



Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

über den Unfall

des Flugzeuges Saab SF 340 HB-AHG
vom 3. Oktober 1987
Flughafen Bern-Belp

CAUSE

L'incident est dû au fait que le commandant n'a pas appliqué la procédure requise en cas d'interruption du décollage.

Eléments contributifs:

- Préparation mentale insuffisante du commandant en vue d'exécuter les manoeuvres qu'implique une interruption du décollage.
- Omission de guider l'avion au moyen de la roue de poue pendant l'interruption du décollage.

Die Voruntersuchung wurde von H.P. Graf geleitet und mit Zustellung des Voruntersuchungsberichtes vom 22. März 1989 an den Kommissionspräsidenten am 20. April 1989 abgeschlossen.

DIE RECHTLICHE WÜRDIGUNG DES UNFALLGESCHEHENS IST NICHT GEGENSTAND DER UNTERSUCHUNG UND DER UNTERSUCHUNGSBERICHTE (ARTIKEL 2 ABSATZ 2 VERORDNUNG ÜBER DIE FLUGUNFALLUNTERSUCHUNGEN VOM 20. AUGUST 1980)

LUFTFAHRZEUG Flugzeug Saab SF340 HB-AHG
HALTER)
EIGENTUEMER) Crossair AG, 8058 Zürich-Flughafen

KOMMANDANT (PIC) Schweizerbürger, Jahrgang 1958
AUSWEIS für Berufspiloten 1. Klasse
FLUGSTUNDEN

	INSGESAMT	2842	WÄHREND DER LETZTEN 90 TAGE	233
	MIT DEM UNFALLMUSTER	1193	WÄHREND DER LETZTEN 90 TAGE	233

ORT Flughafen Bern-Belp
KOORDINATEN --- **HOEHE** 1673 ft
DATUM UND ZEIT 3. Oktober 1987, 1052 Uhr (UTC)

BETRIEBSART Linienflug LX 733 (Bern-Paris CDG)
FLUGPHASE Start
UNFALLART Ueberrollen der Piste nach Startabbruch

BETEILIGTE PERSONEN

	BESATZUNG	FLUGGÄSTE	DRITTPERSONEN
TÖDLICH VERLETZT	---	---	---
ERHEBLICH VERLETZT	---	---	---
LEICHT ODER NICHT VERLETZT	3	28	

SCHADEN AM LUFTFAHRZEUG ---
SACHSCHADEN DRITTER ---

PILOT (Copi) Schweizerbürger, Jahrgang 1955

AUSWEIS für Berufspiloten

FLUGSTUNDEN

INSGESAMT	1852	WÄHREND DER LETZTEN 90 TAGE	201
MIT DEM UNFALLMUSTER	733	WÄHREND DER LETZTEN 90 TAGE	201

I VORFALLVERLAUF

Nach einem normal verlaufenden Anlassen der Triebwerke und routinemässigem Ausführen der Kontrollen rollte Kurs LX 733, Saab 340, HB-AHG, von Bern nach Paris (CDG) um 1052 Uhr Lokalzeit auf der Piste 32 zum Start an.

Kurz bevor die Entscheidungsgeschwindigkeit V_1 erreicht wurde, leuchtete die Oeldruckwarnung des rechten Triebwerks auf. Der folgende Verlauf wird vom PIC wie folgt beschrieben:

"Ich rief oil pressure, bremste voll, brachte zuerst den rechten, dann den linken Leistungshebel (PL) hinter den Flight Idle (F.I.) Anschlag. Dies hinderte mich daran, sofort Schubumkehr (Reverse) zu setzen und gab dem Flugzeug ein asymmetrisches Moment. Die Maschine driftete leicht nach rechts ab. Als ich sah, dass es nicht mehr möglich war vor Ende der Piste zu stoppen, versuchte ich das Flugzeug zwischen Begrenzungslichtern vorbei ins Gras zu steuern."

Der Copilot beschreibt den Vorfall wie folgt:

"Beim Start bemerkte ich die "Master Warning". Der PIC zog die PL sofort zurück und begann zu bremsen. Die PL waren asymmetrisch. Er hatte die "PL Latches" bereits beim Zurückziehen angehoben. Sogleich verliess das Flugzeug die Richtung und begann nach rechts abzudriften. Als ich sah, dass das Flugzeug mit einer hohen Geschwindigkeit die Piste verlassen würde, sagte ich "go, go". Als das Flugzeug die Piste mit dem rechten Fahrwerk verlassen hatte, begann ich auch zu bremsen."

Das Flugzeug hatte ca. 342 m nach Beginn des Startabbruchs mit dem rechten Hauptfahrwerk, nach ca. 440 m mit dem Bugrad und nach ca. 520 m mit dem linken Hauptfahrwerk den rechten Pistenrand verlassen und kam ca. 90 m nach Pistenende zum Stehen.

Niemand wurde verletzt.

Es entstand kein Sachschaden.

II BEFUNDE

2.1 Technisches

- Das Flugzeug war zum Verkehr zugelassen.
- Das Startgewicht (TOW) betrug 25700 lbs. Das maximale Startgewicht (MTOW) betrug 27200 lbs (Hindernis limitierend).
- Masse und Schwerpunkt befanden sich innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.

- Wetter: Wind 330° 5 kt, Temperatur 13°C, 1024 hPa QNH.
Pistenzustand: trocken.
- Die Ursache für die Oeldruck-Warnung war ein Kurzschluss in der rechten Nacelle, der durch Scheuern an der Triebwerkverschalung verursacht wurde. Während des Startvorgangs wurde der Kurzschluss durch Vibrationen ausgelöst.

2.11 Wartung und Unterhalt

Vor dem Zwischenfall wurden Störungen an der Oeldruckwarnung seit dem 17. August 1987 viermal durch einen Eintrag im "aircraftlog" gemeldet. Der Fehler konnte jedoch vom Technischen Dienst der CROSSAIR nicht gefunden und behoben werden.

Eine "Hold Item List" (HIL) an Bord von CROSSAIR-Flugzeugen bestand zur Zeit des Unfalles noch nicht (Einführung der HIL am 1.7.1988).

Die Besatzung war über die gemeldeten Störungen an der Oeldruckwarnung dieses Flugzeuges nicht informiert.

Die Modifikation Nr. 1450 (Service Bulletin SF340-79-008 vom 30.6.1987) zur Verhinderung von Oeldruck-Fehlwarnungen durch den Einbau eines separaten Oeldrucksensors war noch nicht ausgeführt worden.

2.12 Funktion und Konstruktion der Leistungshebel (Beilage 1)

Die Leistungshebel (PL) sind mit einer Sperre am Flight Idle Stop versehen, um ungewolltes Setzen von Beta Mode (kleiner bis negativer Propelleranstellwinkel) während des Fluges zu verhindern. Will der Pilot die Leistungshebel vom Flight Range in Ground Idle oder Reverse bringen, muss er die Hebel bis an den Flight Idle Stop zurückziehen, die Riegel (Latches) anheben, um die Sperre zu überwinden, dann in den Beta Mode ziehen.

Falls er jedoch die Riegel zu früh anhebt, bevor die Leistungshebel den Flight Idle Stop erreicht haben, arretiert ein gezahnter Sperrnocken die Leistungshebel vor dem Flight Idle Stop.

2.13 Spuren

Die Anti-Skid-Bremsspur begann 780 m nach Pistenanfang 32 und zeigte regelmässigen Abrieb von allen vier Rädern. Die Spur verlief parallel zur Pistenmittellinie über 30 m, bog leicht nach rechts ab, wo die rechte Doppelspur nach weiteren 252 m die rechte Pistenseite verliess. Bugradspuren im Gras zeigten, dass das Bugrad 440 m nach Anfang der Bremsspuren den rechten Pistenrand verliess. Nach weiteren 80 m verliess das linke Hauptfahrwerk ebenfalls den Pistenrand rechts, ca. 10 m vor Pistenende.

Fahrwerkeindrücke im Gras verliefen über eine Strecke von 90 m nach dem Pistenende in gerader Linie bis zum Stillstand des Flugzeuges. Der totale Bremsweg betrug 610 m.

2.14 Auswertung des Flugdatenschreibers (DFDR)

Das Flugzeug war mit einem digitalen Flugdatenschreiber des Typs Sunstrand 980 - 4100 DX UN ausgerüstet. Die Daten wurden im Labor der Swissair Zürich ausgewertet. Die Aufzeichnungen zeigen normale Werte während der Beschleunigungsphase.

Der Flugdatenschreiber zeigt, dass zwei Sekunden nach Auftreten der Warnung der Startabbruch eingeleitet wurde.

Eine maximale Geschwindigkeit von 119 KIAS (knots indicated air speed) wurde erreicht.

Nach acht Sekunden wurde eine Geschwindigkeit von 87 KIAS erreicht, dann Reverse (Umkehrschub) gegeben.

Ein Ruderausschlag von 7° rechts liegt zusammen mit der Anfangsverzögerung, gefolgt von einem Kurswechsel von 321°, auf 326,2° missweisende Pistenrichtung.

Die mittleren Verzögerungswerte erreichen 0,22 g vor bis 0,46 g nach Setzen von Reverse.

Die errechneten Sollwerte für Bremsen plus Reverse: 0,53 g.

2.2 Operationelles

2.21 Geschwindigkeiten (KIAS = knots indicated air speed)

Die von der Besatzung festgelegte Entscheidungsgeschwindigkeit war V_1 110 KIAS.

Die V_1 ist vom Startgewicht abhängig. Der Einfachheit halber wird immer das nächst höhere Gewicht zur Bestimmung der Start- und Landegeschwindigkeit verwendet.

Der genaue, nach AFM (Airplane Flight Manual) ermittelte Wert für V_1 ist 105,5 KIAS.

2.22 Anhaltstrecken bei verschiedenen Vorlagen (Angaben vom Hersteller)

Aus den nachstehend aufgeführten Szenarien sind Anhaltstrecken von V_1 bis Stillstand bei denselben äusseren Bedingungen wie beim Vorfall dargestellt (Beilage 2).

Entscheidungsgeschwindigkeit V_1 = 111,5 KIAS

Beschleunigungsstrecke bis 119 KIAS = 759 m

Verzögerungsdistanz: Total

Szenarium 1: Flight Idle: 518 m 1277 m

Szenarium 2: Ground Idle: 390 m 1149 m

Szenarium 3: Max Reverse: 343 m 1109 m

Pistenlänge: 1310 m.

2.23 Assymetrischer Schub (Angaben vom Hersteller)

Die Schubdifferenz zwischen Flight Idle links und Ground Idle rechts beträgt ungefähr 2000 lbs. Erforderlicher Ruderausschlag: 13° links bei 110 KIAS.

Bis zu 4000 lbs assymetrischen Schubs sind mittels Ruder bis hinunter zu einer Geschwindigkeit von 107 KIAS kontrollierbar. Ausschlag: 27,5° (maximal).

Die genaue Stellung der Leistungshebel und die genauen Schubwerte konnten nicht ermittelt werden.

2.24 Bugradsteuerung

Die Bugradsteuerung wird, wie im AOM beschrieben, grundsätzlich bei Geschwindigkeiten von unter 50 KIAS benützt. Im AFM sind keine diesbezüglichen Limiten aufgeführt.

Das Notverfahren beim Startabbruch schreibt vor, die Bugradsteuerung "nach Bedarf" zu benützen (Beilage 3).

2.25 Auswertung des Cockpit Gesprächsaufzeichners (CVR)

Das Flugzeug war mit einem CVR, Modell Fairchild 93 A 100-83, ausgerüstet. Die Auslesung wurde im Labor der Swissair in Zürich vorgenommen.

Checkliste und Briefing verliefen routinemässig. Das "takeoff-briefing" des PIC enthielt folgende Aussage: "... any major malfunction before 110 power back and brakes"...

Die notwendigen Manipulationen im Falle eines Startabbruchs wurden nicht detailliert besprochen.

Die gemeldeten Störungen an der Oeldruckwarnung dieses Flugzeuges wurden im "takeoff-briefing" nicht erwähnt.

Während der Beschleunigungsphase ertönte die Master Warning (Zeit null). Der Befehl "stop" wurde vom PIC nicht ausgesprochen. Zwei Sekunden danach wurde die Triebwerkleistung reduziert. Vier Sekunden danach sagte der Copilot "go, go", der PIC erwiderte "ich kann nicht gehn".

Alle weiteren Gespräche wurden nach dem Stillstand des Flugzeuges geführt und haben keinen Zusammenhang mit dem Vorfall.

2.26 Verfahren in der Startphase

Die "procedures" im Flugzeug-Betriebshandbuch (AOM/AFM) und die "Company Policy" (FOM) verlangen das folgende Vorgehen der Piloten beim Eintritt einer Störung in der Startphase:

Der Pilot (PIC oder Copilot), der eine "engine failure", "engine fire warning" oder eine andere schwerwiegende Störung bemerkt, soll dies durch einen entsprechenden "call out" dem anderen Piloten mitteilen. Der Entscheid, ob ein Start abgebrochen werden soll oder nicht, liegt beim PIC.

Unter normalen Bedingungen, auf trockener oder nasser Piste, findet folgende "basic policy" Anwendung:

Beim Eintreten eines "engine failure" oder einer "engine fire/overheat" Warnung vor V_1 ist ein Startabbruch zwingend. Beim Eintreten einer anderen Störung oder wenn abnormale Bedingungen herrschen, liegt der Entscheid zum Startabbruch beim PIC.

Falls ein Start abgebrochen wird, soll das folgende Verfahren angewendet werden:

Der PIC ruft "stop" und gibt damit dem Copiloten seinen Entscheid zum Startabbruch bekannt.

Die folgenden "actions" werden vom PIC (L/P) ausgeführt:

- | | |
|--------------------------------------|--------------------------------------|
| 1. Power Levers | BOTH GROUND IDLE |
| 2. Brakes | MAXIMUM UNTIL A SAFE STOP IS ASSURED |
| 3. Nosewheel steering | as required |
| 4. Reverse Thrust (operating engine) | as required |

2.27 Besatzung

- Die Cockpitbesatzung besass gültige Führerausweise und war berechtigt, den vorgesehenen Flug durchzuführen.
- Es liegen keine Anhaltspunkte für gesundheitliche Störungen im Zeitpunkt des Vorfalls vor.
- Der PIC war fliegender Pilot beim Start.

Training:

Der PIC absolvierte sein Simulatortraining anlässlich des Upgradings im März/April 1987. Laut Trainingsunterlagen wurden total 6 Startabbrüche geübt.

Die Trainingsunterlagen zeigen, dass der Gebrauch der Bugradsteuerung (NWS) bei Startabbruch besprochen wurde.

Der Saab 340 Simulator gibt die Möglichkeit, die Bremsdistanz zu beurteilen, da sich die Werte nach dem aufgebrachten Bremsdruck verändern. Die Daten können gespeichert und ausgedruckt werden.

III BEURTEILUNG

3.1 Technisches

3.11 Wartung und Unterhalt

Obwohl die Besatzung über die gemeldeten Störungen an der Oel-druckwarnung dieses Flugzeuges mangels einer "Hold Item List" (HIL) nicht informiert war, hatte der PIC die Möglichkeit das "aircraftlog" einzusehen.

3.12 Funktion und Konstruktion der Leistungshebel (Beilage 1)

Die Beschaffenheit des Sperrnockens am Leistungshebel kann diesen bei einer Fehlbedienung vor der Flight Idle Position arretieren. Dabei steht ein entsprechend höherer Restschub als in Flight Idle an. Wenn einem Piloten jedoch der eine Leistungshebel durch eine Fehlbedienung vor Flight Idle blockiert wird und er den anderen Leistungshebel in Ground Idle bringt, entsteht assymetrischer Schub.

3.13 Auswertung des Flugschreibers (DFDR)

Die Reaktionszeit von zwei Sekunden vom Auftreten der Warnung bis zur Einleitung des Startabbruchs ist normal.

Die Verzögerung von 119 auf 87 KIAS in 8 Sekunden war schwach.

3.2 Operationelles

3.21 Verhalten der Besatzung

Takeoff briefing

Es ist sinnvoll im "takeoff briefing" bewusst die notwendigen Manipulationen im Falle eines Startabbruches zu repetieren (geistige Vorbereitung). Aufgrund des fehlenden Hinweises auf die gemeldeten Störungen an der Oeldruckwarnung muss angenommen werden, dass der PIC das "aircraftlog" ungenügend eingesehen hat.

Entscheid zum Startabbruch

Kurz vor dem Erreichen der Entscheidungsgeschwindigkeit V_1 ertönte die "Master Warning" und die Oeldruckwarnung des rechten Triebwerks leuchtete auf. Der Entscheid des PIC den Start abbrechen war nicht zwingend aber berechtigt.

Die bei hoher Geschwindigkeit ausgerufene Warnung "go, go" des Copiloten hatte auf den Ablauf des Startabbruchs keinen Einfluss. Es kann angenommen werden, dass ein klarer Befehl "stop" seitens des PIC diese Warnung verhindert hätte.

Fehlbedienung der Leistungshebel und Führung des Flugzeuges

Der unter Zeitdruck stehende PIC befolgte den korrekten Ablauf in der Bedienung der Leistungshebel nicht.

Das Verlassen der Piste ist auf folgende Faktoren zurückzuführen:

- Blockieren des linken Leistungshebels vor "Flight Idle" durch eine Fehlmanipulation des PIC
- Falscher Rudereinschlag (7° rechts)
- Assymetrischer Schub mit dem linken Leistungshebel vor "Flight Idle" und dem rechten Leistungshebel in "Ground Idle" während einer Dauer von etwa zwei Sekunden
- Ablenkung der Aufmerksamkeit des PIC's bei seinen Schwierigkeiten mit den Leistungshebeln beim Setzen von "Beta Mode".

Es muss angenommen werden, dass der PIC durch den assymetrischen Schub und den falschen Rudereinschlag nicht mehr in der Lage war, das Flugzeug auf der Piste zu halten.

Der PIC hatte während des Startabbruchs von der Bugradsteuerung (NWS) keinen Gebrauch gemacht.

3.22 Anhaltestrecken bei verschiedenen Vorlagen

Die Berechnungen zeigen, dass das Flugzeug auf der Piste hätte zum Stillstand gebracht werden können. Die tiefen Verzögerungsmomente während sich das Flugzeug noch auf der Piste befand, haben ihre Ursache in zu schwachem Bremspedaldruck in Verbindung mit

- a) dem erhöhten Restschub des linken Triebwerkes infolge einer Fehlmanipulation
- b) dem aussergewöhnlich späten Setzen des Schubumkehrs (8 Sekunden nach Einsetzen der Radbremsung).

Die Wirksamkeit der Bremsen des Anti-Skid-Systems wurden von der Besatzung vor wie auch nach dem Zwischenfall nicht beanstandet.

3.23 Training

Auf Grund der Trainingsunterlagen (Simulator/Flugzeug) muss angenommen werden, dass der PIC ausreichend ausgebildet war.

3.24 Startabbruch-Verfahren

Das gültige Verfahren bei einem Startabbruch scheint u.E. einseitig auf den PIC ausgerichtet zu sein, indem alle Manipulationen vom PIC ausgeführt werden müssen. Es ist denkbar, dass der Copilot besser in den Ablauf integriert werden könnte. Bestimmte Manipulationen, z.B. das Setzen von "Beta Mode/Reverse", könnten dem Copiloten übertragen werden.

IV URSACHE

Der Vorfall ist zurückzuführen auf:

Nichteinhalten des korrekten Startabbruch-Verfahrens durch den Kommandanten.

Zum Unfall haben beigetragen:

- Ungenügende geistige Vorbereitung des Kommandanten bezüglich der notwendigen Manipulationen bei einem Startabbruch
- Unterlassung des Gebrauchs der Bugradsteuerung während des Startabbruchs.

An der Sitzung vom 31. August 1989 nahmen H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza, R. Henzelin und M. Soland, an der Sitzung vom 10. Mai 1990 H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza und M. Soland teil. Die Kommission verabschiedet den Schlussbericht einstimmig.

Bern, 10. Mai 1990

Eidgenössische Flugunfall-
Untersuchungskommission
Der Präsident:

sig. H. Angst

CL manipulations:

FUEL OFF to START
Lift up-forward, then push down-forward into START detent.

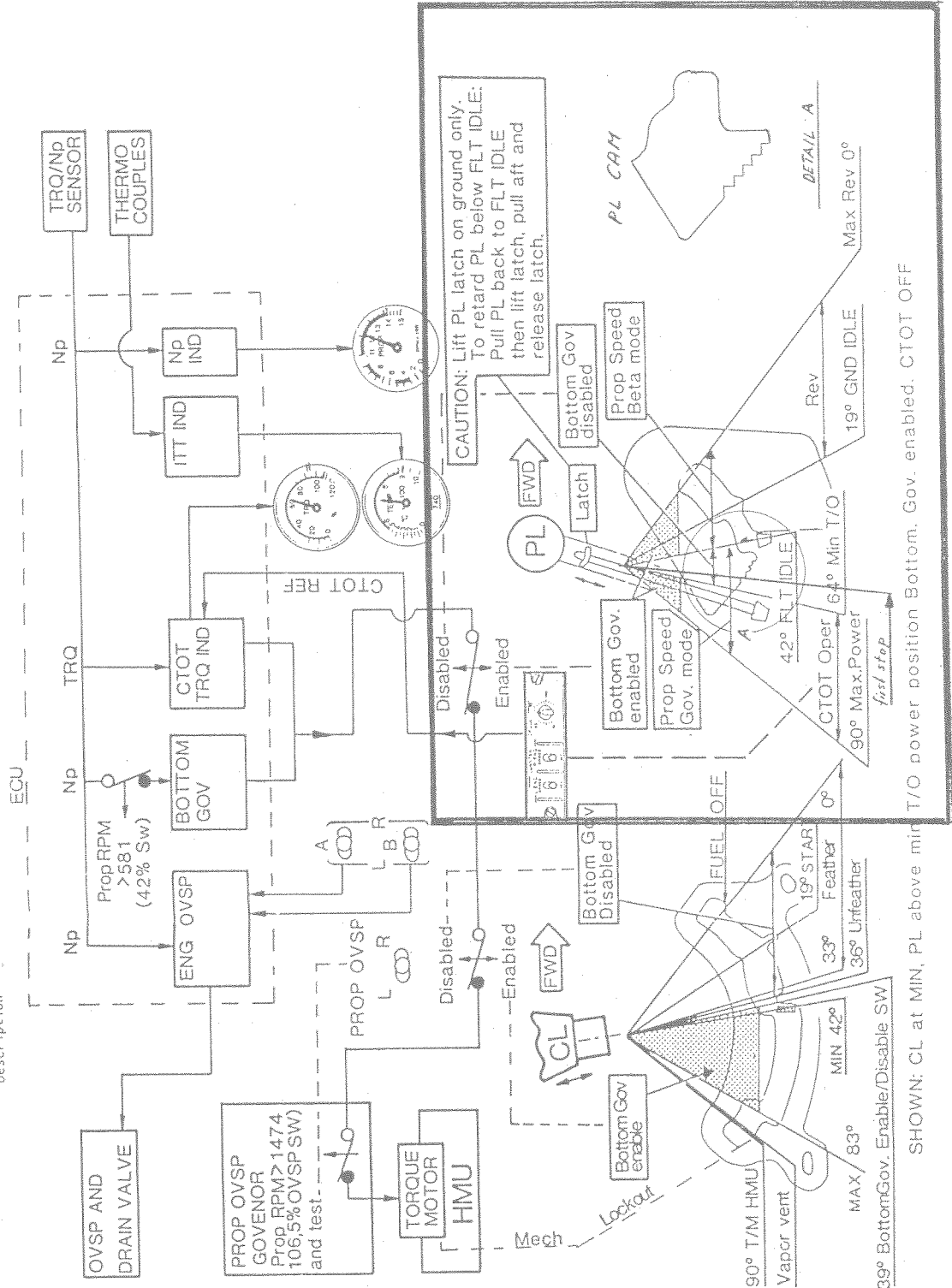
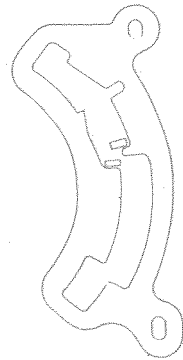
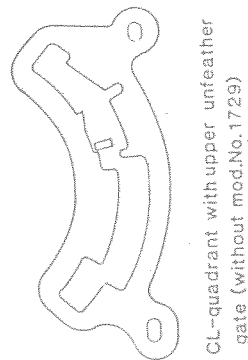
START to MIN.
Lift up-forward to upper gate, then release into MIN position.

MIN-MAX range.
Momentarily lift up-forward into T/M, then pull back to desired RPM.

START to unfeather
Lift up-forward, then push down-forward to lower gate at unfeather.

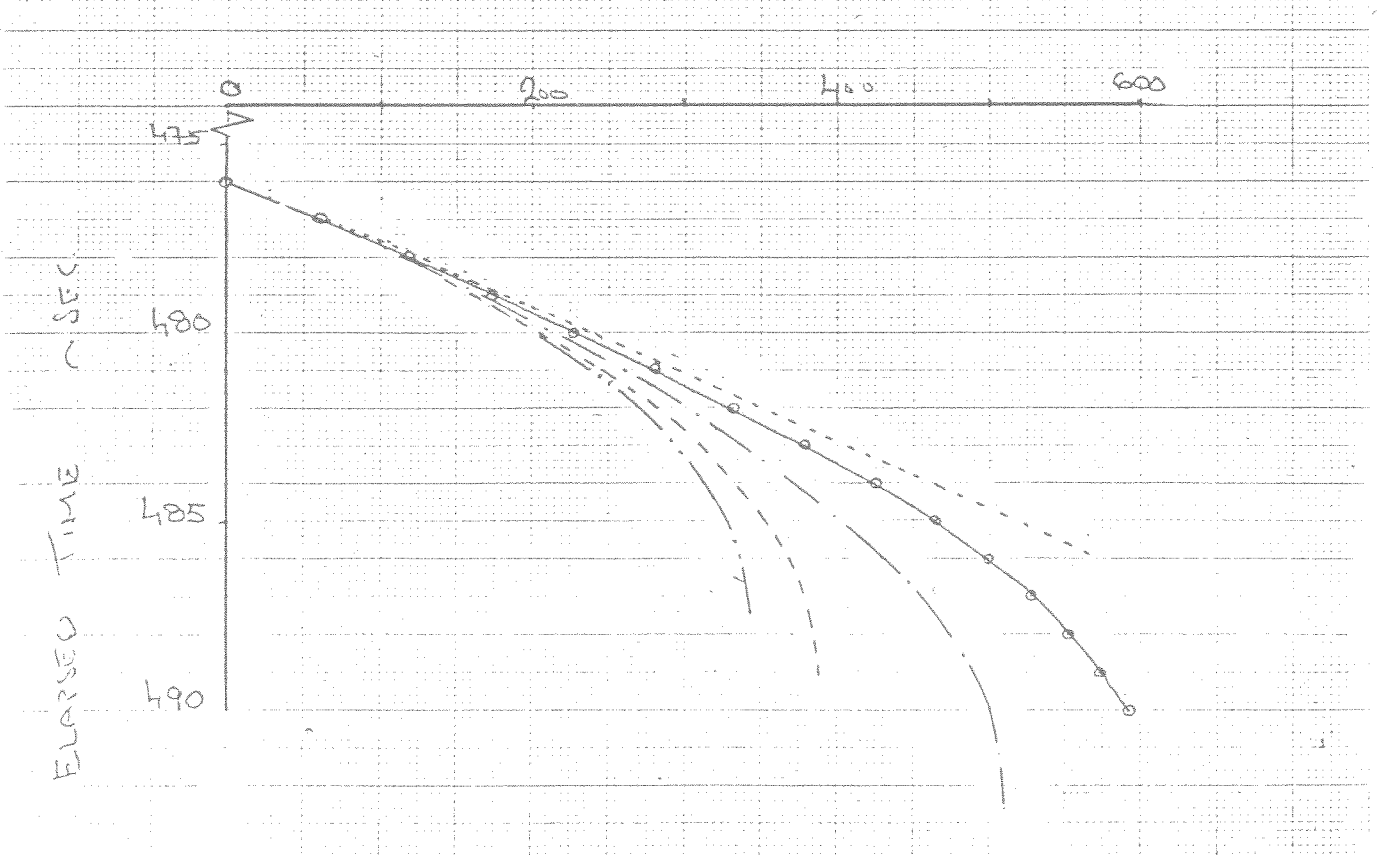
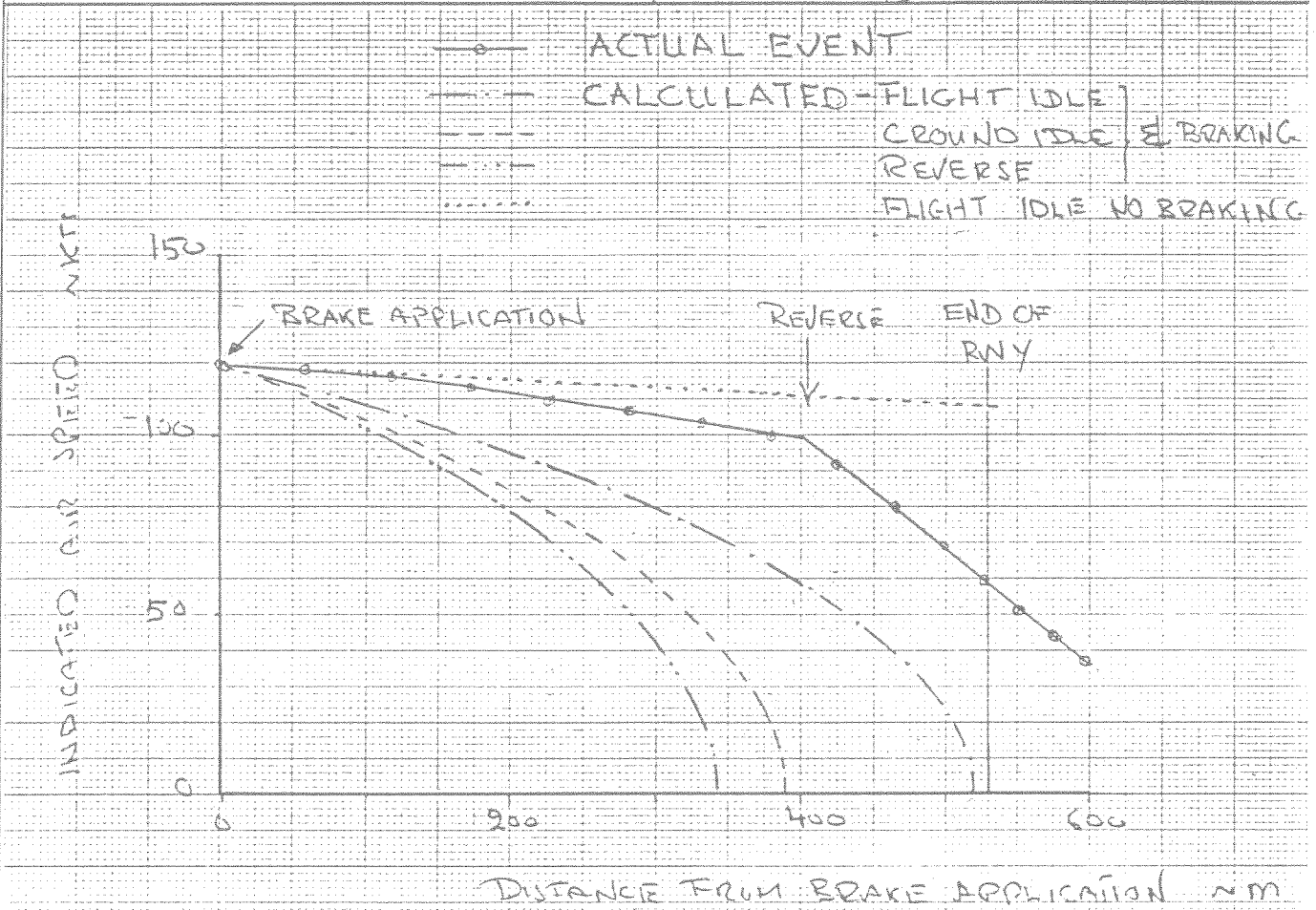
NOTE: For 4/c without Mod No 1729 installed there is also an upper gate at unfeather.

MIN-MAX to FUEL OFF.
Lift and pull back into FUEL OFF detent.



SHOWN: CL at MIN, PL above min T/O power position Bottom. Gov. enabled. CTOT OFF

Utfärdad		Godkänd		Datum	Reg. nr/Objekt
Bearbetad	sign/datum	Kontrollerad	sign/datum	Ärendet	
08-11-79	(S)			REJECTED TAKEOFF AT BERN	
Fördeining					



SAAB SF 340 A

Including SAAB-FAIRCHILD 340 A

Airplane Flight Manual



EMERGENCY PROCEDURES

REJECTED TAKEOFF

- *1. Power Levers.....BOTH GROUND IDLE
- *2. Brakes.....MAXIMUM UNTIL A SAFE STOP IS ASSURED
- 3. Nosewheel Steering.....AS REQUIRED
- 4. Reverse Thrust (operating engine).....AS REQUIRED
- 5. Refer to EMERGENCY EVACUATION procedure.
- 6. End of procedure.

CAUTION

Reverse Thrust on the operating engine will cause a yawing moment towards the operating engine which is proportional to the amount of Reverse Thrust applied.