



Rapporto finale della Commissione federale d'inchiesta sugli infortuni aeronautici

concernente l'infortunio

dell'aeroplano Fanjet Falcon DA 20-F, VR-BJB
del 15 gennaio 1988
sulla pista 21 dell'aerodromo di Lugano-Agno

0. IN GENERALE

0.1. Riassunto

Alle ore 0924^{*}) del 15 gennaio 1988, l'aeroplano Fanjet Falcon DA 20-F, VR-BJB, decollava dalla pista 21 dell'aerodromo di Lugano-Agno, per un volo IFR privato a destinazione di Roma-Ciampino. A bordo si trovavano il comandante e il co-pilota.

Secondo le dichiarazioni del comandante, poco prima di raggiungere la velocità di decisione V_1 , udì un rumore corrispondente a una diminuzione di giri e sentì l'aeroplano imbardare verso la destra, ciò che lo indusse a interrompere il decollo.

Cause

L'infortunio è da attribuire a:

Interruzione del decollo poco prima di aver raggiunto la velocità critica di decisione V_1 , a causa di una presunta perdita di potenza del propulsore destro.

Hanno contribuito all'infortunio:

- la mancanza di dati per il calcolo della distanza "accelerate-stop" (distanza di accelerazione-arresto), nel manuale d'esercizio (AOM) dell'aeromobile della Dassault, per il decollo su piste bagnate o contaminate.
- insufficiente presa in considerazione dello stato della pista, per la determinazione della massa di decollo massima, in riguardo alla distanza "accelerate-stop"
- insufficiente preparazione per il decollo
- mancata coordinazione dell'equipaggio al momento del guasto al propulsore
- preparazione mentale insufficiente dell'equipaggio, prima della fase di decollo
- il non inserimento del sistema antighiaccio dei propulsori, in condizioni meteorologiche di pericolo di ghiacciamento
- allenamento dell'equipaggio su simulatore di volo insufficiente, specialmente per quel che concerne i problemi e l'esecuzione di interruzioni di decollo
- aquaplaning
- aerofreni non estesi
- mancato impiego del paracadute di frenaggio, che è solo stato sganciato

^{*}) tutte le indicazioni orarie in ora locale (UTC+1)

0.2 Inchiesta

L'inchiesta preliminare è stata condotta da Ulrich Tröhler ed è stata conclusa con la consegna del rapporto di inchiesta preliminare del 28 dicembre 1988 al presidente della commissione, il 21 febbraio 1989.

1. FATTI ACCERTATI

1.1 Precedenti e andamento del decollo

L'aeroplano VR-BJB, un Fanjet Falcon DA 20-F, atterrò la sera del 14 gennaio 1988 a Lugano-Agno, in provenienza da Zurigo-Kloten e fu parcheggiato all'aperto. Durante la notte e anche il mattino si era formata sulla parte superiore dell'aeroplano una coltre di 2-3 cm di neve bagnata, provocata dalle deboli ma persistenti precipitazioni di neve frammista con acqua, a delle temperature fra 0 e +1 grado C. L'equipaggio arrivò all'aerodromo il 15 gennaio alle ore 0800. Si recò dapprima all'ufficio AIS per informarsi sulla situazione meteorologica e pianificare un volo IFR privato a destinazione di Roma-Ciampino. In seguito il comandante depositò un piano di volo con il decollo previsto per le ore 0900. Subito dopo l'equipaggio si recò all'aeroplano e lo fece rifornire con 1000 l per un totale di 5600 lbs, dall'addetto al rifornimento. Il co-pilota pulì l'aeroplano dalla neve bagnata. Per questo lavoro adoperò un raschiatore di gomma munito di una spugna. Non fu adoperato liquido antighiaccio, benchè a disposizione e utilizzato nello stesso momento per un aeroplano parcheggiato nelle vicinanze. Secondo le dichiarazioni del co-pilota, il piano di coda di profondità non fu pulito. La pulizia dell'aeroplano durò all'incirca 45 minuti. In seguito a ciò il comandante effettuò un controllo esterno e si recò nella cabina di pilotaggio.

La pista fu pulita dalla neve con delle spazzole su una larghezza di ca. 25 m alle ore 0630 ed era solo ancora bagnata. Sui bordi della pista c'erano due strisce di ca. 2 m di larghezza che non erano state pulite e che erano coperte con uno strato di neve bagnata di 2 - 3 cm. Dopo la pulizia della pista non fu effettuato nessun controllo e non fu misurata l'aderenza. Il primo volo di linea della CROSSAIR atterrò alle ore 0706. Il coefficiente di frenaggio fu misurato solo alle 1025, vale a dire un'ora dopo l'infortunio. I valori misurati in quel momento erano fra 0.78μ e 0.86μ . Ciò corrisponde a un buon coefficiente di frenaggio.

Alle ore 0916 l'equipaggio chiese la messa in moto, che fu accordata subito. In seguito l'aeroplano rullò passando per la via di rullaggio M e la pista 03, al punto di decollo della pista 21. Durante il rullaggio l'equipaggio effettuò il "Taxi-check". Fra l'altro furono controllati e trovati in ordine i seguenti punti:

- il meccanismo di guida del ruotino di prua
- i freni delle ruote
- gli aerofreni
- i comandi di volo
- gli equilibratori (trim)

Il sistema antighiaccio dei propulsori non fu inserito. Il comandante ha dichiarato che non li ha inseriti volutamente, perchè necessitava per il decollo della spinta supplementare che era così a disposizione.

Il comandante allineò l'aeroplano in modo tale da poter usufruire di tutta la distanza disponibile per il decollo sulla pista 21. L'autorizzazione di decollo fu rilasciata alle ore 0920. La fase di accelerazione fino a una velocità di 100 kt ebbe un decorso normale. Poco prima di raggiungere la velocità di decisione V_1 , che per questo decollo era stata calcolata dall'equipaggio con 112 kt, il comandante gridò "abort" e effettuò un'interruzione di decollo, che fallì. L'aeroplano oltrepassò la fine della pista con una velocità stimata dal co-pilota di 60 - 70 kt, attraversò per ca. 86 m un prato bagnato e molle e si schiantò contro la scarpata della strada cantonale, perpendicolare all'asse della pista. Il ruotino di prua si impigliò in un cavo televisivo interrato, del diametro di ca. 3 cm. L'aeroplano si fermò con la parte anteriore della fusoliera spezzata sul marciapiede e la parte posteriore appoggiata sulla scarpata della strada. Secondo le dichiarazioni dei testimoni, dopo il tempestivo arrivo della squadra di soccorso, la turbina destra funzionava ancora in modo irregolare ad alto regime. Fu spenta da un meccanico con l'aiuto del co-pilota. Il comandante, sotto chock e ferito al viso e alle gambe, fu evacuato dalla squadra di soccorso e dal co-pilota, attraverso il finestrino sinistro della cabina di pilotaggio. Il co-pilota lasciò in seguito l'aeroplano attraverso lo stesso finestrino. I vigili del fuoco aeroportuali coprirono di schiuma l'aeroplano distrutto. Non ci fu principio d'incendio.

1.2 Danni alle persone

Il comandante fu ferito gravemente durante l'impatto. Il co-pilota subì solo contusioni al corpo. Non c'erano passeggeri a bordo.

1.3 Danni all'aeromobile

L'aeroplano fu distrutto. La fusoliera si spezzò fra la porta d'entrata e il bordo d'attacco dell'ala. Non ci fu principio d'incendio.

1.4 Danni materiali a terzi

Furono causati danni irrilevanti al terreno. Il recinto aeroportuale fu distrutto su una lunghezza di ca. 25 m e un cavo televisivo interrato nella scarpata della strada fu strappato e danneggiato.

1.5 Persone coinvolte

1.5.1 Pilota (comandante)

Cittadino francese, anno di nascita 1952.

Licenza di pilota di linea, rilasciata dall'Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) il 23 dicembre 1985, valida fino al 30 maggio 1988.

Estensioni: Radiotelefonia UIT del 23.12.85, permesso speciale di volo strumentale del 12.5.76, valido fino al 22.10.88, categoria I

Tipi di velivoli autorizzati: mono- e plurimotori a pistoncini fino a 5700 kg

Altri tipi di velivoli:

- DA-20 PIC
- MU-2 PIC
- MU-300 PIC
- DA-10 COPI

Senza validazione in corso di validità delle autorità delle Bermuda.

Esperienza di volo

In totale 7618 ore, 1574 delle quali sul tipo in causa; durante gli ultimi 90 giorni 151 ore, tutte sul tipo in causa.

Ultimo controllo medico periodico, il 24 giugno 1987.
Risultato: atto senza restrizioni.

1.5.1.1 Secondo pilota (co-pilota)

Cittadino svizzero, anno di nascita 1948

Licenza di pilota di professione di I classe, rilasciata dall'Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) il 3 dicembre 1985, valida fino al 29 aprile 1988.

Estensioni: - Radiotelegrafia UIT del 3.12.85
- Acrobazia, del 3.12.85
- Permesso speciale di volo strumentale del 12.5.79, valido fino al 22.10.88, categoria I

Tipi di velivoli autorizzati: - Monomotori a pistoni fino a 2500 kg
- Mono- e plurimotori a pistoni fino a 5700 kg.

Altri tipi di velivoli: - MU-2 COPI
- MU-30 COPI
- DA-20 COPI

Osservazioni: Deve portare lenti a contatto e avere con se un paio di occhiali di riserva.

Senza validazione in corso di validità delle autorità delle Bermuda

Esperienza di volo

In totale 2747 ore, 1456 delle quali sul tipo in causa; durante gli ultimi 90 giorni 135 ore, tutte sul tipo in causa.

Inizio dell'istruzione aeronautica il 26 gennaio 1966.

Ultimo controllo medico periodico, il 28 aprile 1987.

Risultato: atto con restrizioni (portatore di occhiali).

1.6 Aeroplano VR-BJB

Immatricolazione: VR-BJB (Bermuda)

Tipo: Fanjet Falcon DA-20F

Costruttore: Marcel Dassault Aviation

Caratteristiche: aeromobile d'affari bi-turbina

Anno di costruzione: 1970

Numero di serie: 244

Ore operative al momento dell'infortunio: 6569.22 con 6410 atterraggi

Ultimi lavori di manutenzione: 5. ispezione annuale effettuata il 26.11.87

Ore operative al momento dell'infortunio: 72.58 ore dopo l'ispezione annuale, con 83 atterraggi

Propulsori: Costruttore: General-Electric

Tipo: CF 700-2D2

Spinta: 4339 lbs a 30 gradi C

Propulsore sinistro: Nro. di serie 304-016

Si tratta di un propulsore modificato. Prima messa in servizio 1970.

Ore operative al momento dell'infortunio:
Da nuovo: 6217.41
cicli 6022
Dalla revisione: 1924.29
cicli 1736
Dalla 1. hot section 859.16
cicli 822

Propulsore destro: Nro di serie 304-011
Si tratta di un propulsore modificato.
Prima messa in servizio 1970.
Ore operative al momento dell'infortunio:
Da nuovo: 6330.34
cicli 6080
Dalla revisione: 2037.22
cicli 1819
Dalla 1. hot section: 1016.09
cicli 978

Nel "CERTIFICATE OF MAINTENANCE", rilasciato dopo la 5. ispezione annuale del 26 novembre 1987, la rimanenza operativa è stata limitata come segue dalla ditta Jet Aviation Basel: Valida per 70 giorni o 86 ore di volo, secondo quale condizione sarà raggiunta per prima.

Ragione: ispezione della "hot section" della turbina destra, che scade dopo un periodo operativo dell'aeroplano di 6553 ore (più 30 ore di tolleranza) oppure al più tardi dopo 1030 ore dopo l'ultima ispezione della "hot section" della turbina.

Al momento dell'infortunio la tolleranza non era dunque ancora stata completamente sfruttata.

Certificato di ammissione
alla circolazione e certi-
ficato di navigabilità:

rilasciati dalle autorità straniere
delle Bermuda il 28.11.87 e validi
fino al 29.11.88

Genere di attività ammessa: Traffico aereo privato IFR

Proprietario e esercente: AME S.A. Airmaterial Executive
Jet, 6900 Lugano

1.6.1 Limitazioni della massa al decollo

La massa massima ammissibile per il decollo può essere limitata da:

- a) La massa massima ammissibile dal punto di vista strutturale.
- b) Le esigenze per la salita durante la fase di decollo (climb requirements)
- c) La lunghezza della pista (accelerate-stop distance)
- d) La distanza verticale di sicurezza dagli ostacoli (enroute climb)

Con i dati a disposizione si fanno le constatazioni seguenti:

- a) La massa massima strutturale è di 28'660 lbs
- b) Le esigenze per la salita durante la fase di decollo non erano limitative (climb requirements)
- c) Lunghezza della pista (accelerate-stop)

La massa massima per quel che concerne la distanza "accelerate-stop" per un decollo sulla pista 21 (pista asciutta) è di: 24'400 lbs con il sistema antighiaccio delle turbine inserito e 25'200 lbs con il sistema antighiaccio delle turbine disinserito (non ammissibile nelle condizioni meteorologiche date, con pericolo di ghiacciamento)

Il manuale d'esercizio dell'aeroplano (AOM) della DASSAULT non contiene documenti per il calcolo della distanza "accelerate-stop" su piste bagnate o contaminate.

- d) La distanza verticale di sicurezza dagli ostacoli (enroute climb)

L'"enroute climb gradient" necessario vien calcolato come "net climb gradient" ("gross gradient" meno 1,1%).

La configurazione dell'aeroplano è la seguente:

Clean airplane, 1 engine windmilling, 1 engine at maximum continuous thrust.

Il calcolo dell'"enroute climb gradient" con una massa al decollo di 23'690 lbs, porta ai risultati seguenti:

	gross climb gradient	net climb gradient
Without anti-ice	6,6%	5,5%
Engine anti-ice on	5,7%	4,6%
Engine and wing anti-ice on*	4,6%	*3,5%

*corrisponde alle condizioni esistenti

La procedura di decollo prevista richiede un gradiente di salita di 11,2% rispettivamente 10% (vedi allegato).

La continuazione del decollo dopo la perdita di una turbina dopo V_1 avrebbe richiesto l'esecuzione della procedura di partenza d'emergenza "1 engine out emergency departure".

1.6.2 Centro di gravità

Il centro di gravità si trovava entro i limiti ammessi.

1.7 Situazione meteorologica

1.7.1 Secondo il bollettino della centrale meteorologica di Zurigo

Situazione generale

Sbarramento da sud con precipitazioni. Favonio al nord delle alpi.

Situazione meteorologica sul luogo e al momento dell'infortunio

Tempo/nuvolosità:	Pioggia moderata frammista a neve 3/8 a 300 ft/suolo, 8/8 a 2000 ft/suolo
Visibilità:	2000 m
Vento:	variabile, attorno ai 3 kt
Temperatura/punto di rugiada:	01°C/01°C
Pressione atmosferica:	1023 hPa QNH
Pericoli:	---

Posizione del sole:	Azimut: 136 gradi, Altezza: 25 gradi
---------------------	---

Osservazioni:

METAR LSZA:

```
0650 00000 1700 63ra 3st003 8ns015 00/00 1020=  
0720 00000 2000 63ra 3st003 8ns025 01/01 1021=  
0750 36003 2000 68rasn 3st003 8ns020 00/00 1021=  
0820 00000 2500 68rasn 3st003 8ns020 01/01 1021=  
0850 00000 2000 68rasn 3st003 8ns020 01/01 1022=  
0920-1020 mis (guasto al computer METEOR)  
1050 00000 2500 68rasn 3st004 8ns020 00/00 1024
```

METAR LSZA secondo le dichiarazioni dell'addetto alla torre di controllo:

```
00000 2000 68rasn 3st003 8ns020 00/00 1022=
```

Al momento dell'infortunio esisteva un pericolo generale di ghiacciamento.

1.8 Impianti di navigazione al suolo

Non concerne

1.9 Comunicazioni radiotelefoniche

Le comunicazioni radiotelefoniche fra il pilota e la torre di controllo si svolsero correttamente e senza difficoltà fino al momento dell'infortunio (vedi annesso 1)

1.10 Impianti aeroportuali

1.10.1 Aerodromo di Lugano-Agno

L'aerodromo di Lugano-Agno è gestito dalla città di Lugano. Il servizio di sicurezza aerea vien effettuato da Swisscontrol.

Per i decolli in condizioni meteorologiche che richiedono il volo strumentale, sono pubblicate diverse procedure standardizzate di decollo "Standard Instrument Departures (SID)".

Per le procedure di decollo strumentale sulla pista 21 non sono pubblicate delle condizioni meteorologiche minime. Le procedure di decollo dalla pista 21 richiedono un gradiente di salita di 11,2% fino a 2100 ft/QNH e un gradiente di salita del 10% fino a 4100 ft/QNH.

I piloti in possesso di un'autorizzazione dell'UFAC per effettuare degli avvicinamenti strumentali a Lugano-Agno, ricevono, prima dei voli di introduzione/certificazione, una documentazione dell'UFAC "1-engine out emergency departure", che contiene una procedura d'urgenza per il decollo dalla pista 21 dopo la perdita di un propulsore.

Questa procedura d'urgenza per la pista 21 non è contenuta nei documenti dell'AIP e del JEPPESEN e non contiene delle minime meteorologiche.

1.10.2 Caratteristiche della pista

L'interruzione del decollo avvenne sulla pista 21, che ha le caratteristiche seguenti:

Lunghezza:	1200 m
Larghezza:	30 m
Pendenza:	-0,6% in discesa (downhill)
Superficie:	Asfalto liscio
RFC:	0.90 / <u>0.83</u>

RFC: Per quel che concerne il coefficiente di attrito o valore μ si trovano nell'AIP AGA 2 - 4 le osservazioni seguenti:

Calibratura del coefficiente di attrito (RFC)

Condizioni di misura

La calibratura del coefficiente di attrito fu effettuata con uno Skidometer BV-8 con impianto di inaffiamento. Lo strato d'acqua è di 1 mm. Le velocità di misura sono 65 km/h e 95 km/h.

Genere della pubblicazione

Vengono pubblicati:

- Il coefficiente di attrito risp. il valore μ (resistenza all'attrito R proporzionale al carico P)

$$\mu = \frac{R}{P}$$

Il coefficiente di attrito massimo è misurato con un valore di slittamento costante di ca. 14%

- Velocità di misura, di regola 65 km/h e 95 km/h
- Spessore del film d'acqua 1 mm.
- Data della misura

1.11 Registratore dei parametri di volo (Flight Data Recorder FDR)

Un FDR era installato nell'aeroplano anteriormente. Purtroppo non era prescritto per questo aeroplano che operava nel settore IFR privato e fu disattivato. Un registratore delle conversazioni di bordo (cockpit voice recorder CVR) non era installato.

1.12 Costatazioni sul relitto

1.12.1 Costatazioni prima dello sgombero

L'aeroplano giaceva con la fusoliera spezzata sulla scarpata della strada principale Lugano-Agno, che passa a pochi metri al sud dell'aerodromo. La parte anteriore della fusoliera giaceva sul marciapiede, quella posteriore sulla scarpata. Il punto di rottura era situato fra le ordinate 12 fino a 13.

L'attività di volo dell'aerodromo di Lugano fu fortemente ostacolata dalla posizione del velivolo. L'aeroplano fu dunque spostato dall'asse di avvicinamento tramite una gru mobile.

Prima di questo spostamento furono effettuate le seguenti constatazioni nella cabina di pilotaggio (secondo le dichiarazioni di un testimone durante lo spegnimento della turbina destra e il salvataggio dell'equipaggio, alcuni interruttori furono azionati, così che le constatazioni effettuate sono solo parzialmente attendibili!):

- Le due leve "fuel shut off" in posizione "OFF"
- Gli estintori non furono azionati, i fili di sicurezza erano indenni.

- Il sistema di inversione della spinta del motore sinistro era completamente fuori, gli sportelli in posizione di inversione di spinta.
- Il sistema di inversione della spinta del motore destro era completamente rientrato.
- Sul terreno erboso bagnato, immediatamente dietro i propulsori, furono effettuate le constatazioni seguenti:
 - Propulsore destro: L'erba era adagiata verso l'indietro, guardando in direzione di volo.
 - Propulsore sinistro: L'erba era adagiata verso l'avanti, guardando in direzione di volo.

1.12.2 Constatazioni dopo il trasporto in aviorimessa

Dopo aver vuotato i serbatoi delle ali (furono aspirati circa 3000 l di carburante) e lo smontaggio dei due propulsori, l'aeroplano fu trasportato in aviorimessa. Nell'aviorimessa furono effettuate le constatazioni seguenti:

- Per controllare le "fuel shut off valves" nei mozziconi dei propulsori (stubs) si smontarono i coperchietti d'ispezione. Tutte e due le valvole erano in posizione chiusa. I cavi di trasmissione (teleforce cables) appartenenti al sistema erano tranciati nel punto di rottura della fusoliera. In base alla superficie di taglio si poté constatare senza dubbio, che al momento della rottura dei cavi le valvole erano in posizione chiusa, ciò che corrisponde con la posizione delle leve nella cabina di pilotaggio. Si può dunque ammettere che i propulsori furono spenti tagliando il flusso del carburante. Dopo la rottura della fusoliera non era neanche più possibile spegnere i propulsori in modo normale.
- Da un controllo visivo del sistema dei freni delle ruote, non furono constatati dei difetti. Una prova di funzione del sistema non era più possibile dopo la rottura della fusoliera. I freni e tutte le componenti del sistema anti-bloccaggio furono smontati (gli esami ulteriori furono eseguiti presso la ditta Transair a Ginevra).
- Gli aerofreni poterono essere aperti manualmente senza troppi sforzi, ciò che fa supporre che erano degli aerofreni modificati senza bloccaggio nella posizione finale. Le alette sono mantenute nella posizione rientrata o estesa, solo dalla pressione idraulica. Siccome non si è trovata sporcizia fra i bordi delle alette e l'ala, come invece sopra le alette, si può ammettere che al momento dell'infortunio le alette erano rientrate.
- Per giudicare lo stato del sistema del paracadute di frenaggio, si sollevò la parte posteriore della fusoliera e si smontò

il coperchietto d'ispezione. La serratura del paracadute si trovava in posizione chiusa, ma siccome i tiranti, la parte posteriore della fusoliera e la spina di sgancio furono fortemente deformati durante il trasporto, non si poté definire quando la serratura fu bloccata.

- Durante lo smontaggio del propulsore destro fu constatata una piega nel tubo di alimentazione del carburante, che provocava una notevole riduzione del diametro dello stesso. Questa piega non era conseguente all'infortunio.
- I due propulsori furono montati su dei telai e preparati per il trasporto. Le "bleed valves" erano completamente aperte, le "inlet guide vanes = IGV" del propulsore sinistro erano appena, quelle del propulsore destro completamente girate. Durante il controllo dei compressori con l'introscopio fu constatato che i danni alle pale erano più grandi di quello che si era supposto all'inizio.
- Nei due "fuel controls" gli indicatori si trovavano ca. 2 righette prima del massimo. I tiranti si muovevano normalmente, nel propulsore destro però un pezzo terminale era piegato nella filettatura.
- Nei tubi di alimentazione di carburante che conducono ai propulsori fu trovato solo molto poco carburante. Ciò fa dedurre che i propulsori furono spenti tramite le "fuel shut off valves".

1.13 Costatazioni mediche

Il dirigente dell'inchiesta non è a conoscenza di disturbi alla salute dell'equipaggio, al momento dell'infortunio. Le prove del sangue ordinate dalla polizia cantonale hanno dato come risultato: i due piloti non si trovavano sotto l'influsso dell'alcool, di droghe o di medicinali.

1.14 Incendio

Non si è verificato nessun incendio

1.15 Possibilità di sopravvivenza

Si poteva sopravvivere all'infortunio.

1.16 Indagini particolari

1.16.1 Propulsori

Dopo lo smontaggio i due propulsori furono trasportati presso la ditta Transairco a Ginevra. Dopo lo smontaggio delle parti superiori dei compressori e del sistema di inversione della spinta si fecero le constatazioni seguenti:

- Tutti i danni alle alette rotanti e a quelle statiche furono giudicati come conseguenza dell'infortunio.
- Nei filtri del carburante aperti non si trovarono dei residui.
- Le due "bleed valves" funzionavano normalmente dopo lo smontaggio
- La camera di combustione del propulsore sinistro era in ordine, le guarnizioni a labirinto erano leggermente danneggiate e il primo e il secondo stadio della turbina erano danneggiati in modo insignificante dall'aspirazione di parti estranee durante l'infortunio.
- La camera di combustione del propulsore destro era in ordine. Le guarnizioni a labirinto toccavano parzialmente e presentavano dei danni. Il primo e il secondo stadio della turbina erano bruciati a più riprese, a causa di un ugello d'iniezione difettato. I primi due stadi della turbina presentavano pure dei danni provocati dall'aspirazione di parti estranee durante l'infortunio. Le candele erano fortemente bruciacchiate. Il propulsore doveva essere sottoposto ad una "hot section inspection" entro brevi termini.

1.16.2 Sistema d'inversione di spinta

Utilizzando i normali strumenti di controllo si ha comparato il funzionamento dei due inversori di spinta. Il controllo di funzionamento dette dei risultati normali durante l'apertura e la chiusura. Dalla parte dei propulsori non si poté constatare nessun difetto. Il comando non ha potuto essere controllato.

1.16.3 Prove con il tubo d'alimentazione in carburante piegato

Durante lo smontaggio del propulsore destro si constatò che il tubo d'alimentazione in carburante era piegato a ca. 10 cm al di fuori dell'attacco interiore e che presentava una notevole riduzione della sezione. Questo tubo difettato fu montato su un propulsore normale della stessa serie e furono effettuate differenti prove, con il risultato che il tubo difettato può essere escluso come causa dell'infortunio.

1.16.4 Prove con i "fuel control units = FCU"

I due FCU e le pompe di carburante ad alta pressione furono esaminati e provati presso la ditta SECA a Parigi. I risultati si trovavano entro i limiti prescritti.

2. GIUDIZIO

2.1 Interruzione del decollo

Il comandante ha avuto un motivo di interrompere il decollo appena prima di aver raggiunto la velocità di decisione V_1 . Il motivo per l'interruzione del decollo non ha potuto essere determinato chiaramente, fu causato però molto probabilmente da un breve "engine stall". Secondo le dichiarazioni del comandante la decisione di interrompere il decollo fu provocata da un rumore di potenza in diminuzione e dall'imbardata dell'aeroplano. Questa diminuzione di potenza non fu confermata dalle indicazioni degli strumenti, secondo le dichiarazioni del co-pilota che fungeva da "assisting pilot".

Secondo le indicazioni nel manuale dei propulsori, un breve "engine-stall" non viene indicato dagli strumenti di sorveglianza dei propulsori. Un "steady engine-stall" invece vien indicato da un rapido aumento della temperatura dei gas di scarico (EGT) a giri costanti (RPM).

Un testimone presente sull'aerodromo ha osservato la fase di decollo. Ha sentito un rumore sordo, simile a una detonazione, come in presenza di un "engine-stall", mentre l'aeroplano si trovava in fase di accelerazione prima della via di rullaggio M.

Il comandante ha dichiarato che aveva subito la perdita del propulsore destro appena prima di aver raggiunto la velocità V_1 . Lo aveva constatato perchè aveva sentito "a running down sound of the engine" e perchè nello stesso tempo l'aeroplano aveva imbardato verso la destra. Non ha avuto il tempo di analizzare le indicazioni degli strumenti di sorveglianza dei propulsori.

Con un equipaggio formato da due piloti, il compito di sorvegliare e analizzare le indicazioni degli strumenti motore come pure degli altri strumenti e indicatori d'allarme, spetta al pilota assistente.

L'equipaggio ha effettuato un calcolo delle velocità critiche, che ha iscritto nel "company flightplan" come segue:

$V_1 = 112$ kt
 $V_R = 114$ kt
 $V_2 = 114$ kt

Queste velocità corrispondevano a quelle dell'AOM, per il peso effettivo al decollo. La velocità di decisione V_1 era molto alta se si tien conto delle condizioni di pista bagnata. Se si comparano V_1 e V_2 , bisogna constatare che l'aeroplano era praticamente già in condizioni di poter volare

L'equipaggio non ha espresso riserve sul funzionamento dei freni alle ruote, degli aerofreni, del sistema di inversione di spinta e del paracadute di frenaggio.

2.2 Propulsori

Dopo degli esami approfonditi e tenendo conto di tutte le informazioni a disposizione bisogna ammettere che i due propulsori funzionavano ad alto regime al momento dell'impatto con la scarpata.

Citiamo le dichiarazioni dello specialista dei propulsori della General Electric, per quel che concerne il propulsore destro, che a detta dell'equipaggio si era spento: "The engine appears, both from witnesses and engine damage, to have been running after impact at high RPM. If the engine had a problem, it had to have recovered completely prior to impact." Con grande probabilità bisogna ammettere che il propulsore destro ha subito un momentaneo "engine-stall" nella fase di decollo attorno alla velocità di decisione. Le poche informazioni dell'equipaggio e dei testimoni si completano e possono solo essere interpretate in questo modo. Siccome però l'accensione era inserita su "continuous ignition", il propulsore si è probabilmente stabilizzato di nuovo e forniva di nuovo spinta.

Le dichiarazioni del costruttore dei propulsori per quel che concerne l'"engine-stall" statuiscono: "The only cases of stalls on take-off reported to us concern engine which ingested foreign objects, had blade failures, or were miss-rigged. For this specific engine, there where no prior reports of engine stall or other malfunctions, either on the ground or in flight."

Secondo le indicazioni del costruttore dei propulsori è possibile, che il mancato inserimento del sistema anti-ghiaccio in condizioni di ghiacciamento abbia provocato l'aspirazione di "inlet ice" all'entrata del propulsore con conseguente momentaneo "engine stall".

Se nel presente caso l'"engine stall" momentaneo sia stato provocato dalla pulizia solo meccanica dell'aeroplano dalla neve bagnata o dal non inserimento del sistema antighiaccio dei propulsori, non può essere stabilito inequivocabilmente.

L'AOM contiene le informazioni seguenti per quel che concerne l'utilizzazione del sistema antighiaccio dei propulsori:

La decisione per l'utilizzazione del sistema antighiaccio dei propulsori per il decollo deve già essere presa prima dell'inizio del rullaggio prima del decollo. In condizioni di pericolo di ghiacciamento e una temperatura inferiore a 5 gradi C, il sistema antighiaccio dei propulsori deve essere inserito immediata-

mente dopo la messa in moto dei propulsori e adoperato già durante il rullaggio.

Il manuale dei propulsori contiene l'osservazione seguente:

Ghiaccio ai propulsori può formarsi durante il rullaggio, anche se la cellula dell'aeroplano non presenta segni di ghiacciamento. Bisogna aspettarsi la formazione di ghiaccio ai propulsori a temperature inferiori a 5 gradi C e con un'umidità relativa superiore al 50%.

Benchè il sistema di inversione della spinta del propulsore destro fosse rientrato nella posizione finale dell'aeroplano, bisogna supporre che durante la fase di interruzione del decollo, tutte e due i sistemi di inversione della spinta furono utilizzati. Questa supposizione è sostenuta da diverse dichiarazioni di testimoni, dalle tracce nell'erba vicino alla posizione finale dell'aeroplano e dal fatto che l'aeroplano ha continuato diritto dopo aver oltrepassata la fine della pista. Siccome, dalle dichiarazioni dei testimoni, il propulsore destro funzionava ancora ad alto regime all'arrivo della squadra di soccorso, al momento dello spegnimento dello stesso c'era ancora abbastanza pressione pneumatica per riportare il sistema di inversione della spinta in posizione chiusa. Secondo le dichiarazioni dei testimoni, molte manette e interruttori furono mossi durante lo spegnimento del propulsore destro e il salvataggio del comandante, così da cancellare molte tracce che avrebbero aiutato l'inchiesta.

2.3 Liste di controllo (Check-list)

Nelle checklist adoperate dall'equipaggio furono riscontrate parecchie differenze rispetto alle checklist nei manuali di volo, che erano aggiornati. Così nel manuale di volo section 4/40 pagina 1 si legge:

"Engine anti-icing shall be used at take-off in icing conditions. Wing anti-icing must not be switched on prior to landing gear retraction at take-off and may be kept in service if required during the whole flight including the go-around, but must be switched off once the runway has been cleared."

Nella "after start of the two engines" checklist del manuale di volo si trova come punto 7:

"In icing conditions, engine 1 and 2 anti ice ON."

Nella "before take off" checklist del manuale di volo si legge di nuovo al punto 5:

"Engine 1 and 2 anti-ice ... as required."

Nella checklist adoperata dall'equipaggio, che non è ammissibile, il quindicesimo punto del "taxicheck" dice:

"Engine + airframe anti-ice ... checked, OFF."

In questa checklist il sistema antighiaccio dei propulsori non viene più menzionato nel "check before take-off".

Il comandante ha dichiarato che il sistema antighiaccio dei propulsori era disinserito per il decollo, ciò che è sbagliato con una temperatura di 0 gradi C, un punto di rugiada di 0 gradi C e con leggere precipitazioni di neve frammista a pioggia.

Nel manuale di volo section 4/45 pagina 1 sta scritto:

"Take-off on water or slush covered runway: The nose landing gear must be equipped with chine-type tires" e l'aeroplano ne era equipaggiato.

In seguito si legge:

"At brake release: start selector switches ... air start." Secondo le dichiarazioni del comandante questo punto fu eseguito.

Le checklist del Centre d'instruction Falcon (CIF), trovate a bordo dell'aeroplano portavano sul frontispizio la menzione seguente: "For simulator training purposes only".

Il taxicheck contiene la menzione seguente:

"ANTI-ICE" CYCLED/SET FOR T.O

La checklist per l'interruzione del decollo dice per:

"Engine failure at take-off before V_1

- Throttles	idle
- Airbrakes	extend
- Braking	as necessary
- Simultaneously drag chute	as required"

Siccome il sistema di inversione della spinta fu montato più tardi, la checklist originale non menziona niente sul suo uso. Nel supplemento del manuale di volo non esiste una checklist per l'interruzione del decollo prima di V_1

2.4 Aerofreni

Il comandante ha dichiarato che al momento dell'interruzione del decollo aveva esteso gli aerofreni. Il copilota dichiarò a questo proposito, che non li aveva estesi personalmente, che questo sarebbe stato compito del comandante che aveva eseguito il decollo.

Le indagini approfondite portano alla supposizione che gli aerofreni erano operativi al momento dell'interruzione del decollo, ma che non furono utilizzati. Questa supposizione è confermata in ragione dei punti seguenti:

- I "circuitbreaker" dei freni non erano disinseriti.
- La manopola di comando nella cabina di pilotaggio era in posizione "RIENTRATI"
- Fra i bordi degli aerofreni e le ali non c'erano tracce di sporcizia o fango dell'impatto contro la scarpata della strada. Sporcizia e fango penetrarono però all'interno delle ali attraverso i buchi degli aerofreni.
- Le tracce di fango sull'ala scorrevano diritte su tutta l'ala. Non si ha constatato un'interruzione dello strato di sporcizia e di fanghiglia, che avrebbe dovuto avvenire se gli aerofreni fossero stati estesi.
- Le tracce lasciate dall'aeroplano al momento della fuoriuscita dalla pista indicano che lo stesso si trovava quasi atto al volo. Questo può essere interpretato solamente nel senso che l'aeroplano procedeva sempre ancora ad alta velocità e che la portanza, che avrebbe dovuto essere distrutta dagli aerofreni, era sempre ancora esistente.

2.5 Paracadute di frenaggio

Il paracadute di frenaggio si trovava ca. 25 m dopo la fine della pista in mezzo alle tracce del carrello principale sul terreno.

Il copilota ha dichiarato, che avrebbe fatto fuoriuscire il paracadute di frenaggio alcuni istanti dopo che il comandante aveva gridato "abort". La posizione del paracadute sul suolo e anche testimoni mettono fortemente in dubbio questa dichiarazione, per i motivi seguenti:

- Nessun testimone ha visto il paracadute di frenaggio esteso e gonfiato
- La calotta, il fermaglio di collegamento e le corde non erano danneggiati.
- Non esisteva nessuna ragione di sganciare il paracadute prima dell'impatto.
- Visto nella direzione di movimento dell'aeroplano, si trovò:
 - il fermaglio di collegamento
 - le corde
 - la calotta del paracadute.

Quando si sgancia un paracadute gonfiato, l'ordine dovrebbe essere il seguente:

- la calotta del paracadute
- le corde
- il fermaglio di collegamento.

2.6 Freni delle ruote

Il sistema antibloccaggio era inserito per il decollo. I freni delle ruote e il coefficiente di frenaggio furono provati dall'equipaggio durante il rullaggio verso la posizione di decollo e furono trovati in ordine.

L'ispezione tecnica dei freni delle ruote e del sistema antibloccaggio non portò a constatazione di difetti.

Come già menzionato sotto il punto 2.1, al momento dell'interruzione del decollo, l'aeroplano era praticamente atto al volo. Il coefficiente di frenaggio R è proporzionale al carico P , dunque $R = \mu \times P$, dove μ designa il coefficiente di attrito. Siccome bisogna ammettere (vedi punto 2.4) che gli aerofreni non erano estesi e che la portanza aerodinamica non era distrutta il carico P delle ruote era piccolo, specialmente ad alta velocità.

Bisogna pure ammettere che, almeno all'inizio dell'interruzione del decollo, esistesse aquaplaning. Una formula empirica per il calcolo della velocità critica, al disopra della quale bisogna aspettarsi aquaplaning, è la seguente:

$$V = 7,7 \times \sqrt{p}$$

V = velocità critica

p = pressione assoluta dei pneumatici in PSI

La pressione prescritta era di 147 PSI. Di conseguenza la velocità critica per l'aquaplaning è $V = 7,7 \times \sqrt{147} = 93$ kt. A velocità superiori bisogna aspettarsi aquaplaning. Secondo le indicazioni del costruttore questa velocità sarebbe solo di 78 kt.

2.7 Stato della pista

La pista era stata pulita con delle spazzole su una larghezza di ca. 25 m, alle ore 0630. Malgrado le costanti deboli precipitazioni di neve frammista a pioggia, al momento dell'infortunio la pista era solo bagnata. Sui bordi, che non erano stati puliti, c'erano ca. 2 - 3 cm di neve bagnata. Il coefficiente di frenaggio fu misurato dal esercente dell'aerodromo solo dopo l'infortunio. Il controllore della torre non poté dunque fornire nessuna informazione all'equipaggio.

Nelle condizioni critiche che esistevano il giorno dell'infortunio, sarebbe sicuramente stato opportuno effettuare un controllo e una misura del coefficiente di attrito della

pista, dopo i lavori di pulizia della stessa.

2.8. Comportamento dell'equipaggio

2.8.1 Prima del decollo

L'equipaggio arrivò all'aerodromo alle 0800 con l'intenzione di decollare da Lugano alle 0900. Dopo l'esame dei documenti per il volo e il deposito del piano di volo, l'equipaggio si recò verso l'aeroplano. L'aeroplano fu rifornito di carburante e il copilota liberò le ali e la fusoliera, non però il piano di coda, da una coltre di ca 2 cm di neve bagnata. Effettuò questo lavoro con un raschiatore di gomma, munito di una spugna. Secondo le sue dichiarazioni questo lavoro poté essere effettuato senza grandi difficoltà, perchè la neve bagnata scivolava via facilmente. I propulsori erano stati protetti durante la notte con dei coperchi di protezione sulla parte anteriore. I lavori di pulizia durarono ca. 45 minuti. Non fu adoperato liquido antighiaccio.

L'AOM descrive i rischi perchè l'aeroplano deve essere completamente liberato dalla neve e dal ghiaccio prima del volo. Solo uno strato di 1/8 di inch di brina sulla parte inferiore dell'ala nella zona dei serbatoi di carburante, può essere lasciata per il decollo. Per la pulizia dell'aeroplano da neve, ghiaccio o brina, bisognerebbe adoperare glicolo.

Prima che l'equipaggio salisse a bordo, il comandante effettuò un controllo esterno. In seguito l'equipaggio avviò i propulsori e, dopo aver ricevuto l'autorizzazione corrispondente, il comandante rullò, seguendo la via di rullaggio M e la pista 03, verso l'inizio della pista 21. Durante il rullaggio fu effettuato il "taxi check" e il comandante ha dichiarato di aver provato l'efficacia dei freni e l'ha trovata normale.

Il sistema antighiaccio dei propulsori non fu inserito, benchè questo sarebbe stato necessario nelle condizioni esistenti. Se questa manchevolezza ha portato al probabile "engine stall" deve essere ammesso. L'accensione fu, secondo le dichiarazioni del comandante, inserita su "continuous ignition", ciò che corrisponde alle prescrizioni. Fino a che punto ciò abbia contribuito allo ristabilimento dopo l'"engine stall" deve essere lasciato aperto. Il sistema antibloccaggio era inserito secondo checklist.

Dopo la scrupolosa valutazione di tutte le informazioni disponibili, bisogna ammettere, che il comandante fu indotto ad interrompere il decollo poco prima di V_1 . Questa interruzione del

decollo non riuscì perché la lunghezza di pista rimanente era troppo corta per le condizioni esistenti e perché le manipolazioni necessarie non furono, con grande probabilità, effettuate correttamente.

Le manipolazioni avrebbero, come il comandante ha correttamente inserito nel protocollo, dovuto essere:

- Throttle	idle and reverse
- Brakes	full forward pressure
- Airbrakes	pull out

Il compito del copilota sarebbe stato quello di azionare il paracadute di frenaggio.

L'inchiesta ha dato come risultato, che con grande probabilità gli aerofreni non furono estesi e che il paracadute di frenaggio non fu azionato correttamente. Le conseguenze relative sono descritte nel capitolo seguente.

2.8.2 Problemi della fase di decollo

Un'interruzione del decollo poco prima di V₁ è una manovra estremamente difficile, prima di tutto per quel che concerne l'analisi del guasto, la formulazione chiara e una presa di decisione veloce e sicura, specialmente in condizioni di frenaggio menomate.

Durante la fase di certificazione si considera solo l'interruzione del decollo in caso di perdita di un propulsore. Se si interrompe il decollo per altre ragioni, l'accelerazione è tuttavia maggiore fino al momento della riduzione di potenza che non quando si ha un guasto a un propulsore.

Durante la fase di decollo il comandante deve concentrarsi sulla guida visiva dell'aeroplano e deve potersi fidare che il copilota, come "assisting pilot", non solo scopra un guasto o un difetto, ma che sia pure in grado di formularlo chiaramente. Bisogna certamente tener conto che quando manca il tempo è estremamente difficile trasmettere una constatazione con poche, chiare parole.

Il problema maggiore con il quale si trova confrontato il comandante durante la fase di decollo è quello di decidere rapidamente se il guasto annunciato richiede un'interruzione del decollo oppure permette la continuazione dello stesso.

La preparazione mentale e una prima analisi delle condizioni conosciute come situazione meteorologica, lunghezza della pista, stato della pista, tipo delle limitazioni al decollo durante la fase del "briefing" per il decollo, facilitano sicuramente una tempestiva e giusta decisione.

2.8.3 Comportamento

Durante la preparazione al decollo il comandante non disponeva di misure per quel che concerne il coefficiente di frenaggio della pista.

Il comandante, vista la sua esperienza sul tipo di aeroplano e le sue precise conoscenze delle condizioni aeroportuali, doveva essere conscio che un'interruzione del decollo alla velocità di decisione V_1 , anche solo con pista bagnata, non poteva essere eseguita con successo.

Benchè la certificazione dell'aeroplano per quel che concerne il calcolo delle prestazioni al decollo e all'atterraggio, fu effettuata su pista asciutta, è, per principio, nei limiti di competenza del comandante determinare delle riserve operative, quando necessario, o per esempio rinviare o annullare un decollo.

Il comportamento generale del comandante dimostra, in questo caso, la spensieratezza nell'applicazione dei criteri di decisione.

L'interruzione del decollo poco prima di V_1 , sulla base di una presunta perdita di una turbina non era imperativa e doveva, nelle condizioni esistenti, avere come conseguenza una fuoriuscita dalla pista.

Si può ammettere che in presenza delle condizioni difficili, per la continuazione del decollo, il comandante era possibilmente "programmato" per un'interruzione del decollo.

Le necessarie manipolazioni non effettuate o eseguite scorrettamente durante l'interruzione del decollo, dimostrano che l'equipaggio fu sorpreso dall'avvenimento. Questo tipo di sorpresa può solo essere prevenuto con l'allenamento nel simulatore ma soprattutto tramite la preparazione mentale prima della fase di decollo.

2.9 Distanza di frenata

Nell'aeroplano non era montato un registratore dei dati di volo (FDR). I calcoli teorici che furono effettuati con dei dati messi a disposizione dal costruttore e con programma di computer della Swissair per l'interruzione del decollo sono molto ipotetici. Però si può ritenere quanto segue:

- La manipolazione scorretta del paracadute di frenaggio ha avuto un piccolo effetto traccurabile. I documenti sulle prestazioni (performances) del costruttore contengono solo indicazioni per l'atterraggio. In condizioni di peso e di velocità simili a quelle dell'infornio, i grafici indicano un accorciamento della distanza di frenata di soli 100 ft.

- I documenti del costruttore per quel che concerne le prove di frenata con il sistema di inversione di spinta, sono valide per le velocità fra 60 e 115 kt, dunque per l'analisi di questa interruzione del decollo.
- I documenti delle prove di decelerazione durante la frenata su pista bagnata sono molto ottimisti, perchè si raggiungono dei coefficienti di attrito fra 0.24 e 0.30. le prove di altri costruttori di aeroplani come pure nei documenti di certificazione britannici si raggiungono dei coefficienti di attrito molto più bassi. Malgrado ciò si è preso in considerazione per i calcoli effettuati, i dati forniti dal costruttore.

L'FAA ha stabilito per le interruzioni del decollo di questa categoria di aeroplani, le unità di tempo seguenti:

Tempo di reazione = 1 secondo

Tempo totale (vale a dire tempo di reazione e tempo fino all'esecuzione delle manipolazioni per l'interruzione del decollo), fino al momento dell'inizio dell'effetto di frenata = 3 secondi.

Secondo le dichiarazioni dell'equipaggio la presunta perdita del propulsore avvenne poco prima del raggiungimento della velocità critica V_1 , dunque a circa 110 kt. Siccome la fase di accelerazione al momento della presunta perdita del propulsore non era ancora terminata, la velocità aumentò con grande probabilità di circa 5 kt, dunque fino a 115 kt.

Durante i 3 secondi fino all'inizio dell'effetto di frenata dell'inversore di spinta e dei freni, l'aeroplano percorse una distanza "s" di circa 170 m.

S = distanza in m

t = tempo in secondi = 3 secondi

v = velocità in m/s.

$$s = t \times v = 3 \times 56.25 = 167.75 \text{ m.}$$

Perciò per la frenata restava ancora una distanza di 390 m = 1200 - (640 + 170).

Lunghezza della pista = 1200 m

Distanza di accelerazione = 640 m

Distanza di reazione = 170 m.

Dagli scenari seguenti si può giudicare la diminuzione di velocità fino al raggiungimento della fine della pista, nel modo seguente:

1. scenario

- Condizioni:
- Aerofreni rientrati
 - Coefficiente di attrito a una velocità superiore ai 93 kt = 0.05 a causa dell'aquaplaning, sotto i 93 kt con velocità in diminuzione, aumento progressivo fino a raggiungere $\mu = 0,27$
 - Propulsore con inversione totale della spinta
 - Frenata completa con i freni delle ruote

La velocità al momento di lasciare la fine della pista sarebbe ancora di 88 kt.

2. scenario

- Condizioni:
- Aerofreni estesi
 - altre condizioni come nel 1. scenario.

La velocità al momento di lasciare la fine della pista sarebbe di 81 kt.

3. scenario

- Condizioni:
- Aerofreni estesi
 - Coefficiente di frenata secondo le indicazioni del costruttore
 - 1 propulsore con inversione totale della spinta
 - Frenata completa con i freni delle ruote

La velocità al momento di lasciare la fine della pista sarebbe di 37 kt.

4. scenario

- Condizioni:
- Aerofreni rientrati
 - altre condizioni come nel 3. scenario

La velocità al momento di lasciare la fine della pista sarebbe di 50 kt.

Dopo l'interruzione del decollo l'aeroplano percorse circa 65 m su terreno molle. L'esperienza ha dimostrato che si può ammettere una decelerazione di 0,5 g. Con una decelerazione regolare ciò darebbe la seguente diminuzione della velocità:

$$s = \frac{b}{2} \times t^2 \text{ per cui}$$

$$s = \text{distanza} = 65 \text{ m}$$

$$b = \text{decelerazione} = 0.5 \times 9.81 \text{ m/sec}^2 = 4.905 \text{ m/sec}^2$$

$$t = \text{tempo in secondi}$$

$$65 = \frac{4.905}{2} \times t^2$$

$$t^2 = \frac{2 \times 65}{4.905} = 26.51$$

$$t = 5.15 \text{ secondi}$$

$$V = b \times t = 4.905 \times 5.15 = 25 \text{ m/sec} = 50 \text{ kt}$$

Con una tale diminuzione della velocità l'aeroplano, secondo i scenari 3 e 4, si sarebbe fermato prima di raggiungere la scarpata della strada. Con il scenario 2 avrebbe urtato la scarpata della strada con una velocità di ca. 31 kt e con il scenario 1 con ca. 38 kt.

Si può dunque ammettere che il scenario 1 corrisponde abbastanza bene alle condizioni effettive.

2.10 Calcoli delle prestazioni per il decollo su pista bagnata o contaminata

La certificazione dell'aeroplano avvenne su pista asciutta. Una pubblicazione del costruttore dell'aeroplano, che non era a disposizione dell'equipaggio (service Newsletter Nr. 34, Falcon 50/April 1987) "Special operations" contiene delle raccomandazioni per l'esercizio degli aeroplani del tipo FALCON su piste bagnate o contaminate. Questa pubblicazione contiene degli esempi di calcolo di prestazioni per i tipi FALCON 10/100, 20/200, 50 e 900.

Si può ammettere che l'equipaggio avrebbe potuto prendere conoscenza di queste raccomandazioni, in occasione di un corso di ripetizione (refresher) sul simulatore del costruttore.

3. CONCLUSIONI

3.1 Accertamenti

- I piloti erano in possesso di licenze svizzere valide. Convalide della Civil Aviation Authority delle Bermuda non esistevano al momento dell'incidento.
- Non esistono motivi per menomazioni fisiche dell'equipaggio al momento dell'incidento
- L'aeroplano era ammesso alla circolazione. L'ispezione non ha portato alla luce difetti tecnici preesistenti, che avrebbero potuto favorire o provocare l'incidento.
- Con pista asciutta e con la massa al decollo effettiva, la pista sarebbe stata lunga abbastanza.
- Il centro di gravità si trovava entro i limiti prescritti.
- Il manuale d'esercizio dell'aeroplano (AOM) della DASSAULT non contiene documenti concernenti la distanza "accelerate-stop" per il decollo su pista bagnata o contaminata.
- Al momento dell'incidento esistevano le condizioni meteorologiche seguenti:

Vento :	calmo
Visibilità:	2000 m
Temperatura/punto di rugiada:	0°C/0°C
Pressione atmosferica:	1022 hPa

Tempo:

Pioggia moderata fram-
mista a neve.

3/8 base 300 ft/suolo

8/8 base 2000 ft/suolo

- Esistevano condizioni generali di pericolo di ghiacciamento
- Il messaggio dello stato della pista prima dell'infortunio diceva: pista bagnata. Lo stato della pista non fu più controllato dopo la pulizia della stessa.
- Il sistema antighiaccio dei propulsori non fu inserito volutamente.
- L'aeroplano oltrepassò la fine della pista con alta velocità e si schiantò a circa 85 m. dalla fine della pista, contro una scarpata della strada che scorre perpendicolarmente all'asse della pista.
- Dopo l'urto con la scarpata l'aeroplano si spezzò in due parti.
- L'equipaggio non ha effettuato correttamente la procedura di interruzione del decollo.
- Con grande probabilità, durante la prima fase dell'interruzione del decollo ci fu aquaplaning.
- Per la determinazione della massa massima di decollo per quel che concerne la distanza "accelerate-stop", non si è tenuto adeguatamente conto delle condizioni della pista.

3.2 Cause

L'infortunio è da attribuire a:

Interruzione del decollo poco prima di aver raggiunto la velocità critica di decisione V_1 , a causa di una presunta perdita di potenza del propulsore destro.

Hanno contribuito all'infortunio:

- La mancanza di dati per il calcolo della distanza "accelerate-stop" (distanza di accelerazione-arresto), nel manuale d'esercizio (AOM) dell'aeromobile della Dassault, per il decollo su piste bagnate o contaminate.
- Insufficiente presa in considerazione dello stato della pista, per la determinazione della massa di decollo massima, in riguardo alla distanza "accelerate-stop"
- Insufficiente preparazione per il decollo
- Mancata coordinazione dell'equipaggio al momento del guasto al propulsore

- Preparazione mentale insufficiente dell'equipaggio, prima della fase di decollo
- Il non inserimento del sistema antighiaccio dei propulsori, in condizioni meteorologiche di pericolo di ghiacciamento
- Allenamento insufficiente dell'equipaggio su simulatore di volo, specialmente per quel che concerne i problemi e l'esecuzione di interruzioni di decollo
- aquaplaning
- Aerofreni non estesi
- Mancato impiego del paracadute di frenaggio, che è solo stato sganciato.

RACCOMANDAZIONI

Le autorità competenti sono invitate a prendere in esame se:

1. Eventualmente si dovrebbero equipaggiare anche gli aeroplani con un MTOW superiore ai 5700 kg, come pure tutti i turboelica e turbogetti, con FDR e CVR (semplificazione dell'inchiesta sugli infortuni).
2. Gli equipaggi di questi aeroplani non dovessero assolvere dei corsi di ripetizione (refresher) periodici oppure dei controlli su simulatore, durante i quali si dovrebbero allenare specialmente le situazioni troppo pericolose da dimostrare sull'aeroplano come, per es. interruzioni del decollo poco prima di V_1
3. Durante i voli di controllo periodici non si dovesse dare maggior peso ai calcoli delle prestazioni di volo.

Alla seduta del 9 giugno 1989 hanno partecipato i sigg. H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza, M. Soland e R. Henzelin. Alle sedute dell'8 marzo 1990 hanno partecipato i sigg. H. Angst, M. Marazza e M. Soland; alla seduta del 28 agosto 1991 hanno partecipato i sigg. H. Angst, J.-B. Schmid, M. Marazza, M. Soland e R. Henzelin. La commissione approva il rapporto finale all'unanimità.

Berna, 28 agosto 1991

Commissione federale d'inchiesta
sugli infortuni aeronautici

sig. H. Angst

SCHWEIZ. AG FÜR FLUGSICHERUNG
Flugsicherungsdienste Zürich
8058 Zürich-Flughafen

27th January 1988

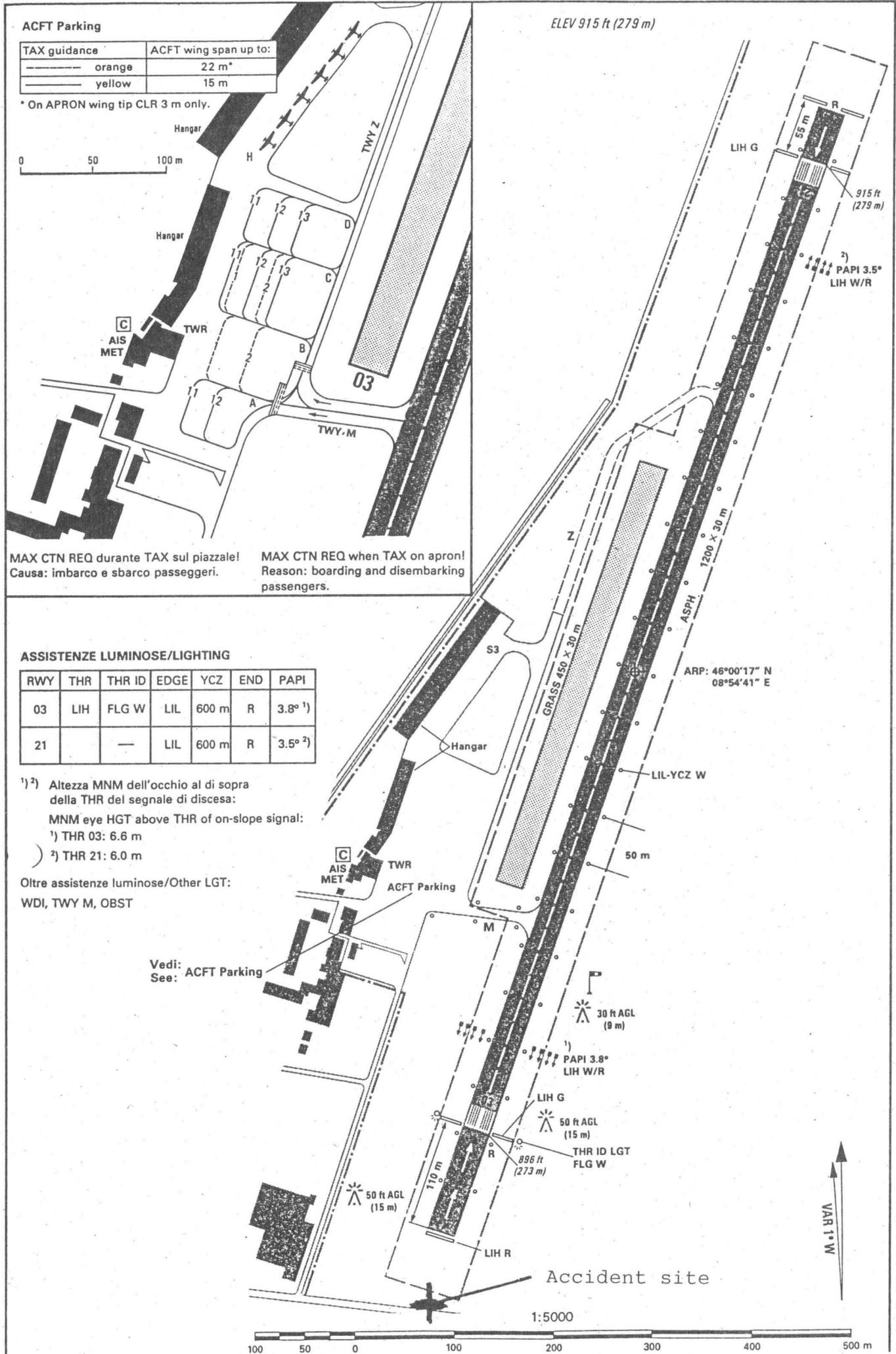
Transcript of Tape-Recordings of the 15th January 1988

Times: UTC in hours, minutes and seconds

Abbreviations and Callsigns: TWR = LUGANO TWR
VJB = VRBJB

Frequencies: 122.55 (LUGANO TWR)

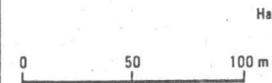
To	From	UTC	Communications	Observations
TWR	VJB	08.15.15	LUGANO TWR VRBJB la messa in moto a destinazione di CIAMPINO	
VJB	TWR		JB in ascolto per la messa in moto pista 21 vento calmo l'H è 1022 temperatura 1 grado	
TWR	VJB		1022 e 21 la pista in attesa JB	
VJB	TWR	.16.01	JB autorizzato a lasciar moto	
TWR	VJB		JB autorizzato	
TWR	VJB	.17.46	VJB pronto al rullaggio	
VJB	TWR		JB al punto attesa MIKE	
TWR	VJB		a MIKE VJB	
VJB	TWR	.18.08	JB back-track 21	
TWR	VJB		back-track 21 JB	
VJB	TWR	.19.15	JB la "clearance" avanti JB	
TWR	VJB		JB a ROMA CIAMPINO SARONNO 1 A	
VJB	TWR		PARMA FIRENZE livello 110 iniziali codice 0463	
TWR	VJB		JB a CIAMPINO SARONNO 1 A PARMA	
VJB	TWR		FIRENZE 110 iniziali 0463	
VJB	TWR	.20.33	JB 6000 iniziali allineamento decollo 21	
TWR	VJB		6000 iniziali JB allineamento decollo pista 21	



ACFT Parking

TAX guidance	ACFT wing span up to:
orange	22 m*
yellow	15 m

* On APRON wing tip CLR 3 m only.



MAX CTN REQ durante TAX sul piazzale!
Causa: imbarco e sbarco passeggeri.

MAX CTN REQ when TAX on apron!
Reason: boarding and disembarking passengers.

ASSISTENZE LUMINOSE/LIGHTING

RWY	THR	THR ID	EDGE	YZC	END	PAPI
03	LIH	FLG W	LIL	600 m	R	3.8° ¹⁾
21	—	—	LIL	600 m	R	3.5° ²⁾

¹⁾²⁾ Altezza MNM dell'occhio al di sopra della THR del segnale di discesa:
MNM eye HGT above THR of on-slope signal:
¹⁾ THR 03: 6.6 m
²⁾ THR 21: 6.0 m

Oltre assistenze luminose/Other LGT:
WDI, TWY M, OBST

Vedi:
See: ACFT Parking

ELEV 915 ft (279 m)

ARP: 46°00'17" N
08°54'41" E

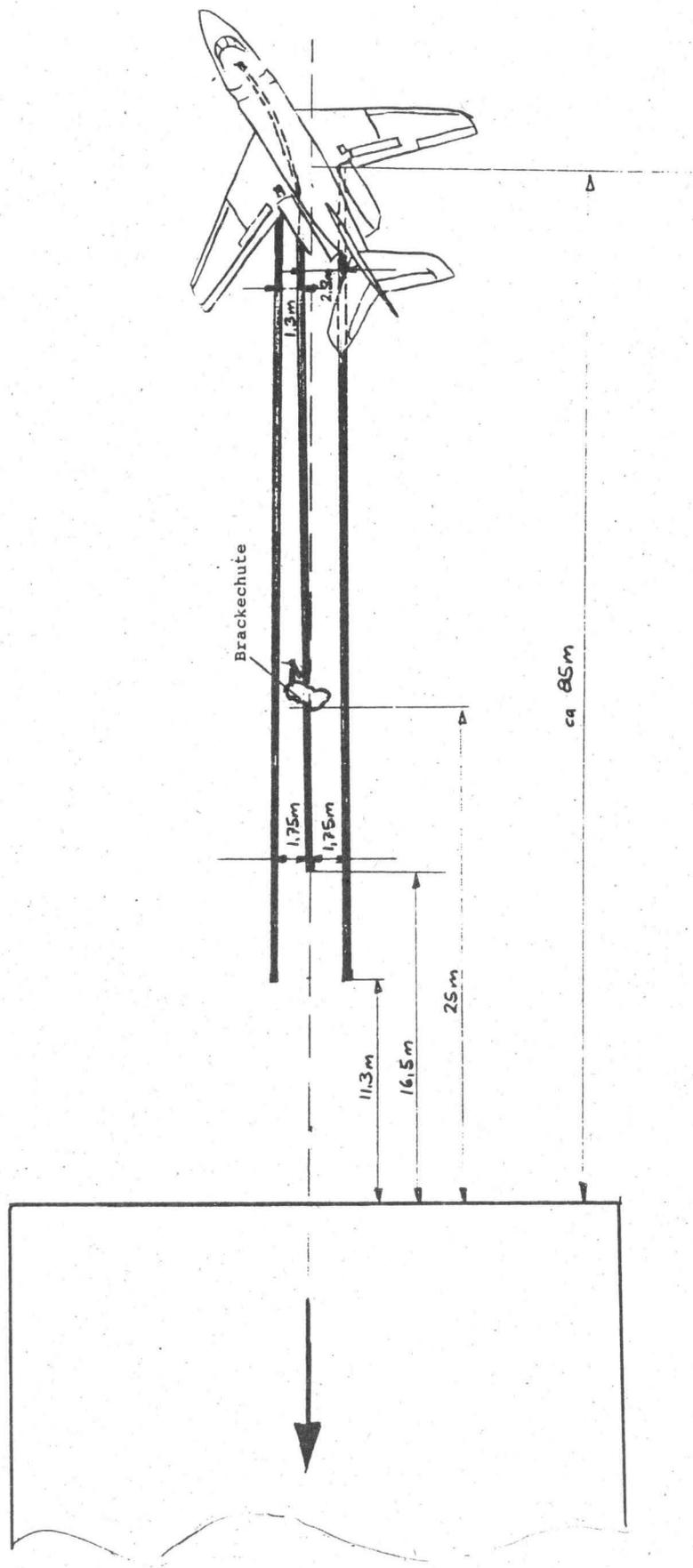
1:5000

VAR 1° W

R: PAPI 21, RWY LGT, ACFT PRKG

VR-BJB
15.1.88
LUGANO-AGNO

Beilage 3

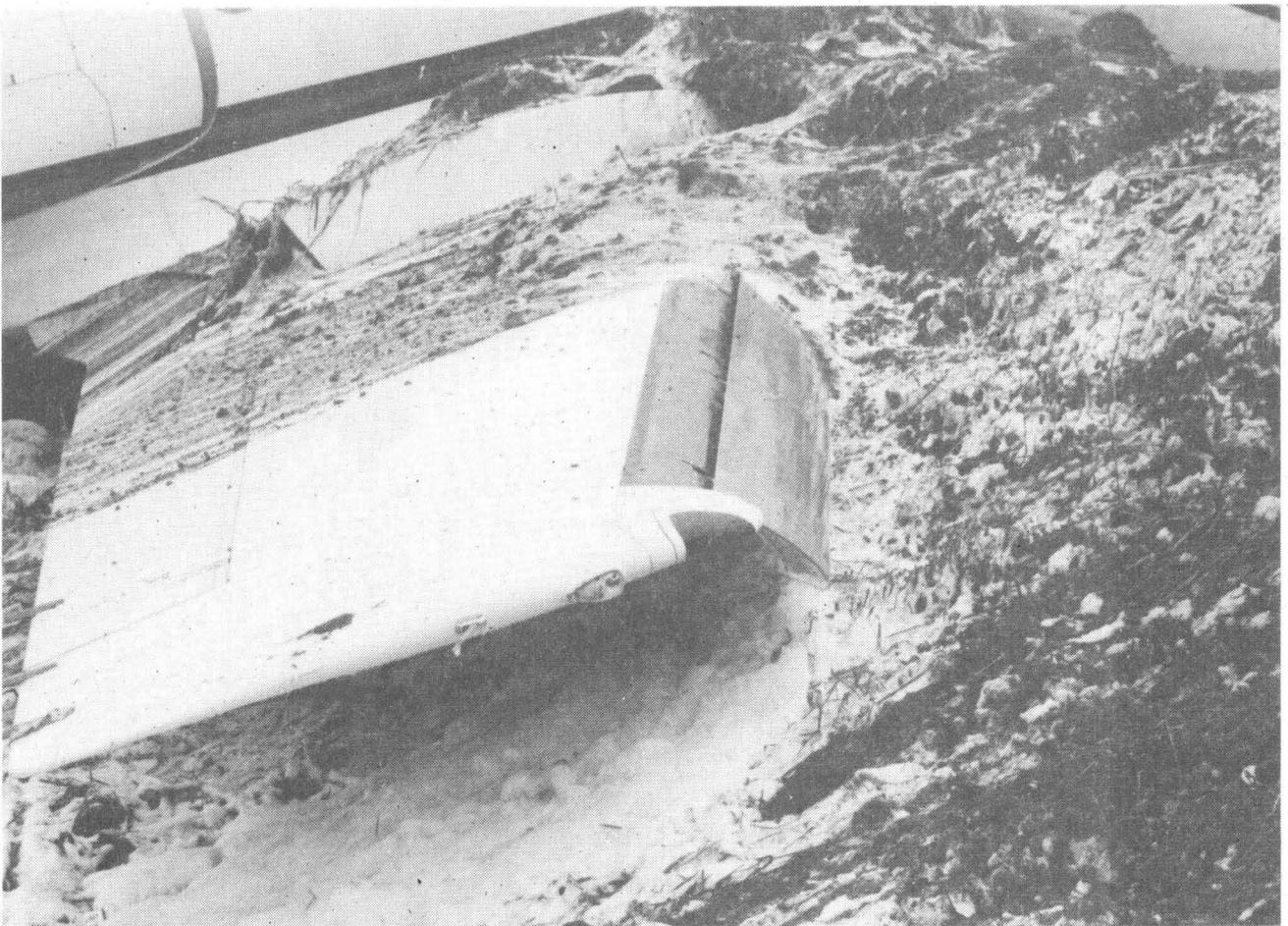


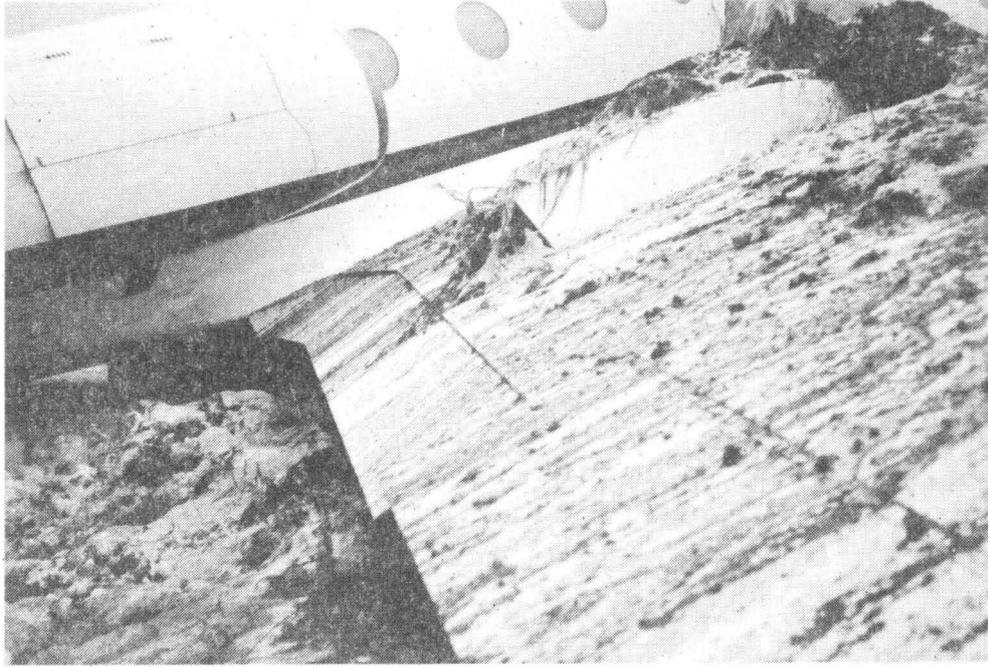
03



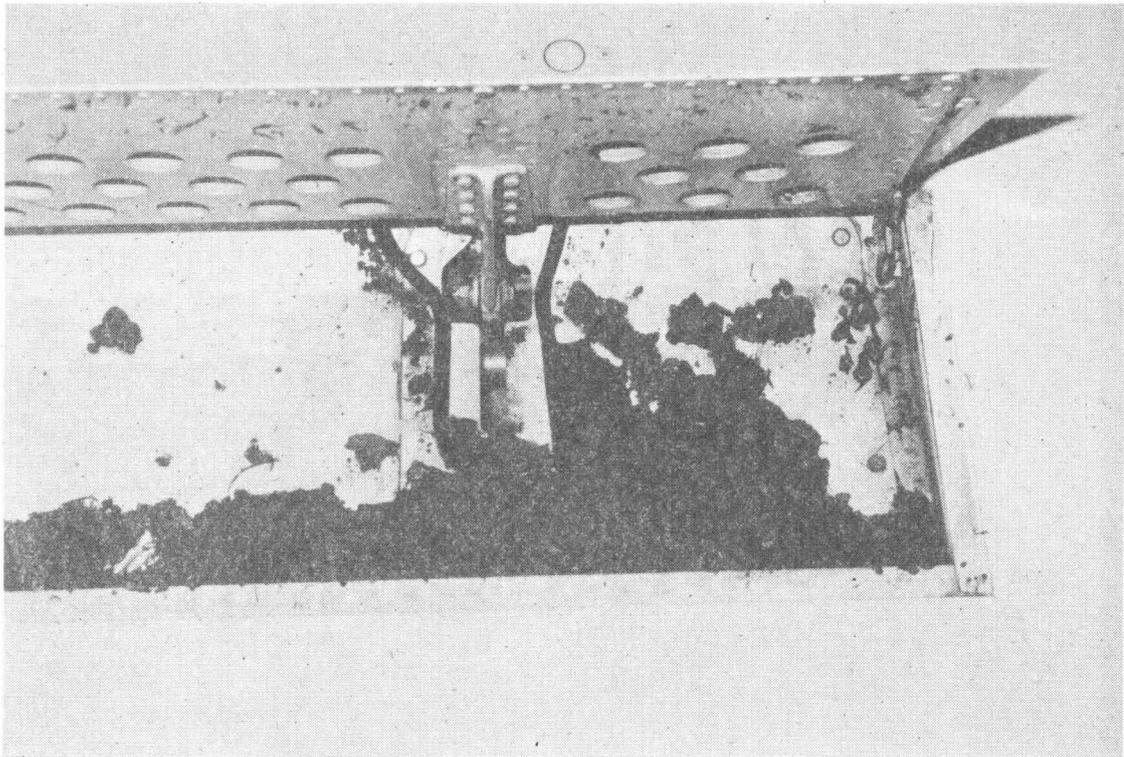
Final position of the aircraft at the causeway

Slats in T/O Position

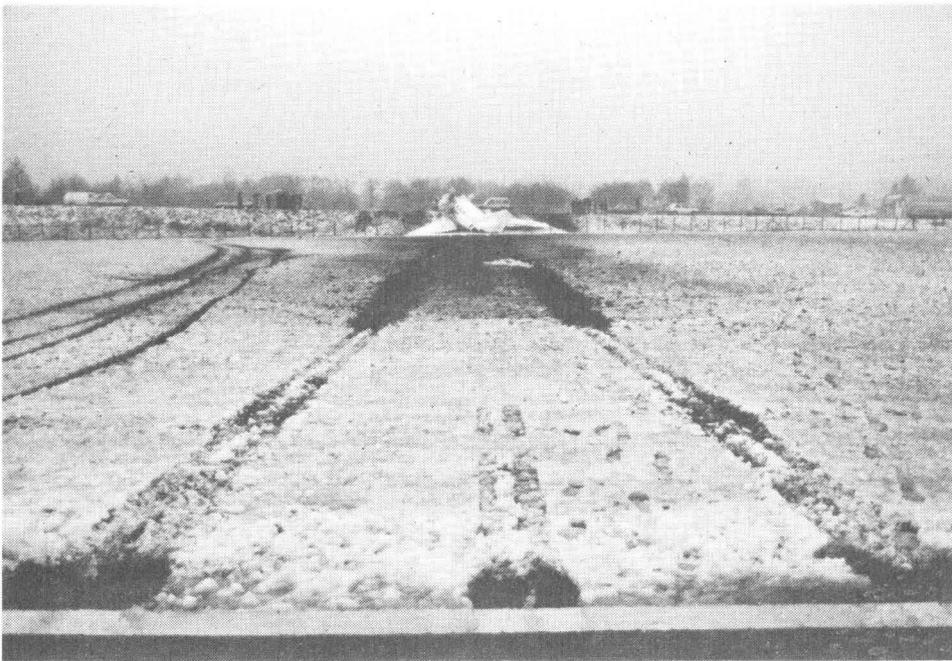




Right wing; no interruption of the mudtraces from the airbrakes

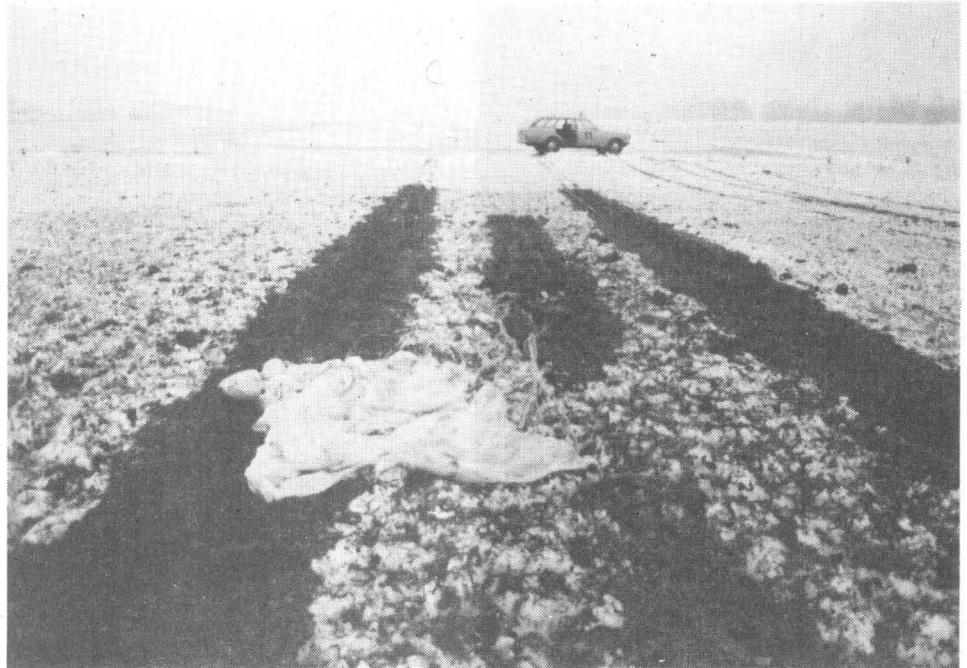


No dirt visible between airbrakes and the niche



The aircraft track is almost not visible in the small depression behind the runway end

Position of the brakechute



Shakle of the brakechute