen Standplatz.

Meteorologische Angaben

Zum Zeitpunkt des schweren Vorfalls war in LSZH folgende Flugplatzwettermeldung gültig:

„*LSZH 291520Z 13009KT 9999 VCSH FEW060 BKN080 24/07 Q1001 NOSIG=*“

Aus dieser Meldung geht hervor, dass kurz vor deren Ausgabezeit von 15:20 UTC die folgenden Wetterbedingungen beobachtet worden waren:

Wetter	Stark bewölkt mit Regenschauern in der Umgebung
Wolken	1 - 2/8 Bewölkung auf 6000 ft über Flugplatzbezugshöhe 5 - 7/8 Bewölkung auf 8000 ft über Flugplatzbezugshöhe
Sicht	10 km oder mehr
Wind	130 Grad, 9 kt
Temperatur/Taupunkt	24 °C / 7 °C
Luftdruck (QNH)	1001 hPa (Druck reduziert auf Meereshöhe, berechnet mit den Werten der ICAO-Standardatmosphäre)
Trend	Keine wesentliche Änderung

An diesen Wetterbedingungen änderte sich bis zur Landung der HB-FPC um 15:30 UTC nahezu nichts.

Angaben zur Seitenruder-Steuerung

Im Folgenden werden diejenigen Flugzeug-Komponenten beschrieben, die für den schweren Vorfall von Bedeutung sind. Die entsprechenden Beschreibungen basieren auf den Angaben im Luftfahrzeugflughandbuch (*Aircraft Flight Manual – AFM*) und im Luftfahrzeugunterhandbuch (*Aircraft Maintenance Manual – AMM*) des Flugzeugherstellers.

Die PC-12/45 verfügt über ein konventionelles Flugsteuerungssystem (*flight control system*) mittels Schubstangen und Steuerseilen.

Das Seitenruder wird entweder mechanisch über die Fusspedale der Piloten gesteuert oder elektrisch über den Gier-Antrieb (*yaw servo*) bei eingeschaltetem Gierdämpfer (*yaw damper – YD*). Der YD wird über den *mode controller* eingeschaltet, der sich im Instrumentenbrett direkt unterhalb des Blendschutzes befindet (vgl. Abbildung 1).

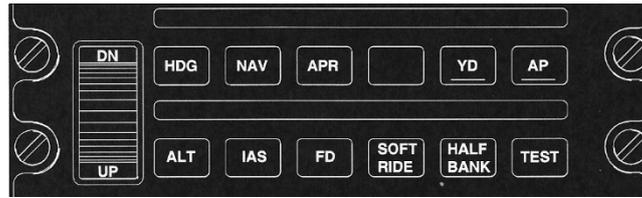


Abbildung 1: Mode controller: Bei aktiviertem YD oder Autopiloten leuchtet ein weisser Lichtstreifen am entsprechenden P/B auf.

Der YD-Druckschalter (*Push Button – P/B*) schaltet den *yaw damper* ein oder aus.

Der AP-P/B schaltet den Autopiloten (*Autopilot – AP*) ein oder aus. Wird der AP eingeschaltet, wird der YD automatisch mit eingeschaltet. Wird der AP durch erneutes Drücken des P/B ausgeschaltet, bleibt der YD eingeschaltet. Wird der AP jedoch mit dem roten *disconnect switch* am Steuerhorn (*control wheel*) ausgeschaltet, werden der AP und der YD ausgeschaltet und zusätzlich alle operativen Modi der Flugleitanlage (*Flight Director – FD*).

Die Trimm-Systeme der Querruder (*aileron*), des Seitenruders (*rudder*) und des Höhenleitwerks (*horizontal stabilizer*) können nur elektrisch betätigt werden. Die Seitenrudertrimmung erfolgt über den *rudder trim actuator*, der eine Trimmfläche am Seitenruder (*rudder trim tab*) ansteuert. Diese wird entweder manuell durch den Piloten über den *rudder trim switch*, der sich am Gashebel befindet, betätigt oder bei eingeschaltetem YD über Stellsignale vom *yaw servo*. Eine solche automatische Verstellung durch das *yaw servo* wird der Besatzung durch das weisse Ruder-Trimmlicht am *triple trim indicator* angezeigt, der sich in der Mittelkonsole vor dem Gashebel befindet (vgl. Abbildung 2).

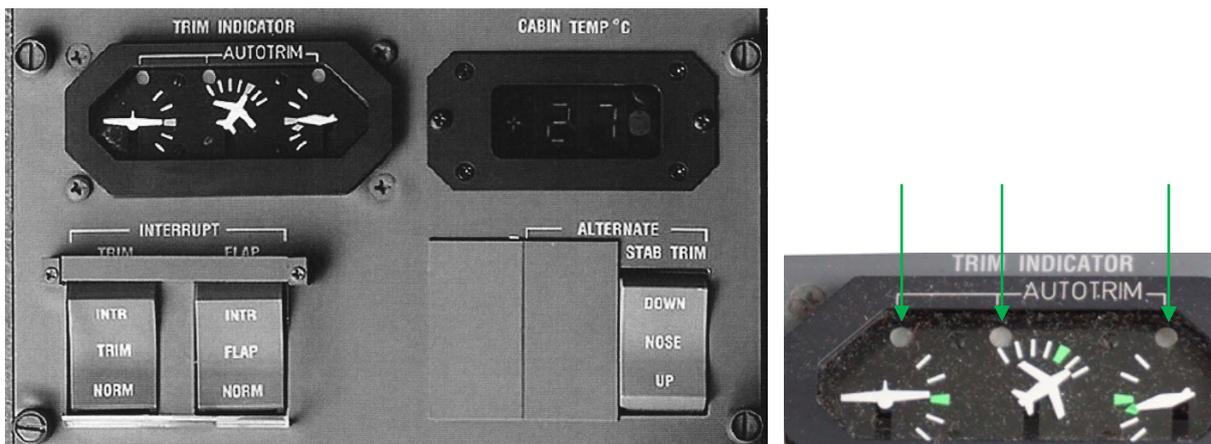


Abbildung 2: Triple trim indicator mit trim interrupt switch (links); Anzeige der Trimstellungen nach der Landung der HB-FPC (rechts). Die Trimmlichter, die bei automatischer Trimmung (*Autotrim*) aufleuchten, sind mittels der grünen Pfeile gekennzeichnet (vgl. Anlage 2).

Läuft eine Trimmung unkontrolliert und selbsttätig gegen eine maximale Auslenkung (*trim runaway*), können alle drei Trimm-Systeme über den *trim interrupt switch* deaktiviert werden (vgl. Abbildung 2). Dafür steht dem Piloten ein Verfahren in Form einer Prüfliste im entsprechenden Handbuch (*Quick Reference Handbook – QRH*) zur Verfügung (vgl. Anlage 2). Beim Betätigen des *trim interrupt switch* wird neben dem Trimmssystem auch der AP und der YD ausgeschaltet.

Bei einer Fehlfunktion des Autopiloten, die sich in abrupten Steuerflächen- und Flugzeugbewegungen äussern kann, ist der *disconnect switch* am *control wheel* zu drücken. Dafür steht ebenfalls ein QRH-Verfahren zur Verfügung, das auswendig auszuführen ist (vgl. Anlage 3). Damit wird der AP und der YD ausgeschaltet und die manuelle Trimmung steht weiterhin zur Verfügung.

Im vorliegenden Fall hätte bei beiden Verfahren das Abarbeiten der entsprechenden Prüflistenpunkte dazu geführt, dass die manuelle Trimmung wieder zur Verfügung gestanden wäre.

Zusätzliche Angaben

Der Flugzeughersteller informierte die Betreiber der PC-12 Flugzeuge in einem „*Safety Information Letter*“ (SIL-003, 23. Februar 2017) speziell über die Problematik eines *trim runaway*. Darin wird die Wichtigkeit eines adäquaten Trainings der Flugbesatzungen im Umgang mit den Verfahren gemäss Piloten-Handbuch (*Pilot's Operating Handbook – POH*) respektive QRH (vgl. Anlage 2) betont. Unter anderem ist im SIL-003 Folgendes festgehalten:

„In case of a trim runaway condition, as an immediate action, activate the guarded “Trim Interrupt” switch (refer to POH Section 3).

Hands-on training reduces the activation time and minimizes the risk of erroneously activating the “Flaps Interrupt” system switch (which cannot be reset in-flight).

Once the “Trim Interrupt” switch is activated, all four (4) trim motors and the AFCS⁵ are disconnected and the runaway is stopped (refer to POH Sections 3 and 7-3).

By pulling its associated Circuit Breaker (CB), the affected trim motor will be isolated before the pilot can attempt to regain control of the unaffected systems (refer to POH Section 3).

Familiarization with the positions of the four (4) trim CBs shortens the (re)action time.

To regain control of the unaffected systems, simply reposition the “Trim Interrupt” switch to NORM (refer to POH Section 3).

A reduction in airspeed will significantly reduce the existing out-of-trim forces and will help the pilot regain full control of the aircraft (refer to POH Section 3).”

Technische Abklärungen

Der Unterhaltsbetrieb führte nach dem schweren Vorfall eine Fehlersuche durch und stellte fest, dass der *yaw servo* durch einen Fehler in dessen Ansteuerung ununterbrochen lief. Der Hersteller bestätigte diesen Befund in seinem „*Defect / Investigation Report*“ unter anderem wie folgt: *„Unit received with original factory tamper seal intact. [...]. No prior repair history for this unit. [...]. Defect confirmed. Unit runs continuously when power is applied”*.

Auf Anweisung des Flugzeugherstellers wurde der *yaw servo* ausgewechselt. Ein nachfolgender System-Test war erfolgreich und der Unterhaltsbetrieb gab das Flugzeug HB-PFC am 2. Mai 2018 wieder für den Betrieb frei.

Analyse und Schlussfolgerungen

Technische Aspekte

Das Weglaufen des *yaw servo*, das einen Seitenruderausschlag nach rechts zur Folge hatte, führte zu einem unkoordinierten Flugzustand um die Hochachse. Der *yaw servo* gab in der Folge ein konstantes Stellsignal an den *rudder trim actuator* nach rechts aus (vgl. Abbildung 2). Mit dem Ausschalten des Autopiloten mittels des *disconnect switch* am *control wheel* wurde unter anderem auch die Kupplung des fehlerhaften *yaw servo* gelöst. Damit wurde dieser vom Seitenruder getrennt und das entsprechende Trimm-Signal zum *rudder trim actuator*, der das *rudder trim tab* ansteuert, entfiel.

Der Pilot steuerte jetzt von Hand ein Flugzeug, das um die Hochachse nach rechts vertrimmt und um alle drei Flugzeugachsen manuell trimmbar war. Mit dem Drücken des *trim interrupt switch* deaktivierte der mitfliegende Pilot jedoch alle Trimm-Systeme und verhinderte damit das manuelle Trimmen. Mit dem zusätzlichen Drücken des *flap interrupt switch* verunmöglichte er ausserdem das Ausfahren der Landeklappen.

⁵ AFCS: *Automatic Flight Control System*, automatisches Flugführungssystem oder Autopilot

Betriebliche Aspekte

Die Annahme der Piloten, es handle sich um einen klassischen *trim runaway*, kann auf Grund der sich ihnen gebotenen Situation mit den plötzlichen Gierbewegungen⁶ des Flugzeuges um die Hochachse nachvollzogen werden. Die Flugbesatzung konnte weder erkennen noch wissen, dass in Wahrheit der fehlerhafte *yaw servo* die Ursache für die Gierbewegungen des Flugzeuges war. Das Betätigen des *trim interrupt switch* ist deshalb nachvollziehbar.

Der Entscheid, nicht nach Buochs weiterzufliegen, sondern in Zürich zu landen, war unter Berücksichtigung der aktuellen Position und der vorherrschenden Wetterverhältnisse der Situation angepasst und sicherheitsbewusst. Jedoch war es wenig sicherheitsbewusst, nach dem Betätigen des *trim interrupt switch* die entsprechende Prüfliste nicht vollständig abzuarbeiten, sondern sich ausschliesslich auf die raschmögliche Landung zu konzentrieren. Faktisch herrschte keine Notsituation vor, die eine sofortige Landung erforderlich gemacht hätte.

Der mitfliegende Pilot betätigte nebst dem *trim interrupt switch* gleichzeitig den *flap interrupt switch*. Mit diesem irreversiblen Vorgang, der gemäss der Prüfliste für einen *trim runaway* nicht vorgesehen ist, verhinderte er, dass die Landeklappen (*flaps*) ausgefahren werden konnten. Dies erhöhte die Endanfluggeschwindigkeit und vergrösserte die Landedistanz. Zusätzlich konnte damit die Empfehlung des Flugzeugherstellers, bei einem Trimm-Problem die Geschwindigkeit und damit die Steuerdrücke zu reduzieren, nicht optimal umgesetzt werden. Der Flugzeughersteller weist in seinem SIL-003 auf die Gefahr dieser Fehlmanipulation hin: „*Hands-on training reduces the activation time and minimizes the risk of erroneously activating the “Flaps Interrupt” system switch (which cannot be reset in-flight)*“. [Deutsche Übersetzung: Praktisches Training reduziert die Aktivierungszeit und minimiert das Risiko einer Fehlbetätigung des Systemschalters "Klappenunterbrechung" (der während des Fluges nicht zurückgesetzt werden kann).]

Zusammenfassend kann gesagt werden, dass sich die Flugbesatzung mit dem Entscheid zur sofortigen Landung unnötig unter Zeitdruck setzte. Dieser Zeitdruck führte zusammen mit der unvollständigen Anwendung des entsprechenden Verfahrens und einer Fehlmanipulation dazu, dass Anflug und Landung überhastet und mit einem nicht trimmbaren Flugzeug und erhöhter Geschwindigkeit erfolgten, was gewisse Risiken barg.

Da nicht zu erwarten ist, dass weitere Untersuchungshandlungen zweckdienliche Erkenntnisse erbringen würden, schliesst die Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle die Untersuchung des vorliegenden schweren Vorfalls nach Art. 45 Abs. 1 VSZV mit einem summarischen Bericht ab.

Bern, 18. August 2020

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle

⁶ Eine Gierbewegung ist eine Bewegung um die Hochachse des Luftfahrzeuges.

Anlage 2: Prüfliste für das Vorgehen bei einem *trim runaway* gemäss QRH

TRIM

Trim Runaway

3.14
3.14.1

Indication: Uncommanded trim operation, rapidly increasing out of trim forces
And/or pitch trim runaway medium pitch warning tone.

1. TRIM INTERRUPT switch (centre console) INTR

If CAWS A/P TRIM green advisory caption and/or A/P trim light on triple trim indicator is on:

- | | |
|---|-------------------------|
| A. A/P CB (Avionic 2 bus/Panel RH rear-R2) | Pull |
| B. TRIM Interrupt switch | NORM |
| C. Aircraft | Trim as required |

Cont. on next page

REVISION 9: JAN 27, 2017

PC-12/45 QRH

PAGE 66

Cont. Trim Runaway

If CAWS A/P TRIM green advisory caption and/or A/P trim light on triple trim indicator is not on:

- 2. CB of failed trim Pull**
- **STAB TRIM CB (Battery bus/Panel LH front-A1)**
 - **AIL TRIM CB (Battery bus/Panel LH front-B1)**
 - **STAB TRIM ALTN CB (Generator 1 bus/Panel RH front-A1)**
 - **RUDDER TRIM CB (Generator 1 bus/Panel RH front-B1)**

3. TRIM INTERRUPT switch NORM

NOTE

Reduce speed if control forces are high.

If main stabilizer trim has failed:

4. Pitch trim Use ALTERNATE STAB TRIM.

NOTE

The autopilot will disconnect when TRIM INTERRUPT is operated.

----- END -----

Anlage 3: Prüfliste für das Vorgehen bei einem Autopiloten-Problem gemäss QRH**3.21.1 CHECKLIST**

The four step procedure listed under paragraph A should be among the basic airplane emergency procedures that are committed to memory. It is important that the pilot be proficient in accomplishing all four steps without reference to this manual.

- A. Autopilot Malfunction (abrupt control and/or airplane motion, an A/P TRIM green CAWS advisory caption, or an **AP TRIM** CAWS warning annunciation with a voice callout "Warning, Autopilot Trim").

Accomplish Items 1 and 2 simultaneously.

1. Airplane Control Wheel - **GRASP FIRMLY** and regain aircraft control.
2. Autopilot Disengage Switch - **PRESS** to disengage the autopilot (pilot or co-pilot wheel).
3. Aircraft - **RETRIM** manually as needed.
4. **AUTOPILOT** circuit breaker - **PULL**.
(Avionic 2 bus / Panel RH rear-R2)

WARNING

DO NOT ATTEMPT TO RE-ENGAGE THE AUTOPILOT FOLLOWING AN AUTOPILOT OR AUTOTRIM MALFUNCTION.

Maximum Altitude losses due to autopilot malfunction:

<u>Configuration</u>	<u>Alt Loss</u>
Cruise, Climb, Descent	300 ft
Maneuvering	20 ft
APR 3° ILS	70 ft
APR 6° ILS	40 ft