

RAPPORTO D'INCHIESTA

**INCONVENIENTE GRAVE
OCCORSO ALL'AEROMOBILE
SAAB 2000, marche HB-IYB
aeroporto di Olbia "Costa Smeralda" (SS)
29 giugno 2003**

**AGENZIA NAZIONALE
PER LA SICUREZZA DEL VOLO**

www.ansv.it

e-mail: safety.info@ansv.it

INDICE

INDICE	I
OBIETTIVO DELL'INCHIESTA TECNICA	III
PREMESSA	IV
CAPITOLO I – INFORMAZIONI SUI FATTI	1
1.1. STORIA DEL VOLO	1
1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE	5
1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE	5
1.4. ALTRI DANNI	5
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE	5
1.5.1. Equipaggio di condotta	5
1.5.2. Esperienza di volo	6
1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE	7
1.6.1. Dati tecnici generali	7
1.6.2. Dati tecnico-amministrativi aeromobile	7
1.6.3. Sistema Touchdown protection	8
1.6.4. Sistema Anti-skid	8
1.6.5. Sistema Weight On Wheel (WOW)	9
1.6.6. Sistema Ground Beta ed inversione della spinta	9
1.6.7. Sistema Autoflap Retraction (AFR)	10
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE	10
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE	11
1.9. COMUNICAZIONI	11
1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO	11
1.11. REGISTRATORI DI VOLO	12
1.12. ESAME DEL RELITTO	14
1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA	19
1.14. INCENDIO	19
1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA	19

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE	20
1.16.1. Analisi tecniche	20
1.16.1.1. Determinazione dell'assetto del velivolo al touchdown	20
1.16.1.2. Funzionamento della Touchdown protection e del sistema anti-skid	24
1.16.1.3. L'ipotesi di atterraggio con il sistema anti-skid escluso	25
1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI	28
1.17.1. Norme relative all'avvicinamento a vista	28
1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI	28
1.18.1. Il certificato di operatore aereo (AOC)	28
1.18.2. Il volo di trasferimento (ferry flight)	28
1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI	29
 CAPITOLO II - ANALISI	 31
2. ANALISI	31
2.1. ANALISI DELL'ESPERIENZA DI VOLO DEL COMANDANTE	31
2.1.1. Considerazioni	33
2.2. ANALISI DOCUMENTAZIONE AEROMOBILE	33
2.3. ANALISI EVENTO (ASPETTI TECNICI)	33
2.4. ASPETTI RELATIVI AL CREW RESOURCE MANAGEMENT (CRM)	42
 CAPITOLO III - CONCLUSIONI	 45
3. CONCLUSIONI	45
3.1. EVIDENZE	45
3.2. CAUSA	47
 CAPITOLO IV - RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA	 49
4. RACCOMANDAZIONI	49
4.1. RACCOMANDAZIONE ANSV-30/165-3/1/I/06	49
4.2. RACCOMANDAZIONE ANSV-31/165-3/2/I/06	50
 ELENCO ALLEGATI	 51

OBIETTIVO DELL'INCHIESTA TECNICA

L'inchiesta tecnica relativa all'evento in questione, così come disposto dall'art. 827 del codice della navigazione, è stata condotta in conformità con quanto previsto dall'Annesso 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale, stipulata a Chicago il 7 dicembre 1944, approvata e resa esecutiva in Italia con decreto legislativo 6 marzo 1948, n. 616, ratificato con la legge 17 aprile 1956, n. 561.

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo (ANSV) conduce le inchieste tecniche di sua competenza con **“il solo obiettivo di prevenire incidenti e inconvenienti, escludendo ogni valutazione di colpa e responsabilità”** (art. 3, comma 1, decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66).

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo, per ciascuna inchiesta relativa ad un incidente, redige una relazione, mentre, per ciascuna inchiesta relativa ad un inconveniente, redige un rapporto. Le relazioni ed i rapporti possono contenere raccomandazioni di sicurezza, finalizzate alla prevenzione di incidenti ed inconvenienti (art. 12, commi 1 e 2, decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66).

Nelle relazioni è salvaguardato il diritto alla riservatezza delle persone coinvolte nell'evento e di quelle che hanno fornito informazioni nel corso dell'indagine; nei rapporti è altresì salvaguardato l'anonimato delle persone coinvolte nell'evento (art. 12, comma 3, decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66).

“Le relazioni e i rapporti d'inchiesta e le raccomandazioni di sicurezza non riguardano in alcun caso la determinazione di colpe e responsabilità” (art. 12, comma 4, decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66), ma hanno il solo scopo di fornire insegnamenti idonei a prevenire futuri incidenti.

PREMESSA

L'evento si è verificato il 29 giugno 2003 alle ore 09.05 UTC circa (11.05 ora locale) sull'aeroporto di Olbia "Costa Smeralda" (Sassari) ed ha interessato un velivolo SAAB 2000, marche di immatricolazione HB-IYB, in esercizio alla Swiss International Airlines.

L'inconveniente grave è stato comunicato all'Agenzia il giorno stesso dell'evento dall'ENAC. L'investigatore incaricato ha effettuato il sopralluogo operativo il giorno 1.7.2003.

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo, ai sensi del decreto legislativo n. 66/1999, ha condotto l'inchiesta tecnica in conformità all'Annesso 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale (Chicago, 1944).

A seguito della notifica dell'inconveniente grave allo Stato di esercizio dell'aeromobile (Svizzera), l'omologa Autorità investigativa (BFU) ha accreditato un proprio rappresentante per assistere l'investigatore incaricato dell'Agenzia nel corso dell'inchiesta, nei limiti e secondo le modalità del citato Annesso 13.

CAPITOLO I

INFORMAZIONI SUI FATTI

1.1. STORIA DEL VOLO

Il 29.6.2003, l'aeromobile SAAB 2000, marche HB-IYB, di proprietà della Swiss Intl. Airlines Ltd. operava il volo regolare di linea LX 2620 (nominativo radio SWR 2620) da Lugano ad Olbia, con 24 passeggeri a bordo e 4 membri di equipaggio. Il volo era stato programmato per la partenza alle 08.00 UTC (10.00 ora locale) e l'aeromobile era decollato da Lugano alle 07.59 UTC. Il primo ufficiale (F/O) ha svolto il ruolo di pilota ai comandi (*pilot flying* - PF) lungo tutta la tratta da Lugano ad Olbia.

Alle ore 08.45.24 veniva concessa da Marsiglia Controllo l'autorizzazione alla discesa iniziale dal livello di crociera FL 250 fino a FL 200.

Alle 08.46.38, comandante (CMD) e F/O effettuavano il briefing per l'avvicinamento su pista 06, in accordo al vento previsto, concordando sulla necessità di una integrazione se la pista in uso fosse stata la 24.

Alle 08.52.44, Roma Controllo autorizzava il SWR 2620 a portarsi a FL 100 dirigendo verso il punto CORSI e da questi verso SME.

Alle 08.54.34, il F/O si metteva in contatto con Olbia avvicinamento, che autorizzava l'atterraggio per pista 24 e aggiungeva l'istruzione a mantenere alta velocità, per poter avere priorità in finale. Venivano date all'equipaggio le seguenti informazioni meteorologiche: calma di vento, CAVOK, temperatura a terra 34° C, temperatura di rugiada 14° C, QNH 1009 hPa.

Alle 08.55.20, il F/O confermava in frequenza le istruzioni ricevute e, due secondi dopo, iniziava la discesa.

Alle 08.56.29, ha avuto luogo, anche se con ripetute interruzioni, il nuovo *approach briefing* riferito alla pista 24.

Alle 08.57.57, approssimativamente 16-20 NM dalla pista di atterraggio, l'aeromobile veniva autorizzato a scendere a 4000 piedi.

Alle 08.58.14, il CMD rilevava che i controlli per la discesa dovevano ancora essere fatti e inoltre richiedeva il briefing per l'avvicinamento. Il F/O rispondeva che il briefing era stato appena fatto (senza specificare la pista 06 o 24) e, secondo la sua valutazione, terminato. Il CMD concordava.

Dopo circa due minuti, il CMD comunicava ai passeggeri che l'atterraggio sarebbe avvenuto dopo 6 minuti.

Alle 09.00.06, approssimativamente 10 NM dal campo, la Torre di controllo chiedeva all'equipaggio del volo SWR2620 se avesse la pista in vista e se fosse in grado di eseguire un avvicinamento a vista; il CMD confermava di avere la pista 24 in vista e che sarebbero stati in grado di effettuarlo.

Alle 09.00.16, la Torre di controllo autorizzava l'avvicinamento a vista per pista 24, con discesa a discrezione.

Alle 09.00.53 veniva disinserito l'autopilota.

Alle 09.01.25, il CMD si metteva in contatto con la Torre di controllo di Olbia comunicando l'avvicinamento finale a vista per pista 24. L'informazione sul vento fornita dalla Torre, in questa fase, era ancora di "calma".

Alle 09.01.46, il CMD faceva notare al F/O l'eccessiva quota del velivolo, ma il F/O si limitava a rispondere affermativamente, lasciando intendere di essere consapevole della condizione di volo. Veniva esteso il carrello, per incrementare la resistenza aerodinamica (fermo immagine n. 1) e incrementare il rateo di discesa.



Fermo immagine n. 1: configurazione del SAAB 2000 dopo l'estrazione del carrello (dati FDR).

Alle 09.02.33, il CMD ripeteva la sua osservazione circa l'eccessiva altitudine e velocità dell'aeromobile senza suscitare particolare attenzione alla problematica da parte del F/O, che era il pilota ai comandi (PF); anzi, il F/O replicava che i parametri erano compatibili con la distanza dal campo.

Alle 09.02.51, il CMD faceva notare al F/O che, al suo posto, avrebbe ridotto la velocità, ricevendo una risposta affermativa dal F/O, alla quale, però, non seguiva alcuna azione correttiva.

Alle 09.02.58, si attivava due volte l'avvisatore acustico *sink rate* (eccessiva velocità verticale).

Alle 09.02.59, il CMD dichiarava nuovamente che l'aeromobile era eccessivamente alto rispetto al sentiero di discesa.

Alle 09.03.03 si attivava l'avvisatore acustico dei 1000 piedi.

Alle 09.03.04, la Torre di controllo confermava l'autorizzazione ad atterrare per pista 24 e forniva valori di direzione e velocità del vento pari a 10°/7 nodi. Il CMD suggeriva al F/O di cercare di ridurre la velocità; il *read-back* alla autorizzazione ricevuta dalla Torre di controllo non veniva effettuato.

Alle 09.03.19 si attivava il segnale acustico radioaltimetrico dei 500 piedi. La Torre di controllo ripeteva l'autorizzazione all'atterraggio, senza di nuovo ricevere il *read-back*. Cinque secondi prima e tre secondi dopo dell'avviso acustico dei 500 piedi, si attivava la segnalazione *too low terrain*. Venivano a questo punto estesi i flap, dapprima a 15° (ad una lettura del radio altimetro di 432 piedi e IAS=182 nodi), poi a 20° (ad una lettura del radio altimetro di 362 piedi e IAS=175 nodi). A circa 450 piedi il CMD chiamava il *check list* finale prima dell'atterraggio.

Alle 09.03.26 si attivava l'avvisatore acustico dei 400 piedi.

Alle 09.03.34 l'avvisatore *sink rate* si attivava nuovamente per due volte e 3 secondi dopo quello dei 200 piedi.

Un secondo dopo la chiamata automatica dei 200 piedi, il F/O richiedeva flap 35° e il CMD effettuava tale azione.

Alle 09.03.40, ad una lettura del radio altimetro di circa 150 piedi, si attivava 2 volte la segnalazione *sink rate*.

Alle 09.03.48, ad una lettura del radioaltimetro pari a 10 piedi, il CMD esortava il F/O a "*non lasciare andar giù*" il velivolo.

Alle 09.03.54, avveniva il *touchdown* e a questo punto il F/O lasciava i comandi al CMD, che diventava PF, così come previsto dalle procedure operative di compagnia.

Il CMD posizionava le leve della potenza nel *Beta Range*, per l'inversione della spinta, senza, però, ottenere alcuna segnalazione acustica né alcun effetto d'inversione. Il CMD ha dichiarato,

una volta accortosi dell'assenza dell'inversione di spinta, di aver mosso più volte avanti e indietro le leve dei motori per attivare l'inversione di spinta, senza sortire, però, alcun effetto. Quindi il F/O, su ordine del CMD, azionava i freni sulla pedaliera. Il pulsante BETA OVRD, che attiva il sistema di inversione della spinta una volta posizionate le leve motore al di sotto del *Flight Idle* (cfr. par. 1.6.6.), non veniva premuto né dal CMD, né dal F/O.

Il CMD, vedendo rapidamente avvicinarsi il termine della pista, cercava di dirigere l'aeromobile a destra, verso la *taxiway*, senza successo. Durante questa fase, il velivolo ruotava di circa 90° sulla destra, senza però cambiare traiettoria e rimanendo sulla linea di mezzeria della pista, fino al completo arresto avvenuto alle 09.04.28. Il carrello principale sinistro si trovava oltre le luci rosse di fine pista. I quattro pneumatici del carrello principale risultavano esplosi.

La Torre di controllo allertava i Vigili del fuoco che giungevano tempestivamente, senza dover operare alcun intervento particolare. Dopo aver verificato l'assenza d'incendio, i piloti decidevano di lasciare a bordo i passeggeri, avvisavano la Torre di controllo della procedura in atto e richiedevano un autobus per il trasporto dei passeggeri al terminal.

Gli assistenti di volo rassicuravano e tranquillizzavano i passeggeri, quindi il comandante entrava in cabina per spiegare l'accaduto agli occupanti. Sbarcati i passeggeri, il CMD rimaneva in prossimità del velivolo, mentre gli altri tre membri dell'equipaggio si recavano al terminal. Personale tecnico di base sull'aeroporto di Olbia forniva assistenza per la rimozione dell'aeromobile. Le strutture del carrello principale venivano avvolte in teli di nylon ed il velivolo veniva trainato facendo ruotare i cerchioni su lastre di metallo, verso la piazzola prova motori 06 (cfr. piantina ICAO dell'aeroporto di Olbia, Allegato A).

L'investigatore incaricato dell'ANSV ha effettuato il sopralluogo all'aeroporto di Olbia l'1.7.2003.

Gli interventi di manutenzione sul velivolo sono stati effettuati ad Olbia e il 4.7.2003 l'aeromobile è stato trasferito a Basilea (presso la Swiss Intl. Airlines), con un volo di trasferimento senza passeggeri (*ferry flight*).

1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE

<i>lesioni</i>	<i>equipaggio</i>	<i>passengeri</i>	<i>altri</i>
mortali	-	-	-
gravi	-	-	-
lievi	-	-	-

1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE

Tutti i pneumatici sono stati sostituiti e sono stati inoltre riscontrati lievi danni al carrello di atterraggio principale.

1.4. ALTRI DANNI

Lesione non profonda (1-2 cm), di lunghezza pari a circa 6 metri e larghezza di circa 15 cm, sulla pavimentazione della testata pista 06.

Dopo l'evento, il velivolo è stato trainato dall'estremità della pista fino alla piazzola di sosta 06; durante tale manovra, le ruote principali del carrello, in particolare quelle di sinistra, hanno lasciato solchi sulla pavimentazione che conduce alla piazzola.

1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE

1.5.1. Equipaggio di condotta

Comandante (CMD)

Dati personali: maschio, nazionalità svizzera, età 55 anni, in servizio dall'1.6.1982, inizialmente con la Crossair, poi con la Swiss, dopo la fusione tra le due compagnie.

Titoli aeronautici: licenza di pilota di linea velivolo, in corso di validità.

Abilitazioni: Metroliner III, SAAB 340, Avro RJ (BAe 146), SAAB 2000, IFR, VFR notturno.

Controllo medico: visita di prima classe, in corso di validità.

Orario di servizio: *check in*: ore 07.00 UTC (chiamato dal servizio di riserva); *check out* del giorno prima: ore 11.21 UTC; sosta: 19,39 h.

Controlli professionali: ultimo LPC: 22.8.2002; ultimo OPC: 30.11.2002 (valido fino al 22.8.2003); ultimo controllo di linea: 10.10.2002.

First Officier (F/O)

Dati personali: maschio, nazionalità svizzera, età 29 anni, in servizio dal 13.12.1999.

Titoli aeronautici: licenza di pilota di linea velivolo in corso di validità.

Abilitazioni: SAAB 2000, IFR, VFR notturno.

Controllo medico: visita di prima classe, in corso di validità.

Orario di servizio: *check in*: ore 07.00 UTC (chiamato dal servizio di riserva); *check out* del giorno prima: nessuno (*day-off*).

Controlli professionali: ultimo LPC: 4.10.2002; ultimo OPC: 29.3.2003; ultimo controllo di linea: 7.11.2002.

1.5.2. Esperienza di volo

Comandante (CMD)

Ore di volo totali all'11.12.2002: 11.906h.

Ore di volo sul SAAB 2000: 1052h.

Ore di volo ultimi 90 gg: 91h 12', tutte sul SAAB 2000.

Ore di volo nelle ultime 24 ore: 2h 15'. Il giorno precedente aveva effettuato il volo Zurigo-Lugano-Zurigo, prima e dopo il posizionamento da/per Lugano, sullo stesso a/m.

First Officier (F/O)

Ore di volo totali: 2350h.

Ore di volo sul SAAB 2000: 2228h.

Ore di volo ultimi 90 gg: 109h 12', tutte sul SAAB 2000.

Ore di volo nelle ultime 24 ore: 1h.

Equipaggio di cabina CA1

In servizio dal 15.8.1998, con esperienza solo sul SAAB 2000, ultimo controllo ESET: 14.5.2003.

Equipaggio di cabina CA2

In servizio dal 14.9.2002, con esperienza solo sul SAAB 2000, ultimo controllo ESET: 15.9.2002.

1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE

Foto 1



Velivolo SAAB 2000 marche HB-IYB.

1.6.1. Dati tecnici generali

Peso massimo al decollo:	22.999 kg.
Motori installati:	2 Allison Engine Company, mod. AE 2100A.
Eliche:	Dowty Rotol Ltd. Mod. (C)R 381/6-123-F/5.
Peso all'atterraggio:	18.275 kg (valore massimo: 22.000 kg).
Posizione CG in atterraggio:	LILAW 38 (intervallo ammissibile: 16-55).
Numero di passeggeri:	50.

1.6.2. Dati tecnico-amministrativi aeromobile

Tipo di aeromobile:	SAAB 2000.
Marche di immatricolazione:	HB-IYB.
Certificato di immatricolazione:	rilasciato l'1.7.2002.
Certificato di navigabilità:	categoria standard, sottocategoria trasporto, rilasciato il 26.6.1998, in corso di validità.

Generi d'impiego:	VFR diurno e notturno, IFR Cat. I, II, IIIa, B-RNAV (RNP 5).
Certificato acustico:	rilasciato il 26.6.1998.
Licenza stazione radio:	rilasciata dall'Office Federal de la Communication svizzero il 30.6.2002, in corso di validità.
Certificato di assicurazione:	scadenza 31.10.2003, in corso di validità.
Proprietario ed esercente:	Swiss International Airlines Ltd., Postfach, 4002 Basel.
Ore di volo cellula:	11768h.
Ultima ispezione eseguita:	16.6.2003, con esito positivo.
Inconvenienti segnalati prima dell'evento:	nessuno

1.6.3. Sistema *Touchdown protection*

Questo sistema di protezione impedisce l'invio della pressione idraulica ai freni in talune condizioni; in particolare evita l'atterraggio con le ruote/freni bloccati (*locked wheel*).

La *touchdown protection* è inibita (quindi viene mandata pressione idraulica ai freni) quando è soddisfatta almeno una delle seguenti condizioni:

- 1) velocità di rotazione della ruota (*wheel spin*) maggiore (>) di 50 nodi oppure
- 2) segnale WOW disponibile (cfr. par. 1.6.5.) + 3 secondi di ritardo oppure
- 3) leva della potenza minore (<) di *flight idle* + 3 secondi di ritardo.

1.6.4. Sistema *Anti-skid*

Il sistema *anti-skid* previene il bloccaggio delle ruote durante la fase di frenata, impedendo così lo slittamento dei pneumatici.

Condizione per l'attivazione del sistema è l'inserimento dell'impianto e l'inibizione del sistema *touchdown protection* (cfr. par. 1.6.3.); quando il velivolo raggiunge una velocità inferiore a 9-10 nodi, il sistema *anti-skid* si disattiva, in accordo alla logica del sistema, e la frenata può essere modulata in maniera convenzionale.

Tra le ruote del carrello sinistro e quelle del carrello destro esiste un circuito di protezione *locked wheel*. Viene calcolata la differenza di velocità tra la coppia di ruote interne e quelle esterne; quando la differenza di velocità tra due ruote della stessa coppia è maggiore del 50%, il sistema

invia un segnale che comanda in apertura la relativa valvola *anti-skid*. Ne consegue un rilascio di pressione al freno che consente alla ruota più lenta di aumentare la propria velocità.

La scatola dei circuiti, le valvole ed i trasduttori di velocità sulle ruote sono continuamente monitorati nelle loro funzioni. Se qualche parametro eccede i limiti di progetto, viene visualizzato sull'EICAS (*Engine Indication and Crew Alerting System*) il messaggio "OUTBD" e/o "INBD A-SKID FAULT".

Il FDR (Flight Data Recorder) aggiorna lo stato del sistema *anti-skid* ogni 4 secondi.

1.6.5. Sistema *Weight On Wheel* (WOW)

Il sistema WOW è sensibile al peso del velivolo (due microinterruttori posti sulle gambe di forza del carrello principale attivano il segnale) e quindi segnala il contatto delle ruote del carrello principale con il suolo. Sull'aeromobile sono installati quattro interruttori *weight on wheel*: due interni (destro e sinistro) e due esterni (destro e sinistro).

I segnali WOW sono utilizzati dal sistema *anti-skid*, in modo che:

- il canale interno dell'*anti-skid* usa gli interruttori WOW interni (sinistro e destro); il canale *anti-skid* interno risulta attivo se uno dei due indica WOW;
- il canale esterno dell'*anti-skid* usa gli interruttori WOW esterni (sinistro e destro); il canale *anti-skid* esterno risulta attivo se uno dei due indica una condizione di WOW.

1.6.6. Sistema *Ground Beta* ed inversione della spinta

Le condizioni necessarie per innescare la funzione *Beta* o l'inversione di spinta sono:

- 1) leva della potenza al di sotto del *Flight Idle* e
- 2) segnale WOW disponibile, oppure velocità della ruota maggiore di 25 nodi, oppure il pulsante BETA OVRD inserito.

Lo schema seguente rappresenta un riassunto dei parametri generali del sistema:

	Power Lever Angle	Prop Blade Angle	RPM	Power Units	Main Modulation
Flight Idle	35 °	11 °			
Gnd. Idle	33 ° to 16 °	< 11° to - 2 °	~ 770	Idle (-5 PUs)	Prop Blade Angle
Reverse	< 16 ° to 0 °	- 2 ° to - 15 °	~ 950	up to 23 PUs	Prop Blade Angle & PUs from Engine

Tabella n. 1: parametri del sistema di inversione della spinta.

L'indicazione "B" (*Beta*) di colore verde sul PED (Primary Engine Display) è accesa quando l'angolo della pala d'elica è minore di 7,5°, condizione che rappresenta una posizione media dell'intervallo *ground idle* (cfr. Tabella n. 1). L'entità della potenza effettiva del motore è rappresentata dall'indicatore e dalla numerazione digitale presenti sul pannello motore.

Per evitare l'inserimento del "Beta" o dell'inversione di spinta durante il volo, il FADEC aziona un'apposita valvola (*Beta Enable Valve*).

1.6.7. Sistema *Autoflap Retraction* (AFR)

La funzione primaria del sistema AFR è quella di retrarre in modo automatico i flap a 15° quando sono posizionati a 20° o 35°, al momento del primo contatto delle ruote del carrello principale con il suolo. La retrazione dei flap determina una riduzione della portanza del velivolo e permette allo stesso di accentuare il contatto con il suolo, attivando così il segnale WOW.

La condizione per attivare il sistema AFR è la seguente: velocità di rotazione maggiore di 25 nodi di almeno una ruota interna e una ruota esterna.

1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE

Le condizioni meteorologiche erano ottime sia durante l'intera tratta che sull'aeroporto d'arrivo. I bollettini meteorologici riguardanti l'aeroporto erano i seguenti:

LIEO FC¹ 290500 Z
290615 VRB05KT CAVOK BECMG 0810 05012KT SCT025

LIEO SA² 290550 Z
VRB03KT CAVOK 25/18 Q1009

Le informazioni meteorologiche comunicate da Olbia Avvicinamento erano:

RWY24 040/6KT CAVOK Temperatura di 27°C, QNH di 1009 hPa.

Al momento del primo contatto radio, sia Olbia Avvicinamento che la Torre di controllo comunicavano "calma di vento"; la Torre, in corto finale, riportava vento da 010°, con intensità di 7 nodi.

¹ FC: Funnel Cloud (nube a imbuto).

² SA: Sand (sabbia).

In sintesi, al momento dell'evento, vi erano sull'aeroporto di Olbia condizioni VMC, CAVOK, con assenza di nubi e leggero vento in coda rispetto alla direzione di atterraggio per pista 24.

1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE

L'autorizzazione alla discesa iniziale dal livello di crociera FL 250 fino a FL 200 veniva emessa da Marsiglia Controllo alle 08.45.24; circa 30 secondi più tardi, il velivolo veniva autorizzato a portarsi a FL 190. Alle 08.52.44, Roma Controllo istruiva il volo SWR 2620 a portarsi a FL 100 diretto al punto CORSI, poi a SME. Alle 08.54.34, il F/O si metteva in contatto con Olbia Avvicinamento e riceveva l'autorizzazione per l'atterraggio per pista 24. Successivamente, l'equipaggio contattava la Torre di controllo di Olbia ed il controllore gestiva contemporaneamente sia l'atterraggio del velivolo marche HB-IYB (primo in sequenza *visual*), sia di un altro velivolo nel circuito di traffico, marche I-ALPG (secondo in sequenza *visual*).

1.9. COMUNICAZIONI

L'analisi delle comunicazioni T/B/T fornite dall'ENAV S.p.A. e delle conversazioni in cabina di pilotaggio desunte dall'ascolto del CVR (Cockpit Voice Recorder) dell'aeromobile ha contribuito alla ricostruzione degli eventi, come riportata nel paragrafo 1.1.

1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO

L'aeroporto di Olbia "Costa Smeralda" (nominativo ICAO LIEO) è aperto al traffico internazionale, ha un'elevazione media di 37 piedi s.l.m. ed è posizionato in coordinate geografiche 40° 53' 59" N, 09° 31' 07" E (Allegato A).

L'aeroporto è dotato di pista in asfalto con QFU 06/24, lunga 2446 metri e larga 45 metri. La soglia pista 24 è spostata di 150 metri; la soglia pista 06 è spostata di 244 metri. La direzione 24 ha una pendenza media positiva di 0,12°, l'elevazione della pista 24 è di 19 piedi in testata, di 37 piedi a fine pista.

Le radioassistenze presenti sono NDB SME 357 KHz, VOR SME 113.90 MHz ed un ILS per pista 06. L'aeroporto è dotato di sistema luminoso PAPI (Precision Approach Path Indicator), di ausilio all'avvicinamento a vista per entrambe le direzioni della pista.

A seguito dell'inconveniente grave oggetto di questo rapporto, l'aeroporto di Olbia è rimasto chiuso dalle 09.53 alle 11.15 UTC.

1.11. REGISTRATORI DI VOLO

Sull'aeromobile erano installati un registratore dei dati di volo a stato solido (Solid State Flight Data Recorder, SSFDR, di seguito indicato con l'acronimo FDR) prodotto dalla Honeywell (ex Sunstrand e Allied Signal), P/N 980-4700-003, ed un registratore delle voci e rumori in cabina di pilotaggio a stato solido (Solid State Cockpit Voice Recorder, SSCVR, di seguito indicato con l'acronimo CVR), sempre prodotto dalla Honeywell, P/N 980-6022-001. Entrambi i registratori sono stati rimossi dopo l'evento da parte del personale tecnico dell'operatore e messi a disposizione dell'ANSV.

Le registrazioni del CVR e dell'FDR (foto n. 2) sono state analizzate presso i laboratori tecnici dell'ANSV.

Foto 2



Foto n. 2: CVR (a sinistra) e FDR (a destra) del SAAB 2000 HB-IYB.

Per quanto riguarda le informazioni contenute nel FDR, il file dei dati cosiddetti grezzi (*raw data*) è stato successivamente elaborato utilizzando un programma software specifico, il Recovery Analysis and Presentation System (RAPS), installato presso lo stesso laboratorio dell'ANSV. Con RAPS è possibile decodificare, analizzare e presentare in forma tabulare, grafica ed animata i dati contenuti nei FDR. Per poter decodificare correttamente la sequenza dei dati occorre utilizzare un file in formato "ffd" (frame format descriptor), che varia in funzione dei vari aeromobili e della particolare FDAU installata (Flight Data Acquisition Unit, interfaccia tra i sensori dell'aeromobile ed il FDR). Nel caso in esame, l'ANSV ha ottenuto dal costrut-

tore dell'aeromobile (SAAB) il file "ffd" valido per l'aeromobile coinvolto nell'evento. E' stato pertanto possibile decodificare il *raw data* utilizzando RAPS 6.0 presso il laboratorio ANSV ed analizzare i dati relativi all'evento. L'esame dei dati del FDR è riportato nel par. 1.16.3. In Allegato B sono inoltre riportati dei grafici che rappresentano alcuni dei parametri di interesse relativi alla fase di avvicinamento ed atterraggio del volo in esame.

Le evidenze emerse, invece, dal CVR in ordine alle conversazioni ed ai suoni registrati nel *cockpit* sono state utili per la ricostruzione dei fatti, esposta nel paragrafo 1.1.

Utilizzando inoltre un programma di animazione (INSIGHT), sempre in dotazione al laboratorio dell'ANSV, si è potuto ricostruire in 3D le varie fasi di volo effettuate dall'aeromobile, adoperando i dati prelevati dal FDR. In particolare, si è rappresentato l'aeromobile nella fase finale di avvicinamento e di atterraggio da diverse prospettive (interno ed esterno aeromobile), in modo da ottenere una presentazione visiva dei vari assetti e le indicazioni di alcuni strumenti di bordo (ADI, HSI, anemometro, altimetro, ecc.), ivi incluse le azioni effettuate dall'equipaggio nelle fasi finali del volo.

I fermo-immagine n. 2 e 3 sotto riportati rappresentano un esempio di quanto appena descritto.



Fermo immagine n. 2: vista esterna dell'aeromobile lungo il sentiero di avvicinamento.



Fermo immagine n. 3: vista laterale dell'aeromobile lungo il sentiero di avvicinamento.

In Allegato D sono altresì riportati dei file che rappresentano diverse ricostruzioni animate, ad iniziare dalla fase di avvicinamento fino al completo arresto dell'aeromobile oltre la soglia pista.

1.12. ESAME DEL RELITTO

Al suo arresto, l'aeromobile era posto di traverso al centro della pista, a cavallo delle luci di fine pista, con la prua orientata verso il raccordo "E" (vedasi Allegato A).

La struttura dell'aereo era integra, tranne le ruote del carrello principale, completamente distrutte, con i cerchioni parzialmente conficcati nella pista stessa. I fusibili delle ruote erano intatti. Dopo lo sbarco dei passeggeri, l'aeromobile veniva trainato nella piazzola 06 (foto n. 3, 4). Le foto n. 5, 6, 7, 8 documentano i danni ai cerchioni del carrello principale, la foto n. 9 i resti dei pneumatici. Come si osserva nella foto n. 9, i resti dei pneumatici presentano abrasioni piane del battistrada con ovalizzazione, colorazione bluastra e formazione di un foro su ciascun pneumatico.

Foto 3



Il SAAB 2000 dopo la rimozione dalla pista.

Foto 4



Il SAAB 2000 dopo la rimozione dalla pista.

Foto 5



Danni ai cerchioni carrello sinistro.

Foto 6



Danni ai cerchioni carrello destro.

Foto 7



Foto 8



Particolari dei danneggiamenti ai cerchioni.

Foto 9



Resti dei pneumatici

Tracce al suolo

Le strisciate provocate dalla frenata si estendevano per alcune centinaia di metri; l'ultima parte di pista era contaminata da residui dei pneumatici e dei cerchioni (foto n. 10).

Foto 10



Strisciate provocate dalle ruote durante l'atterraggio (indicate dalle frecce).

Foto 11



Tracce al suolo nell'ultimo tratto di pista.

Negli ultimi 5-6 metri della strisciata, in corrispondenza della traccia sinistra, era presente un solco scuro nella pavimentazione, profondo 1-2 cm e largo circa 15 cm; la penna a sfera, posta nel solco (foto n. 11 e n. 12) evidenzia la profondità dello stesso.

Foto 12



Solco nella pavimentazione.

Erano inoltre presenti ulteriori solchi sulla pavimentazione, non accompagnati da strisciate scure, ripetitivi della medesima forma (foto n. 13); i solchi in questione, evidenziati anche nella foto n. 4, terminavano nella piazzola di sosta 06.

Foto 13



Particolare dei solchi ripetitivi sulla pista.

1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA

Non sono emersi elementi tali da far supporre che i membri dell'equipaggio abbiano avuto un malore al momento o poco prima dell'evento. Essi erano in buone condizioni fisiche, idonee per il volo in argomento.

1.14. INCENDIO

Non vi è stato alcun incendio che abbia interessato l'aeromobile nel corso dell'evento.

1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA

Non pertinente (n.p.).

1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE

1.16.1. Analisi tecniche

Sono di seguito illustrati gli aspetti prettamente tecnici connessi all'evento, investigati mediante lettura ed interpretazione delle registrazioni del FDR, effettuate presso i laboratori dell'ANSV (Allegato B) e con prove sperimentali, eseguite a Basilea, presso la Swiss Int.l Airlines, il 16.7.2003.

1.16.1.1. Determinazione dell'assetto del velivolo al *touchdown*

L'istante del contatto con la pista è stato identificato con la sequenza 94052 (tempo di riferimento) del FDR (linea gialla del file riportato in Allegato B), risultante dalla sincronizzazione con il CVR, in riferimento al rumore del contatto del carrello con la pista. Al momento del contatto e durante i primi 10 secondi, i dati estratti dal FDR hanno evidenziato che il velivolo aveva un insolito assetto a picchiare, con angolo di beccheggio compreso tra $-1,9^{\circ}$ e $-3,4^{\circ}$ (cfr. Allegato B, grafico n. 1).

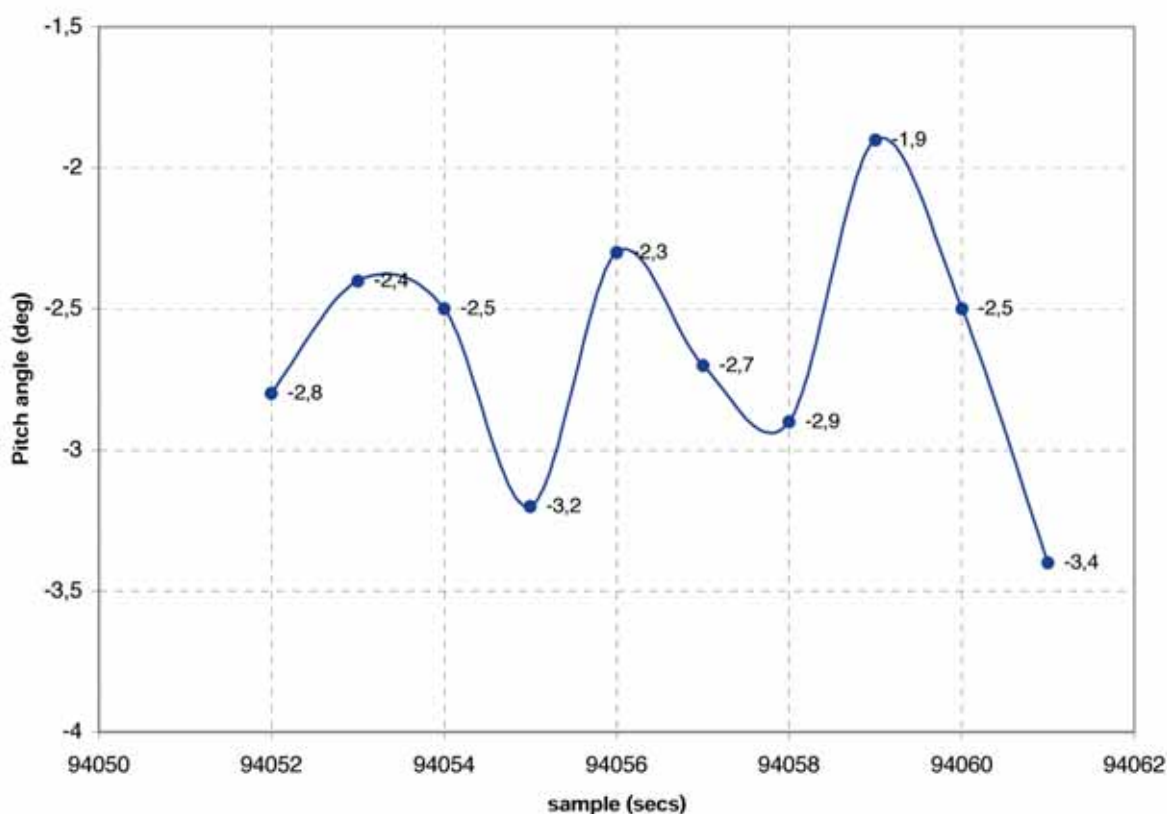


Grafico n.1: dati FDR - angolo di beccheggio.

Sono state eseguite, presso la Swiss Airlines in Basilea, prove sperimentali sul velivolo HB-IYB rientrato alla base dopo il *ferry flight*, allo scopo di determinare il massimo angolo di beccheggio negativo in corrispondenza del quale le ruote del carrello principale, quando non caricate, giungono a contatto con il suolo. Sono stati altresì accertati gli effetti dell'angolo di rollio (*bank angle*) sugli spostamenti verticali delle ruote del carrello principale.

Sono state prese inizialmente le seguenti misure di riferimento:

- allungamento di riferimento della struttura carrello anteriore: 18,7 cm;
- allungamento di riferimento della struttura carrello principale: 15,6 cm;
- angolo di beccheggio di riferimento, del velivolo al suolo (su entrambi i PFD): -0,75°;
- allungamento massimo della struttura carrello principale: 35,6 cm;
- distanza ruotino anteriore-carrello principale: 11,22 m;
- distanza tra le due coppie di ruote principali: 8,95 m.

La Tabella n. 2 sintetizza i risultati ottenuti; come si osserva, le ruote del carrello principale restano già sollevate dal suolo in corrispondenza di un angolo di beccheggio negativo maggiore di -2,5°, con la struttura del carrello anteriore quasi completamente compressa.

Neg. Pitch Value	Main Strut Extension (Nose Strut Fully Compressed)	
1	1.80 cm	
1.5	11.59 cm	
2	21.38 cm	
2.5	31.16 cm	
2.73	35.67 cm	Mains just touching the ground
3	40.95 cm	Mains ca. 5.3 cm off ground
Neg. Pitch Value	Main Strut Extension (Nose Strut Compressed down to 4 cm)	
1	5.80 cm	
1.5	15.59 cm	
2	25.38 cm	
2.5	35.16 cm	
2.52	35.56 cm	Mains just touching the ground
3	44.95 cm	Mains ca. 9.4 cm off ground
Neg. Pitch Value	Main Strut Extension (Nose Strut Compressed down to 8 cm)	
1	9.80 cm	
1.5	19.59 cm	
2	29.38 cm	
2.32	35.64 cm	Mains just touching the ground
2.5	39.16 cm	Mains ca. 3.6 cm off ground
3	48.95 cm	Mains ca. 13.4 cm off ground

Tabella n. 2: risultati sperimentali – variazione dell'angolo di beccheggio.

C'è, poi, da rilevare che circa 6 secondi dopo il *touchdown*, veniva applicata una brusca deflessione dell'elevatore (grafico n. 2), che ha avuto l'effetto di aumentare la portanza aerodinamica sulla coda e, quindi, l'assetto picchiato del velivolo.

Per quanto concerne l'effetto dell'angolo di rollio (*bank angle*), con una distanza tra le ruote principali pari a 8,95 m, per ogni grado di angolo di *bank*, una ruota si muove verso l'alto di 7,8 cm, mentre l'altra scende di 7,8 cm, al di sotto della linea di riferimento orizzontale (la variazione è pari a $447 \text{ cm} \times \sin 1^\circ$). La Tabella n. 3 sintetizza i risultati sperimentali ottenuti.

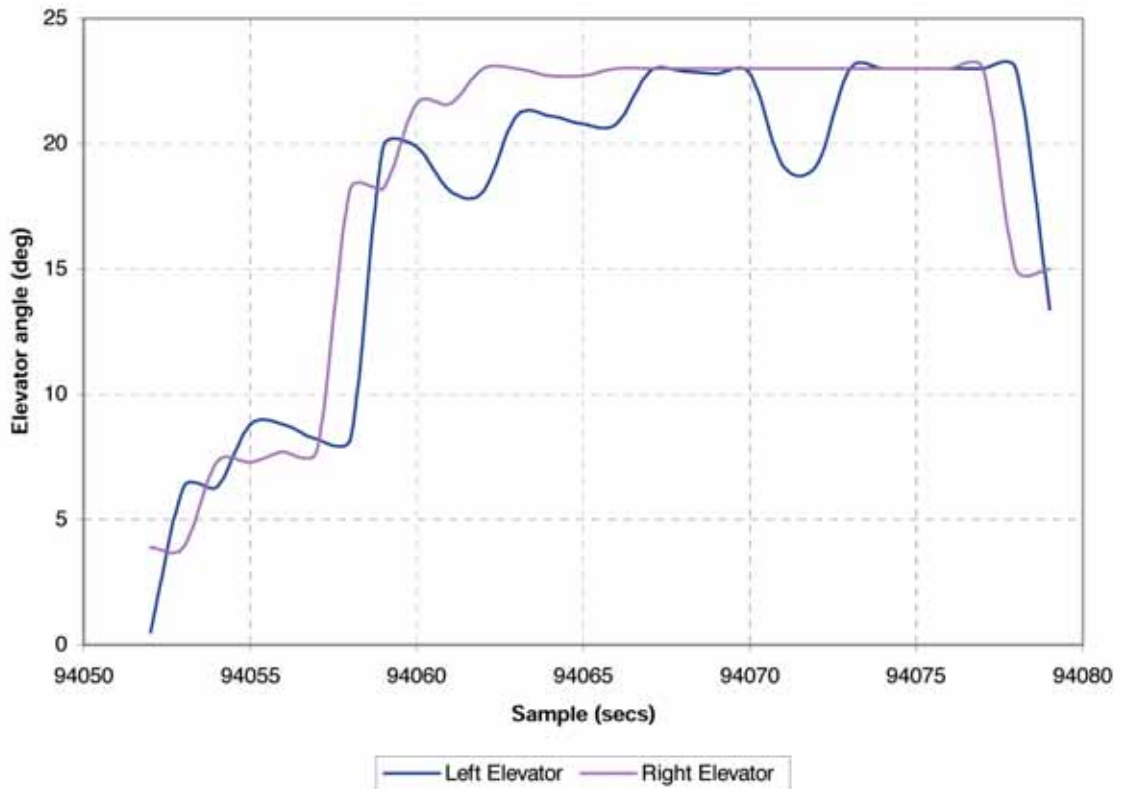


Grafico n. 2: dati FDR – deflessione equilibratore.

Bank	Distance Change to Reference Line
1°	+/- 7.8 cm
1.5°	+/- 11.7 cm
2°	+/- 15.6 cm
2.5°	+/- 19.5 cm
3°	+/- 23.4 cm

Tabella n. 3: risultati sperimentali – variazione dell'angolo di rollio.

I dati estratti dal FDR attestano che l'angolo di *bank*, dopo il *touchdown*, ha raggiunto il valore di circa $-2,64^\circ$ (grafico n. 3) e ciò prova ulteriormente che i carrelli principali, con tutta probabilità, non potevano essere entrambi a contatto con il suolo; infatti, un angolo di *bank* di $-2,64^\circ$ corrisponde approssimativamente ad un dislivello tra le ruote di circa 20 cm, rispetto alla condizione livellata (Tabella n. 3).

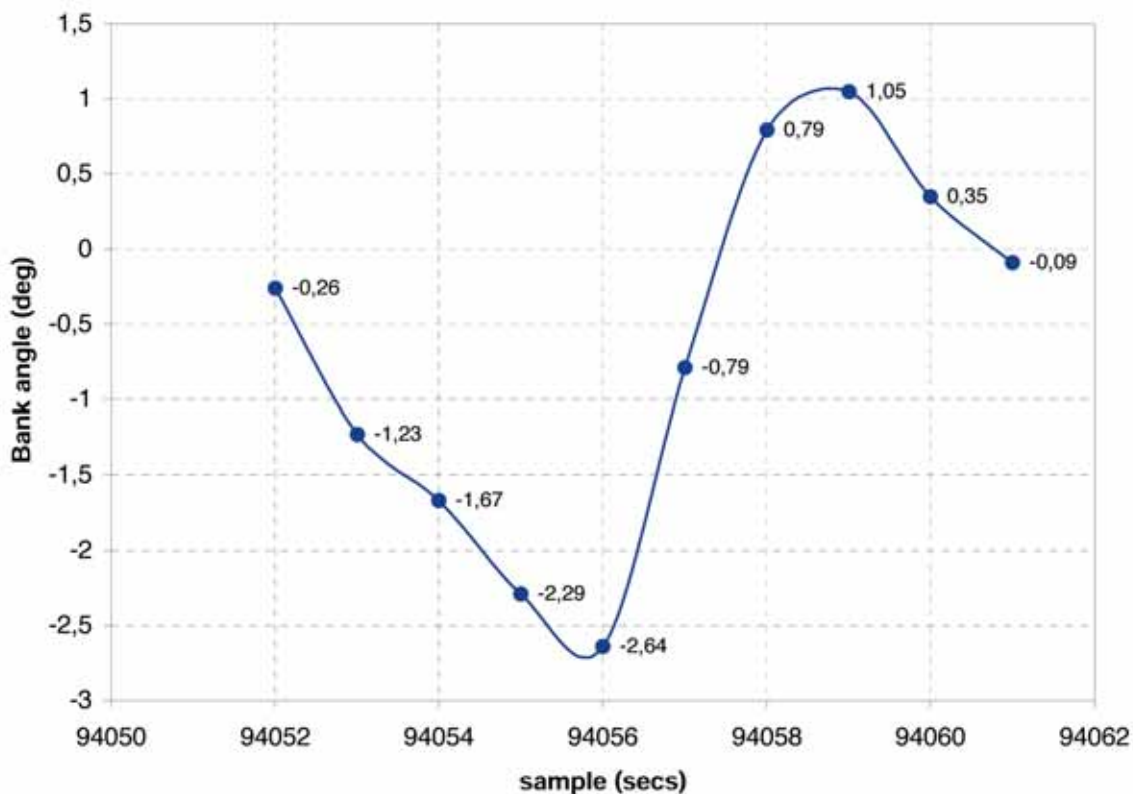


Grafico n. 3: dati FDR – angolo di rollio (*bank angle*).

La ricostruzione del volo effettuata mediante il programma INSIGHT, precedentemente citato nel paragrafo 1.11., ha consentito anche di verificare che l'aeromobile ha effettuato il primo contatto con la pista con il ruotino anteriore, senza che il carrello principale toccasse il suolo (fermo immagine n. 4).



Fermo immagine n. 4: *touchdown*.

1.16.1.2. Funzionamento della *Touchdown protection* e del sistema *anti-skid*

Trascorsi i 3 secondi dopo il posizionamento delle leve della potenza in posizione inferiore a *flight idle*, il sistema *touchdown protection* è stato inibito (cfr. par.1.6.3.) e quindi è stata resa disponibile pressione idraulica ai freni (rettangoli blu dell'Allegato B). Agendo sui freni, in tali condizioni, l'azione frenante non è protetta dal sistema *anti-skid*. Stando alle loro dichiarazioni, il CMD ed il F/O non ricordano, durante l'atterraggio, né avvisi di malfunzionamento (acustici e visivi), né che vi sia stato l'intervento del sistema d'inversione della spinta e dell'*anti-skid*.

Sulla base delle evidenze disponibili, sono ipotizzabili due situazioni:

- 1) *assenza di rotazione su tutte le ruote*: in base a tale ipotesi, non appena la *touchdown protection* è stata inibita, il sistema *anti-skid* è stato in grado di funzionare, ma non si è attivato perché non c'era segnale di velocità rotazionale sulle ruote;

2) *contatto al suolo con un solo carrello principale*: in tale ipotesi, stante la velocità nulla di una coppia di ruote (per l'assenza di contatto con il suolo), l'unica coppia di ruote a contatto con la pista avrebbe dovuto possedere velocità di rotazione >50 nodi per l'attivazione automatica del sistema di protezione *locked wheel* (cfr. par. 1.6.3.). Si può escludere tuttavia, nel caso di specie, tale eventualità, perché non si è attivato il sistema *autoflap retraction*, che si inserisce a velocità >25 nodi (cfr. par. 1.6.7.). Sulla base di queste evidenze si può concludere che, anche se si fosse verificato il contatto su di un solo lato del carrello principale, esso non sarebbe stato sufficiente per aumentare la velocità di rotazione a più di 25 nodi su entrambe le ruote, interna ed esterna, dello stesso lato del carrello, altrimenti si sarebbe attivato il sistema AFR e, a maggior ragione, la funzione *locked wheel*. Non può, pertanto, escludersi l'eventualità di contatto su un solo lato, ma in tal caso le accelerazioni sarebbero state molto limitate, per cui una eventuale velocità di rotazione su di un solo lato del carrello si sarebbe immediatamente riportata al di sotto dei 9-10 nodi, limite al di sotto del quale la funzione *anti-skid* non funziona (cfr. par. 1.6.4.).

Il sistema *antiskid* è stato verificato dai tecnici della Swiss Airlines, con la supervisione di un meccanico qualificato della SAAB (SWISS Workorder n. 0795238, 0795239, 0795344 del 3.07.2003); non sono stati rinvenuti malfunzionamenti ed il velivolo è stato rilasciato per il servizio, senza che venisse sostituito alcun componente del sistema.

1.16.1.3. L'ipotesi di atterraggio con il sistema *anti-skid* escluso

L'analisi esposta nel precedente paragrafo consente di affermare quindi che:

- dopo il posizionamento delle leve (manette) della potenza (*over the gate*) con un ritardo superiore a 3 secondi, è stata correttamente inibita la funzione *touchdown protection* e quindi la pressione idraulica è stata resa disponibile per i freni; azionando i freni, in tali condizioni, le ruote si possono bloccare immediatamente;
- il sistema *anti-skid*, anche se inserito, non era disponibile in mancanza del segnale WOW;
- con angolo di rollio nullo ed angolo di beccheggio negativo e maggiore di -3° le ruote del carrello principale non toccano terra.

La combinazione delle sopra elencate condizioni fa propendere maggiormente verso l'ipotesi che tutte le ruote del carrello principale, al momento della frenata applicata da parte dei piloti immediatamente dopo il *touchdown*, si siano bloccate a causa della mancanza dell'*anti-skid*.

Inoltre, la forte deflessione dell'equilibratore avvenuta 6 secondi dopo il contatto con il suolo, ad una IAS di circa 120 nodi, ha accentuato l'assetto a picchiare fino ad un valore negativo di $-3,4^\circ$ (grafico n. 1 e rettangolo rosso in Allegato B).

Questa condizione ha incrementato il carico sul ruotino anteriore, mantenendo sollevate tutte le ruote principali dal suolo. Dal momento che la *touchdown protection* era già stata inibita, l'applicazione dei freni in questa fase ha provocato, molto probabilmente, il completo blocco di tutte le ruote principali.

In base ai dati di progetto, l'indicazione "B" (*Beta*) di colore verde sul PED (Primary Engine Display) è accesa quando l'angolo della pala d'elica è minore di $7,5^\circ$ (cfr. par. 1.6.6.). Dal momento che non si è avuto segnale di aumento della velocità di rotazione delle ruote del carrello, l'elica non ha attivato il modo *Beta* fino a quando non è stato disponibile il segnale WOW. Ciò è avvenuto ad una velocità pari a 66 nodi (colonne I, J Allegato B, grafico n. 4), che è un valore basso, ma non irragionevole, se si considera l'effettivo peso del velivolo all'atterraggio, con i flap a 35° , quindi in grado di generare ancora una considerevole portanza (fermo immagine n. 5).

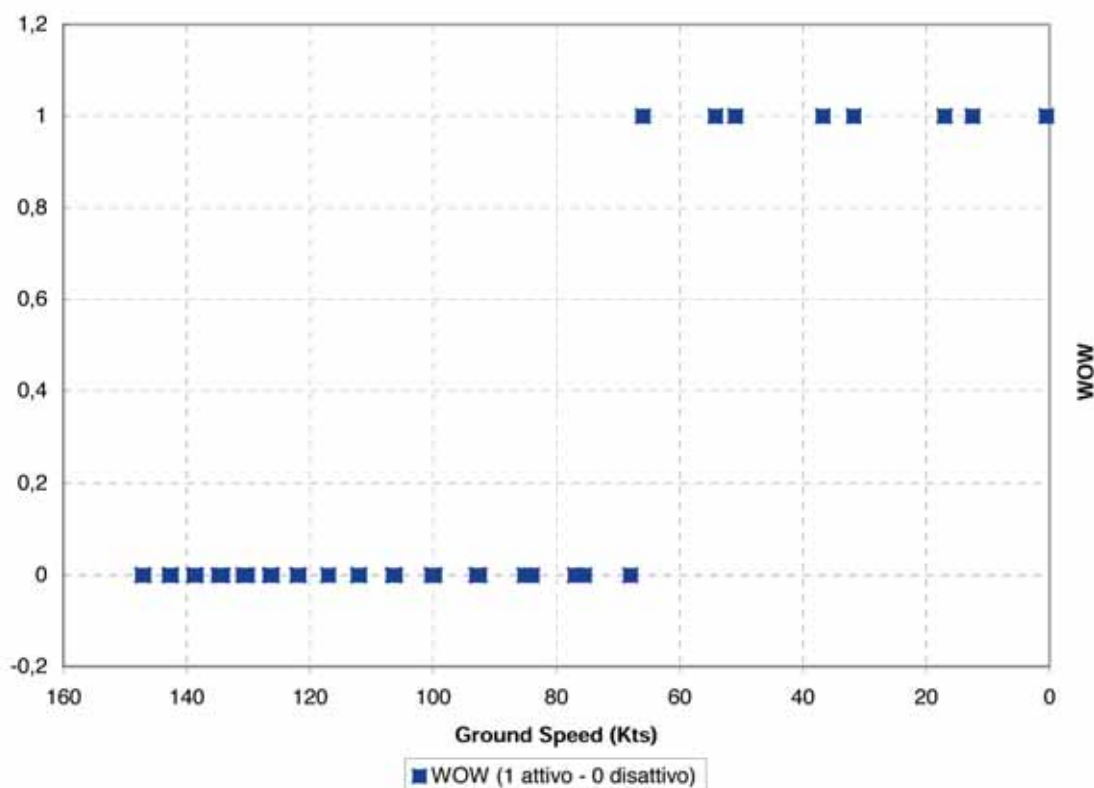


Grafico n. 4: dati FDR – segnale WOW.



Fermo immagine n. 5: segnale WOW acceso dopo il *touchdown*.

Solo a questo punto è iniziato l'effetto d'inversione della spinta, come indicano i valori negativi assunti dall'inclinazione delle pale delle eliche (colonne arancione Allegato B, grafico n. 5).

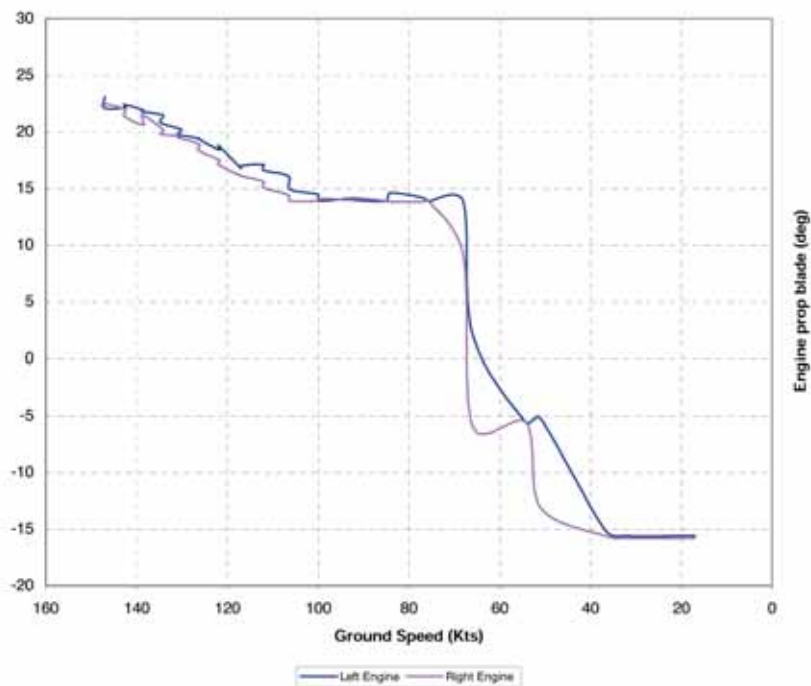


Grafico n. 5: dati FDR – angolo pale propulsori.

Il sistema WOW ed il sistema *Ground Beta* sono stati controllati dai tecnici della Swiss Airlines, sotto la supervisione di tecnici specializzati della SAAB (SWISS Workorder n.0795238, 0795239, 0795344 del 3.07.2003) e non sono stati riscontrati difetti o particolari eccedenze rispetto ai valori di progetto.

1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI

1.17.1. Norme relative all'avvicinamento a vista

Nel manuale delle operazioni Swiss (SWISS OM A, 8.4, 5.5.2) è precisato che l'aeromobile deve essere stabilizzato per l'atterraggio, al massimo a 500 piedi AGL (Above Ground Level) ove si intende con "stabilizzato" il velivolo che percorre la sua traiettoria di avvicinamento con la configurazione, l'assetto, il rateo di discesa, la velocità, la potenza ed il trim richiesti per l'atterraggio (Allegato C).

La velocità di riferimento (V_{ref}) per flap a 35° e peso dell'aeromobile pari a 18.500 kg era di 111 nodi.

1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI

1.18.1. Il certificato di operatore aereo (AOC)

Il certificato di operatore aereo (AOC) della Swiss Int.l Airlines è stato emesso l'1.7.2002 con numero di serie CH-1006. Esso abilita l'operatore alle operazioni di trasporto passeggeri e cargo, nell'area tra 30W e 60E e tra 0N e 80N.

Sono autorizzati gli avvicinamenti in Cat. IIIA, con RVR 200m/DH 50 piedi; Required Navigation Performance (RNP) pari a 5; autorizzazione ad effettuare decolli in bassa visibilità (Low Visibility Take Off - LVTO) corrispondente ad una RVR di 125 metri ed al trasporto di merci pericolose.

1.18.2. Il volo di trasferimento (*ferry flight*)

Dopo le operazioni di riparazione effettuate ad Olbia, il velivolo è stato trasferito a Basilea il 4.7.2003, con un *ferry flight*.

Le attività preparatorie del *ferry flight*, dettate dalla casa costruttrice, sono state le seguenti:

- ispezione visiva del carrello;
- sostituzione e prova di ruote e freni carrello;
- carrello esteso durante il *ferry flight*.

A *ferry flight* concluso, sono stati effettuati i seguenti controlli:

- verifica di resistenza e distorsione della struttura carrello;
- controllo degli eventuali danni da sovra temperatura;
- controllo del sistema di estrazione/retrazione del carrello ad aeromobile sollevato.

1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI

N.p.

CAPITOLO II

ANALISI

2. ANALISI

2.1. ANALISI DELL'ESPERIENZA DI VOLO DEL COMANDANTE

Il comandante, maschio di anni 55, era in possesso della licenza e delle abilitazioni prescritte dalla normativa in vigore per effettuare l'attività di volo di linea. Egli aveva accumulato circa 11.000 ore di volo complessive in 21 anni di attività, delle quali 1052 ore sul SAAB 2000. La nomina a comandante era avvenuta solo nell'anno 2000, dopo vari tentativi. Le commissioni esaminatrici avevano evidenziato più volte la carenza del candidato nel prendere decisioni compatibili con la situazione operativa in atto, che si accentuava particolarmente in condizioni di stress. Veniva spesso evidenziata, inoltre, una carenza nel coordinarsi con gli altri membri dell'equipaggio.

Si riportano, di seguito, sulla base della dettagliata documentazione specifica fornita dalle Autorità elvetiche, i principali eventi riguardanti la carriera del CMD del volo.

- Maggio 1982 - ottobre 1985: copilota su Metroliner III (SA-227AC) e SAAB Fairchild 340 (SF 340). Durante questo periodo di attività come copilota, ha messo in evidenza numerose carenze, che hanno portato alla conclusione che egli non fosse idoneo a rivestire un futuro ruolo da comandante.
- Novembre 1985: primo esame da comandante, concluso con valutazione "*marginal standard*" (appena sufficiente per svolgere le mansioni).
- Dicembre 1985 - ottobre 1986 (10 mesi): impiegato nel ruolo di comandante su SA-227AC e SF 340.
- 20 ottobre 1986: veniva sottoposto ad una verifica *ad hoc*, a seguito di un inconveniente (non documentato) occorso durante l'attività di volo.
- 20 novembre 1986: impiegato nuovamente in qualità di copilota (*downgrading*), a seguito della verifica *ad hoc*.
- Novembre 1986 - settembre 1998: F/O su SF 340 e BAe 146. Durante tale periodo è stato di nuovo sottoposto a verifiche tecniche per un'ipotesi di impiego come comandante. La com-

pagnia di appartenenza, in sintesi, gli ha offerto 4 opportunità per rivestire il ruolo di comandante: la prima nel 1988, poi nel 1991, nel 1992 ed infine nel 1995, ma l'interessato non è mai riuscito a concludere l'iter addestrativo.

- 19 ottobre 1998: a seguito di richieste scritte, inoltrate al responsabile operazioni volo e ad altri dirigenti della compagnia, riesce ad ottenere un'altra possibilità di promozione, questa volta sull'aeromobile SAAB 2000. Gli viene infatti concesso di transitare sul SAAB 2000 come copilota, cosicché egli ha potuto volare alcuni mesi in tale ruolo, prima di iniziare di nuovo l'addestramento finalizzato alla qualifica di comandante.
- 12 aprile 2000: conclude positivamente l'iter di *upgrading* sul SAAB 2000³, con il quale ha volato fino all'evento del 29.6.2003.

Nell'arco della sua attività, diversi esaminatori ed istruttori di volo hanno attestato numerose carenze addestrative e comportamentali a carico del soggetto in questione. In particolare, le problematiche evidenziate possono essere suddivise in due aree principali:

- carenza nell'abilità di valutare e decidere in condizioni di stress;
- carenza nella capacità di coordinamento ed integrazione con gli altri membri dell'equipaggio.

Tali lacune erano emerse sin dagli inizi della attività volativa come copilota su Metroliner III. I giudizi espressi tra il 1983 e il 1984 rilevavano la tendenza a bloccarsi di fronte a situazioni impreviste e un notevole nervosismo durante le verifiche di qualificazione.

Successivamente, il *downgrading* a copilota (1986) è stato motivato sulla base di tre accertamenti specifici:

- scarsa abilità a prendere decisioni;
- insufficiente conoscenza tecnica;
- insufficiente conoscenza delle procedure.

Nei test, sostenuti e non superati, nel 1991, finalizzati alla promozione a comandante, venivano chiaramente identificati due punti deboli:

- perdita di "visione d'insieme" della situazione, se sottoposto a stress;
- assenza di reazione, nonostante la consapevolezza di essere in presenza di una situazione anormale.

L'ulteriore accertamento sostenuto e non superato nel 1995 evidenziava i seguenti punti di debolezza:

- insufficiente abilità a lavorare sotto pressione in situazioni complesse (es. irregolarità, malfunzionamenti);
- lentezza ad adeguarsi a situazioni nuove;

³ Successivamente la compagnia di appartenenza è stata incorporata nell'attuale Swiss International Airlines ed il CMD ha continuato ad esercitare le proprie funzioni.

- scarsa abilità a prendere decisioni;
- difficoltà e lentezza ad acquisire flessibilità in situazioni inaspettate;
- difficoltà a valutare, a prendere decisioni ed a procedere coerentemente alle decisioni prese;
- scarsa sicurezza in se stesso.

2.1.1. Considerazioni

La JAR-OPS 1 e la JAR-FCL non prevedono specificatamente delle limitazioni relativamente al numero delle possibilità che si possono concedere ad un pilota per un *upgrade* a comandante. In realtà, ciò è normalmente disciplinato nelle procedure di compagnia riportate nei Manuali operativi.

Sulla base di quanto riportato nei precedenti paragrafi, si evince che il comandante era stato giudicato più volte nella sua carriera come non idoneo a rivestire tali funzioni. Gli enti aziendali preposti, nonostante fossero al corrente delle dubbie capacità del CMD, hanno consentito allo stesso, per ben quattro volte, di provare un *upgrade* a comandante.

Il Manuale operativo della compagnia riporta che il corso comando, di norma, può essere effettuato solo due volte. Possono essere fatte comunque delle eccezioni, da valutare caso per caso, in funzione del miglioramento delle prestazioni e capacità dimostrate dal pilota. La decisione finale è rimandata al responsabile delle operazioni di volo (Postholder Flight Operations).

2.2. ANALISI DOCUMENTAZIONE AEROMOBILE

L'aeromobile era certificato per il tipo di attività in cui era impiegato; i documenti di bordo erano in corso di validità.

L'aeromobile era stato sottoposto all'ultimo controllo periodico il 16.6.2003, senza che fossero riscontrate particolari anomalie.

Il peso ed il centraggio relativi al volo in argomento erano nei limiti.

Dai fatti accertati non sono emersi elementi tali da sollevare dubbi sullo stato di aeronavigabilità.

2.3. ANALISI EVENTO (ASPETTI TECNICI)

L'equipaggio ha impostato un atterraggio non stabilizzato, sia in termini di velocità che di configurazione del velivolo, con conseguente eccesso di energia e di velocità al momento del contatto con il suolo. Le procedure operative previste per l'avvicinamento a vista (SWISS OM-A, 8.4, 5.5.2 - Allegato C) dispongono che il velivolo, a 500 piedi AGL, debba essere stabilizzato.

Con flap a 35° e peso dell'aeromobile pari a 18.500 kg, la Vref prevista era di 111 nodi.

I parametri di volo registrati dal FDR in corrispondenza della misura del radioaltimetro pari a 512 piedi e IAS=194,2 nodi (riga celeste Allegato B) evidenziano una condizione di volo evidentemente non stabilizzata; il contatto con il suolo è avvenuto infatti (riga gialla Allegato B) in corrispondenza di IAS=135,8 nodi, valore di gran lunga eccedente quello previsto dalla procedura operativa (Vref = 111 nodi). Il fermo immagine n. 6 di seguito riportato si riferisce alle condizioni di 500 piedi AGL.



Fermo immagine n. 6: configurazione a 500 piedi AGL.

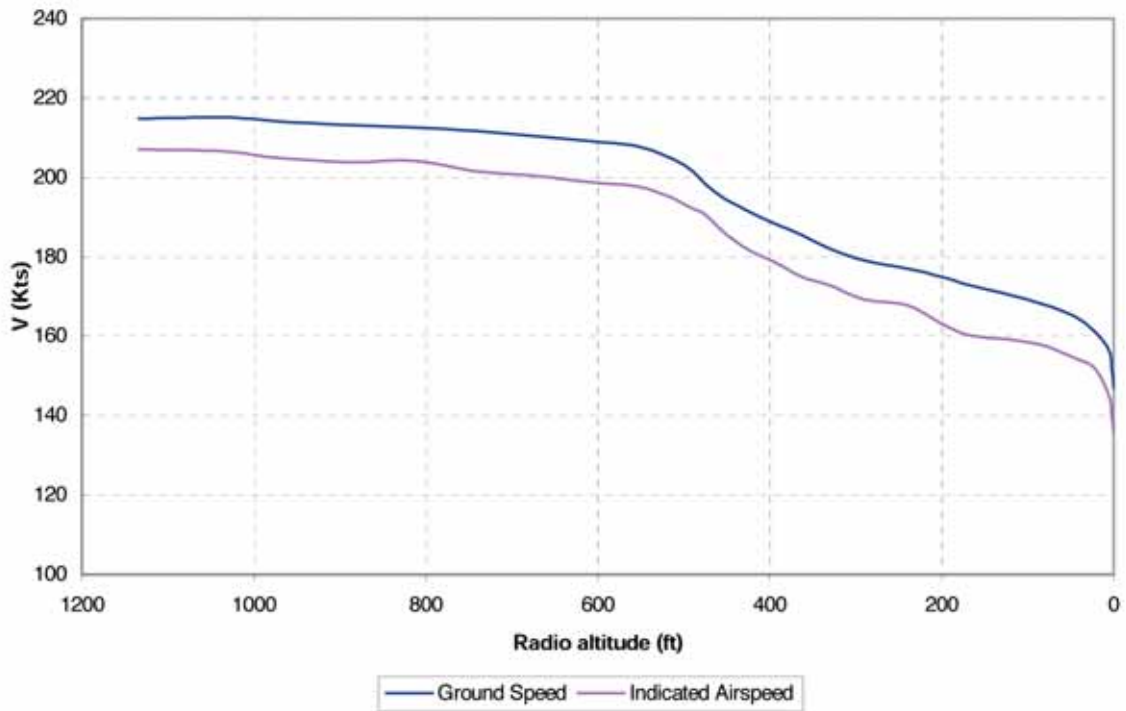


Grafico n. 3: dati FDR – *ground speed* e IAS.

E', poi, da rilevare che l'estensione dei flap è iniziata tardivamente, a circa 500 piedi dal suolo (riga rosa Allegato B, grafico n. 4, fermi immagine n. 6 e 7).



Fermo immagine n. 7: inizio dell'azionamento dei flap.

Il F/O, per cercare di compensare la diminuzione troppo lenta della velocità verticale (grafico n. 5), ha richiesto l'estensione dei flap a 35° a soli 200 piedi dal suolo; l'effettiva deflessione a 35° si è concretizzata in corrispondenza della lettura del radioaltimetro pari a 12 piedi, cioè appena 5 secondi prima del contatto con il suolo (riga grigia Allegato B, grafico n. 4). Le ricostruzioni animate in 3D riportate in Allegato D e il fermo immagine n. 8 evidenziano in dettaglio quanto appena descritto.

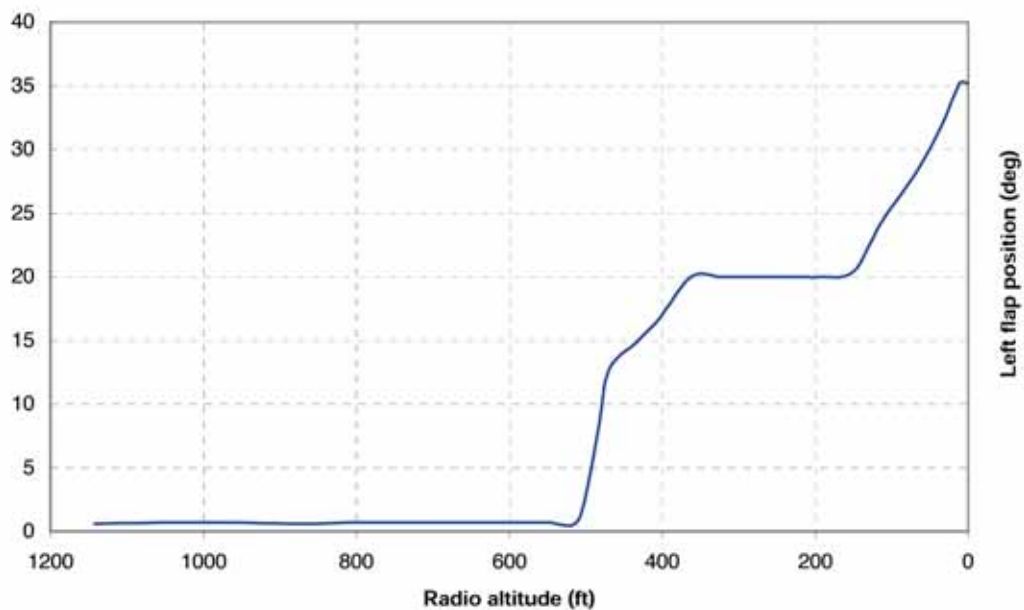


Grafico n. 4: dati FDR - posizione dei flap.

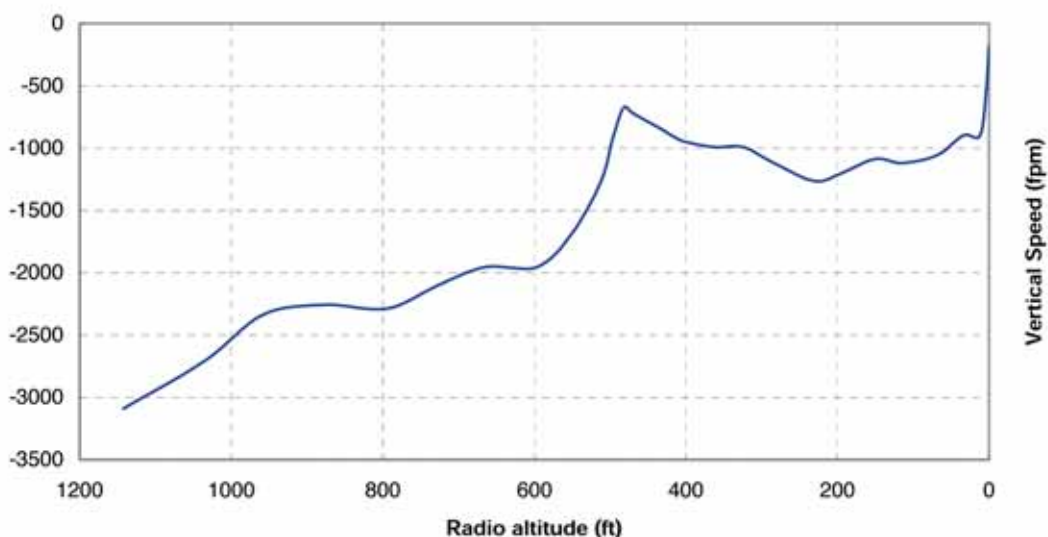


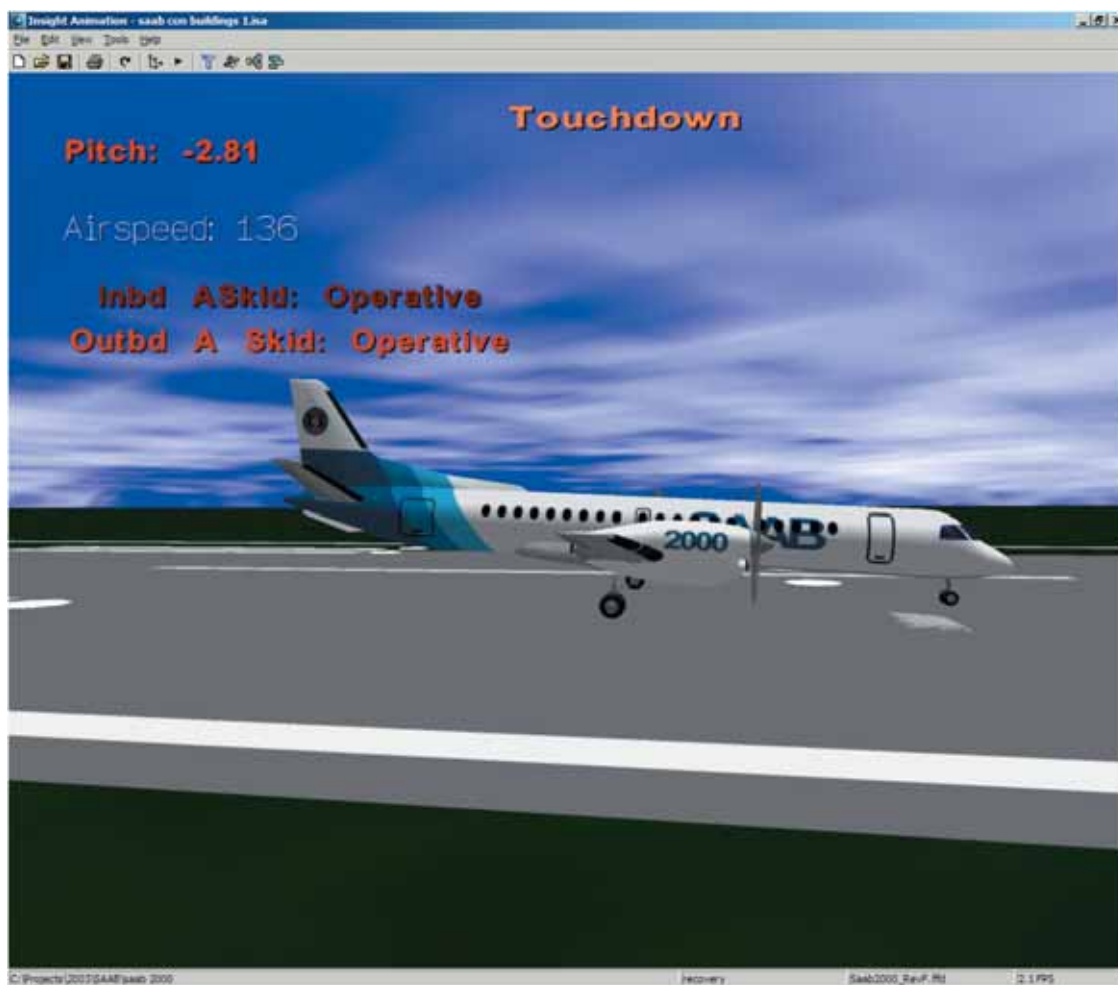
Grafico n. 5: dati FDR - velocità verticale di discesa.



Fermo immagine n. 8: selezione dei flap a 35°.

Le condizioni meteorologiche riportavano “calma di vento” sino a circa 2 minuti e mezzo prima del *touchdown*, condizione mutata in vento 010°/7 nodi (dati comunicati dalla Torre di controllo di Olbia) solo a 50 secondi dal *touchdown*. Il CMD, nella dichiarazione resa nell’immediatezza dell’evento, ha asserito di aver posizionato i flap a 35° a causa del vento in coda; successivamente, in sede di intervista, ha ulteriormente specificato di aver avuto l’impressione che durante l’atterraggio l’intensità del vento in coda fosse maggiore rispetto a quella comunicata dalla stessa Torre.

Il F/O e il CMD hanno dichiarato, in sede di intervista, di avere avuto la sensazione di un atterraggio “dolce”, avvenuto sulle ruote del carrello principale, anche se molto prossimo ad un contatto “su tre punti”. In realtà, il contatto con la pista si è verificato con il ruotino anteriore, avendo il velivolo, all’istante del *touchdown* (riga gialla Allegato B, fermo immagine n. 9) un assetto a picchiare di -2,8° (grafico n. 1). Si è dimostrato (vd. par. 1.16.3.1.) che, assegnata la geometria del carrello, per valori dell’angolo di beccheggio negativi superiori a -2,5° le ruote del carrello principale non toccano terra; è stato, altresì, dimostrato che il valore di -2,64° dell’angolo di rollio, assunto dall’aeromobile nell’immediatezza del contatto a terra, ha contribuito all’esistenza di un non trascurabile dislivello tra le ruote destre e sinistre del carrello principale.



Fermo immagine n. 9: condizioni al *touchdown*.

Il brusco azionamento dell'equilibratore, avvenuto 6 secondi dopo il contatto con il suolo, è dipeso, con tutta probabilità, dal fatto che l'equipaggio, ritenendo di aver eseguito un normale atterraggio sulle ruote del carrello principale, ha voluto incrementare la portanza sulla coda e, con essa, l'assetto a picchiare, per favorire il contatto del ruotino e migliorare la controllabilità al suolo. La deflessione dell'equilibratore ha avuto, invece, l'effetto di mantenere le ruote del carrello principale sollevate da terra.

La ricostruzione secondo la quale il velivolo avrebbe effettuato il *touchdown* con il solo ruotino è ulteriormente confortata dalla dichiarazione di un testimone oculare. L'osservatore, copilota di un jet privato, si trovava in prossimità della pista, in posizione di parcheggio 18. Egli ha dichiarato che il SAAB 2000 era apparso molto veloce in atterraggio, che il *touchdown* era avvenuto solo con il ruotino anteriore e che le ruote principali erano rimaste in aria a lungo, prima di toccare anch'esse la superficie della pista.

A causa del contatto con il suolo del solo ruotino anteriore con la pista, il sistema WOW non si

è attivato, poiché non ha percepito alcun carico sulle ruote principali ed i *microswitch* sulle gambe di forza del carrello non si sono attivati, come risulta dai dati estratti dal FDR (grafico n. 4).

La concomitanza dell'assenza di segnale WOW e dell'attivazione dei freni, ordinata dal CMD, ha provocato:

- il mancato inserimento dell'*anti-skid* e del sistema *Ground Beta* d'inversione della spinta, con conseguente decelerazione insufficiente;
- il blocco delle quattro ruote del carrello principale.

Il segnale WOW si è reso disponibile soltanto in corrispondenza di $V_{\text{ground}}=66$ nodi, quando il bilancio peso-portanza (con flap a 35°) è stato tale, a *touchdown* già avvenuto, da far percepire carico sulle ruote ed attivare i microinterruttori posti sulle gambe di forza del carrello principale. In sintesi, a partire da 3 secondi dopo il posizionamento delle leve (manette) della potenza al di sotto di *flight idle*, la *touchdown protection* era inibita e quindi era disponibile pressione idraulica ai freni; la tardiva impostazione dei flap ha comportato una continua variazione dei parametri di volo, specialmente dell'angolo di attacco e dell'angolo di beccheggio, difficili da controllare, anche con l'ausilio del PAPI, di cui l'equipaggio si è avvalso per cercare di atterrare in maniera il più possibile stabilizzata, come risulta dalle dichiarazioni rese; in proposito, i piloti hanno dichiarato di non aver considerato l'eventualità di una riattaccata, specialmente dopo aver cercato di stabilizzare l'aeromobile sulla base delle indicazioni visive del PAPI.

Il velivolo ha preso contatto con il suolo con il ruotino anteriore e l'improprio assetto picchiato è stato accentuato dalla brusca deflessione imposta all'equilibratore; solo successivamente le quattro ruote principali hanno preso contatto con la pista. Ciò è avvenuto in una condizione di *touchdown protection* inibita (con conseguente pressione idraulica disponibile ai freni), in assenza di segnale WOW, con *anti-skid* disattivato e freni applicati da parte dei piloti. In siffatte condizioni, pertanto, le ruote del carrello principale si sono bloccate. Con tali premesse, inoltre, il sistema di inversione della spinta non si è attivato e né il CMD né il F/O hanno premuto il pulsante BETA OVRD, che avrebbe consentito l'inserimento del sistema di inversione della spinta. I sistemi di bordo hanno, pertanto, funzionato correttamente, secondo le specifiche di progetto, come confermato sia dall'assenza di avvisi durante l'intera fase di atterraggio (dichiarata dall'equipaggio e confermata dall'ascolto dei suoni e rumori in cabina di pilotaggio ricavati dal CVR), sia dalle verifiche tecniche eseguite sul velivolo dopo l'evento.

Le evidenze presenti sui residui dei pneumatici e le tracce sulla pista confermano la ricostruzione proposta.

I danneggiamenti presenti sui residui dei pneumatici (foto n. 9), in particolare la presenza di zone ovalizzate abrasi, riconducono al fenomeno della "marcia a piatto" (*dry braking flats - roll*

flats) su superficie asciutta.

La figura n. 1 illustra il protocollo usato, sia in ambito civile che militare, per l'investigazione del fenomeno della marcia a piatto sui pneumatici aeronautici; la linea rossa evidenzia il tracciato dell'investigazione seguita dal SAAB 2000, che ha condotto, ad ulteriore conferma di quanto emerso dall'analisi dei registratori di volo, alla conclusione che il velivolo ha subito un'azione frenante lunga, senza *anti-skid*.

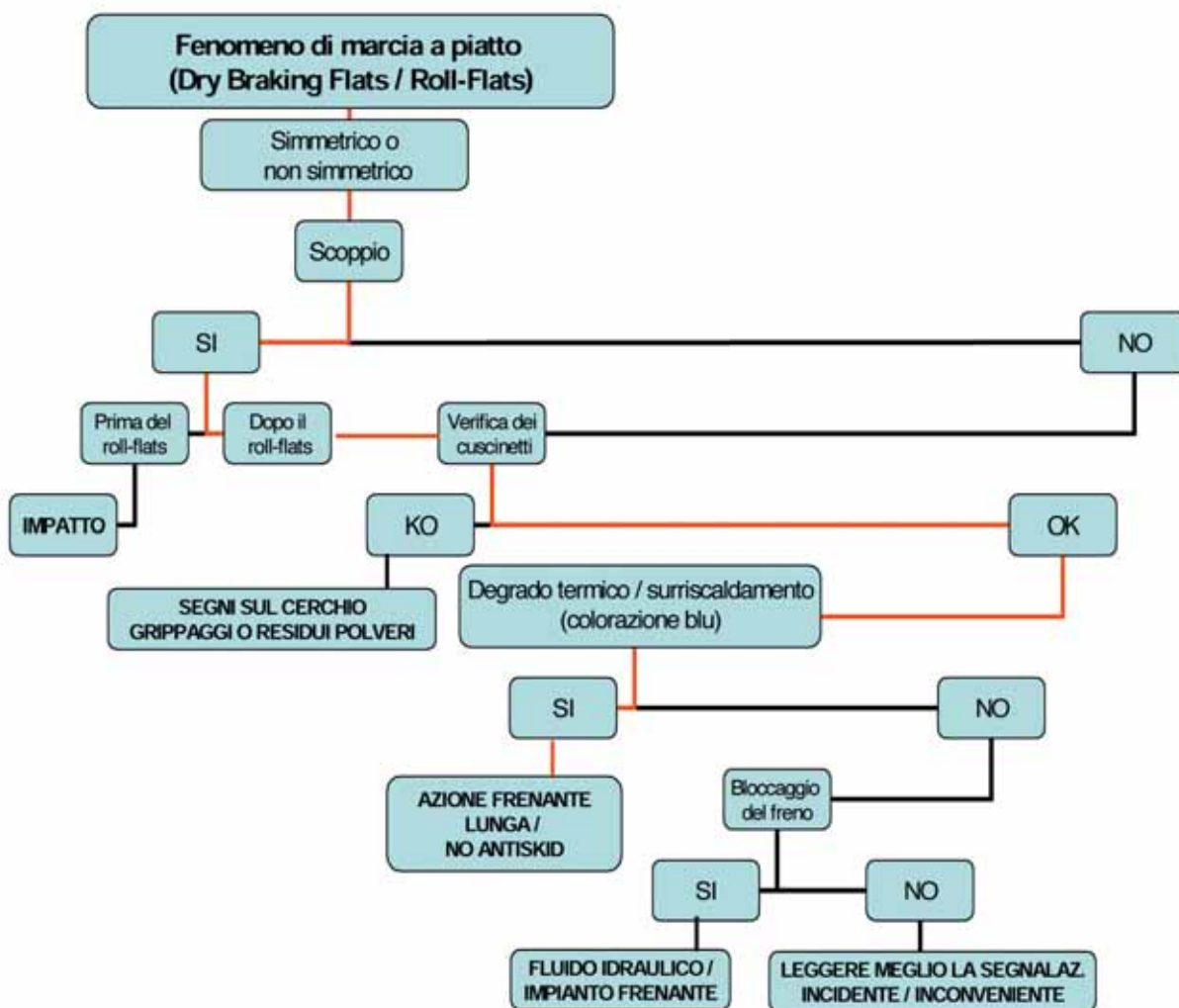


Figura n.1: protocollo investigativo della marcia a piatto per pneumatici aeronautici.

Quando i pneumatici del carrello principale, privi di rotazione, hanno preso contatto con la superficie della pista, si sono rapidamente riscaldati e consumati nella parte in contatto, fino a scoppiare. La colorazione bluastra assunta dai residui dei pneumatici (foto n. 9) è il tipico indice di degrado termico e di forte surriscaldamento. Tutti i pneumatici mostrano la stessa tipologia di danneggiamento, con formazione di un'area ovale e di un foro centrale (foto n. 9), a conferma che le ruote, completamente bloccate, hanno toccato la pista con un carico esiguo, quando gran parte dell'energia d'impatto era già stata assorbita dal ruotino anteriore e la residua portanza aerodinamica era in graduale diminuzione; il fenomeno di ovalizzazione presente sulle ruote evidenzia chiaramente che i pneumatici si sono dapprima sgonfiati, poi "macinati" fino a scoppiare. Dal momento che gli stessi segmenti di pneumatici sono interessati dalle medesime deformazioni/abrasioni, si può concludere che tutte le ruote del carrello principale non sono mai state sottoposte a rotazione, dal contatto con la pista fino al completo arresto.

Per quanto riguarda le tracce al suolo, la presenza di segni neri regolari è indice di strisciamenti dei pneumatici su pista asciutta, mentre i segni neri irregolari sono indice di pneumatici esplosi o sgonfi, laddove il ritrovamento di residui o "pozze" lungo la strisciata irregolare segnala il punto di scoppio del pneumatico stesso.

Nel caso di specie, le tracce, inizialmente parallele, iniziano a presentare irregolarità laddove il CMD ha cercato di deviare la traiettoria del velivolo, all'avvicinarsi della fine pista per cercare di immettersi nel raccordo di uscita; è altamente verosimile, perciò, che proprio nell'ultimo tratto di pista si sia verificato lo scoppio ed il macinamento dei pneumatici (confermato dai residui di gomma e di cerchioni ritrovati nell'ultimo tratto di pista, foto n. 11, 12).

Ulteriore conferma di tale ricostruzione proviene dall'evidenza dello stato dei fusibili delle ruote, trovati intatti dopo l'evento, ad indicare che lo sgonfiaggio e la successiva esplosione dei pneumatici non sono da attribuire ad un abnorme aumento della temperatura del sistema frenante, ma piuttosto al contatto delle ruote principali con la pista, in assenza di rotazione delle stesse.

I solchi, ripetitivi della stessa forma, ritrovati nell'ultimo tratto di pista e fino alla piazzola 06 (foto n. 13) sono, invece, da attribuire alle operazioni di traino dell'aeromobile, successive all'evento.

2.4. ASPETTI RELATIVI AL CREW RESOURCE MANAGEMENT (CRM)

In merito alla condotta mantenuta dall'equipaggio di volo, si osserva quanto segue.

- il CMD richiedeva il briefing per l'atterraggio per pista 24, non ricordandosi che era già stato fatto pochi minuti prima; il F/O ha comunque sottolineato questa circostanza.
- E' intercorsa una discussione tra il CMD e il F/O, in ordine al tempo residuo di volo e la conseguente necessità di informare i passeggeri dell'inizio dell'atterraggio. Mentre il F/O sosteneva che mancavano solo 5 minuti, il CMD era convinto che il tempo residuo fosse di 7-8 minuti. Alla fine, il CMD ha annunciato ai passeggeri che mancavano 6 minuti all'atterraggio, ma il calcolo finale del CMD (6 minuti) non si basava su considerazioni inerenti i parametri di volo, quanto piuttosto sembrava essere un calcolo "intermedio" e di massima, tra la sua valutazione e quella del F/O.
- Il CMD, per ben quattro volte (alle 09.01.46, 09.02.33, 09.02.51, 09.02.59) si è limitato a far presente al F/O che l'aeromobile era troppo veloce e troppo alto, senza, però, prendere decisioni esercitando il suo ruolo, ma lasciando la condotta dell'aeromobile alla totale iniziativa del F/O.
- Né il CMD né il F/O hanno effettuato il *read-back* a due chiamate della Torre di controllo di Olbia, avvenute in finale, per la conferma dell'autorizzazione all'atterraggio per pista 24.
- Il *final check*, chiamato dal CMD in corrispondenza di una lettura del radio altimetro pari a circa 450 piedi, non veniva poi correttamente completato, in quanto i piloti erano entrambi concentrati nel tentativo di gestire i parametri di volo, divenuti critici.
- L'esortazione del CMD al F/O, avvenuta circa 3-4 secondi prima del contatto al suolo, di "non fare andare giù" il velivolo, può essere interpretata come dimostrazione del fatto che egli è stato, tardivamente, consapevole dell'assetto troppo picchiato e dell'eccessiva velocità dell'aeromobile.

Da quanto sinora esposto emerge, nell'equipaggio, la criticità su tre aspetti fondamentali del CRM: la *situational awareness* (SA), la *decision making* e la *leadership*.

L'equipaggio di volo, in particolare il CMD, è stato oggetto di una forte riduzione della *situational awareness*, definita come la reale consapevolezza della situazione attuale, ovvero di ciò che è accaduto, di ciò che sta accadendo e di ciò che potrà accadere.

Nel caso in oggetto, appare evidente il degrado della SA nell'omesso *read-back*, da parte del CMD, alle chiamate della Torre di controllo, che per ben due volte richiedeva conferma all'atterraggio per pista 24 e nel mancato completamento del *final check*.

Il CMD, inoltre, non è stato in grado di attuare la sua azioni di *leadership*. In un corretto proces-

so decisionale, è il leader a prendere la decisione ed a comunicarla al team che deve, a sua volta, supportarla e rilevare eventuali scostamenti rispetto a quanto pianificato. Da quanto emerso, il CMD si è sempre limitato a “*far notare*” al F/O l’anomalia dei parametri di volo, evitando, però, interventi diretti e, quindi, la concretizzazione del suo ruolo di leader. In conseguenza di ciò, il F/O si è improvvisamente trovato caricato di responsabilità, senza peraltro esserne pienamente consapevole.

I componenti dell’equipaggio hanno svolto ruoli equivoci: in assenza di *decision making* da parte del CMD, il F/O ha assunto il completo controllo dell’aeromobile per il semplice fatto di essere, tra i due, l’individuo maggiormente reattivo. Si è avuta, pertanto, una “inversione di ruoli”, in cui il F/O ha sostituito il CMD, probabilmente senza volerlo e senza esserne pienamente consapevole. L’ambiguità dei ruoli creatasi tra i due membri dell’equipaggio è testimoniata dalla circostanza che né il F/O, né il CMD, una volta accortisi del mancato funzionamento del sistema d’inversione della spinta, hanno inserito il BETA OVRD (azionamento manuale del *Beta Range*), che avrebbe attivato l’inversione della spinta.

CAPITOLO III

CONCLUSIONI

3. CONCLUSIONI

3.1. EVIDENZE

L'aeromobile era efficiente ed era stato sottoposto ai previsti controlli periodici.

I documenti dell'aeromobile erano in corso di validità.

Negli ultimi 30 giorni l'aeromobile non aveva riportato avarie/malfunzionamenti sostanziali e/o tali da pregiudicarne l'aeronavigabilità.

Le strutture dei cerchioni del carrello principale venivano trovate gravemente danneggiate, con parti spezzate e forti deformazioni.

I resti dei pneumatici del carrello principale presentavano colorazione bluastra e, tutti nella medesima regione, ovalizzazione ed abrasioni piane con un foro centrale.

Sulla pista venivano rinvenute strisciate nere parallele per alcune centinaia di metri, che poi diventavano convergenti in prossimità dell'ultimo tratto di pista.

Negli ultimi 5-6 metri delle strisciate, in corrispondenza della traccia sinistra, era presente un solco scuro nella pavimentazione, profondo 1-2 cm e largo circa 15 cm.

L'ultimo tratto della pista era contaminato da residui di gomma dei pneumatici e da pezzi metallici dei cerchioni delle ruote del carrello principale.

Nell'ultimo tratto della pista erano presenti dei solchi, ripetitivi della stessa forma, non accompagnati da strisciate, che terminavano nella piazzola di sosta 06.

L'equipaggio era in possesso della licenza e delle abilitazioni prescritte dalla normativa in vigore per effettuare l'attività di volo di linea.

Il conseguimento della qualifica di comandante era avvenuto dopo ripetuti tentativi infruttuosi, nei quali diversi esaminatori ed istruttori di volo avevano attestato numerose carenze addestrative/comportamentali a carico del comandante del volo, in particolare nell'abilità di valutare e decidere in condizioni di stress, nonché nella capacità di coordinamento con gli altri membri dell'equipaggio. Nel 1998, infatti, dopo diversi tentativi, la compagnia di appartenenza gli ha concesso di transitare sul SAAB 2000 come copilota e di iniziare dopo qualche mese di nuovo l'addestramento finalizzato alla qualifica di comandante. Qualifica che ha ottenuto il 12 aprile 2000. Successivamente, la compagnia di appartenenza è stata incorporata nell'attuale Swiss International Airlines ed il CMD ha continuato ad esercitare le proprie funzioni.

Il CMD e il F/O erano stati chiamati per il volo LX 2620 dal servizio di riserva.

Durante l'atterraggio non ci sono stati avvisi/suoni particolari in cabina di pilotaggio riguardanti avarie ai sistemi di bordo.

Durante l'avvicinamento ci sono stati ripetuti avvisi da parte del GPWS, come "*sink rate*" e "*too low terrain*".

In finale, l'equipaggio non effettuava il *read-back* a due chiamate della Torre di controllo di Olbia, di conferma per l'atterraggio per pista 24.

Né il CMD, né il F/O, una volta accortisi dell'assenza di inversione della spinta, hanno azionato il BETA OVRD, che avrebbe attivato l'inversione della spinta.

Il CMD non ha ordinato una procedura di mancato avvicinamento, pur essendosi reso conto dell'eccessiva velocità ed altitudine del velivolo ed averlo fatto notare, per quattro volte, al F/O (Pilot Flying) durante la fase di avvicinamento.

Le condizioni meteorologiche erano inizialmente di calma di vento; a circa 50 secondi dal *touchdown*, la Torre di controllo di Olbia comunicava un dato di vento (in corto finale) di 010°/7 nodi (dati all'interno dei limiti operativi dell'aeromobile).

L'aeromobile ha effettuato un avvicinamento finale sensibilmente destabilizzato; in particolare, esso è stato configurato per l'atterraggio in ritardo, con una velocità superiore di oltre 20 nodi rispetto alla V_{ref} .

Il contatto con la pista è avvenuto prima con il ruotino anteriore e le ruote del carrello principale sono rimaste bloccate, dal contatto con la pista fino al completo arresto.

I sistemi di bordo hanno funzionato correttamente, secondo le specifiche di progetto, come confermato sia dall'assenza di avvisi durante l'intera fase di atterraggio, sia dalle verifiche tecniche eseguite sul velivolo dopo l'evento.

3.2. CAUSA

La causa dell'evento è da attribuire ad un'errata impostazione dell'avvicinamento caratterizzato da una eccessiva velocità (oltre 20 nodi superiore alla V_{ref}) e da un assetto molto picchiato. Ciò ha determinato il contatto del solo ruotino anteriore con la pista, la non attivazione del segnale WOW, la conseguente indisponibilità del sistema *anti-skid*, il bloccaggio delle ruote del carrello principale appena applicati i freni ed il mancato inserimento dell'inversione di spinta. L'aeromobile ha così terminato la sua corsa oltre il limite di fine pista.

Al verificarsi dell'evento hanno contribuito:

- lo scarso livello di CRM dell'equipaggio, caratterizzato sia dal degrado della *situational awareness* da parte di entrambi i piloti, sia dall'assenza di capacità di *leadership* e di processo decisionale (*decision making*) da parte del comandante;
- il non rispetto delle previste norme operative per gli avvicinamenti a vista (procedura SWISS OM-A, 8.4, 5.5.2).

CAPITOLO IV

RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA

4. RACCOMANDAZIONI

4.1. RACCOMANDAZIONE ANSV-30/165-3/1//I/06

Motivazione: le valutazioni psico-attitudinali effettuate, nel corso degli anni, sui piloti aspiranti a svolgere le funzioni di comandante hanno lo scopo di appurare la capacità del soggetto a rivestire un ruolo di comando. Il *trend* migliorativo/peggiorativo dei giudizi emessi sulla prestazione del soggetto deve costituire il principale riferimento per valutare la possibilità di promozione e lo svolgimento effettivo del ruolo. Nel caso in questione, durante l'intera carriera del comandante sono state constatate numerose carenze, mai superate, nell'ambito delle capacità di apprendimento e altre rilevanti criticità riguardanti complessivamente le sue prestazioni lavorative.

Destinatari: Ente nazionale per l'aviazione civile (ENAC).
Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) della Confederazione Svizzera.

Testo: si raccomanda di sensibilizzare le compagnie di navigazione aerea alla scrupolosa ed attenta valutazione dei giudizi precedentemente espressi di non idoneità in ordine alle capacità psico-attitudinali dei piloti candidati a rivestire il ruolo di comandante. In particolare, è auspicabile, specie nei casi in cui compagnie di navigazione aerea siano coinvolte in progetti di fusione societaria e operativa, che vengano prese in considerazione, quando disponibili, tutte le valutazioni professionali riguardanti i piloti interessati a rivestire il ruolo di comando.

4.2. RACCOMANDAZIONE ANSV-31/165-3/2/I/06

Motivazione: l'avvicinamento non stabilizzato costituisce una condizione di volo non idonea ad effettuare in sicurezza la successiva fase di atterraggio. Molte compagnie nei manuali operativi indicano una quota minima alla quale la stabilizzazione deve essere raggiunta.

Destinatari: Ente nazionale per l'aviazione civile (ENAC).
Ufficio federale dell'aviazione civile (UFAC) della Confederazione Svizzera.

Testo: si raccomanda di sensibilizzare le compagnie di navigazione aerea ad effettuare, in sede di addestramento periodico del personale navigante, un'idonea e costante informazione finalizzata al rispetto assoluto delle norme operative riguardanti la stabilizzazione nell'avvicinamento finale.

ELENCO ALLEGATI

- ALLEGATO A:** carta ICAO dell'aeroporto di Olbia.
- ALLEGATO B:** tabulato e grafici dati decodificati dal *Flight Data Recorder*.
- ALLEGATO C:** testo della SWISS OM A, 8.4, 5.5.2, relativa all'avvicinamento a vista.
- ALLEGATO D:** files “.avi” relativi alla ricostruzione animata del volo - parte finale (avvicinamento e atterraggio)

Gli allegati sopra elencati sono una copia conforme dei documenti originali in possesso dell'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo. Nei documenti riprodotti in allegato è stato salvaguardato l'anonimato delle persone coinvolte nell'evento, in ossequio alle disposizioni del decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66.

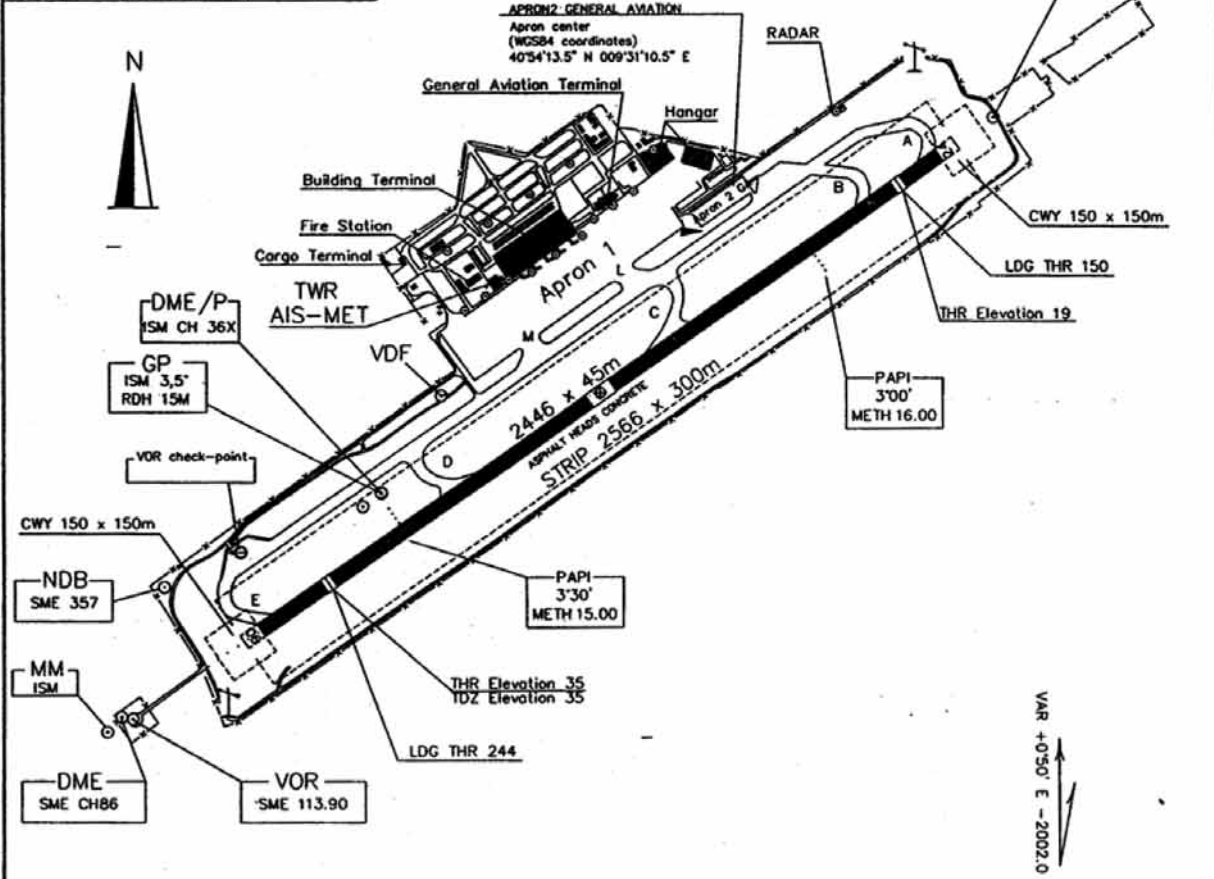
AIP Italia

AERODROME CHART ICAO

AGA 2-31.5

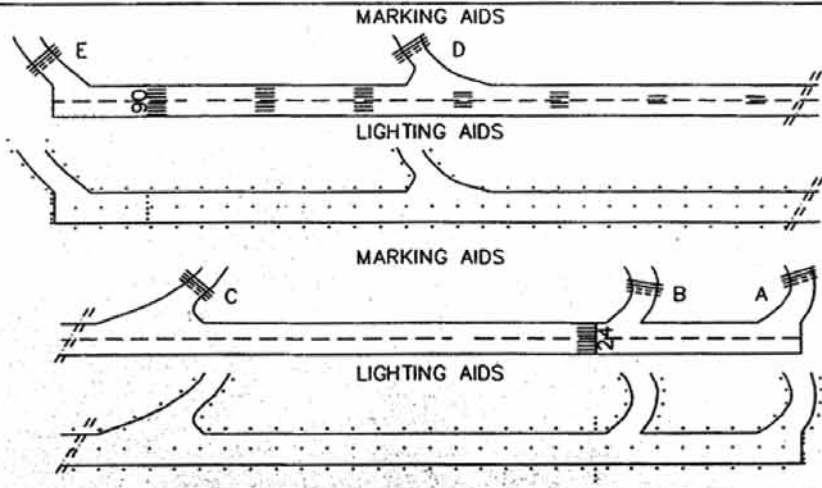
Bearings are magnetic Distances in metres Elevation in FT AMSL Coordinates ED50	TWR 125.95	AD ELEV 37	OLBIA / COSTA SMERALDA	
		APRON ELEV 38	L I E O	40°53'59" N 09°31'07" E

RWY	QFU	THR	bearing strength
06	055°	N 40°53'40.80" E 09°30'32.49"	PCN 60/F/C/W/T
24	235°	N 40°54'18.55" E 09°31'44.64"	



CHANGE: New GA apron

TXI IDENT	WIDTH	bearing strength
A	24	35000 Kg SIWL
B		
C		
D		
E		



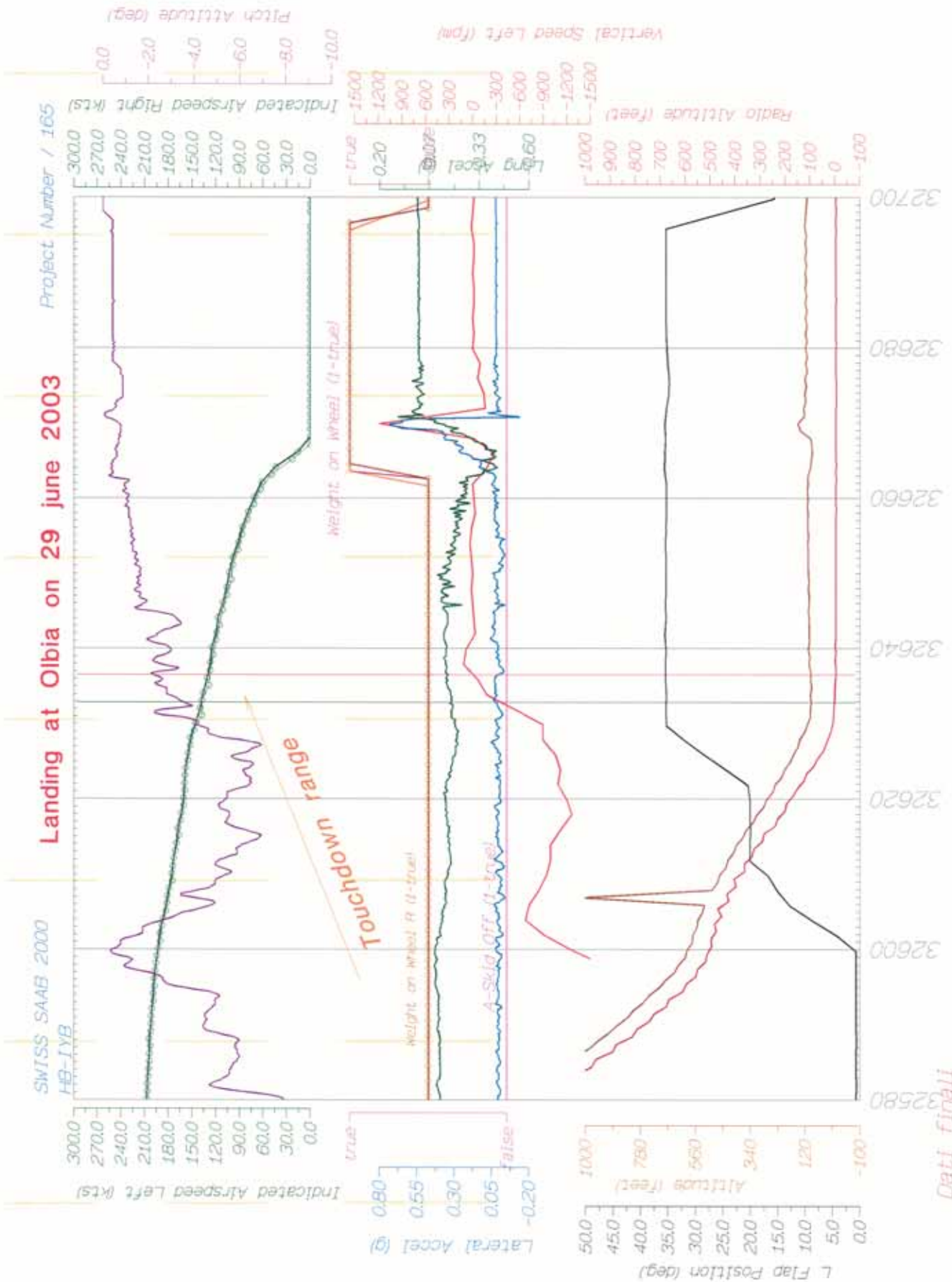
ENAV - Roma

Data provided by DCA Olbia

20 MAR 2003 (3/03)

A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T	U	V	W	X	Y	Z	
1	#	Landing at Olbia on 29 June 2003																								
2	#	SWISS SAAB 2000																								
3	#	SWISS SAAB 2000																								
4	#	Revision: August 20 2003 Created: October 28 2003																								
5	#	ANSV Laboratorio																								
6	#	Date Printed: November 02 2005																								
7	#	Landing at Olbia on 29 June 2003																								
8	#	SWISS SAAB 2000																								
9	#	SWISS SAAB 2000																								
10	#	Revision: August 20 2003 Created: October 28 2003																								
11	#	ANSV Laboratorio																								
12	#	Date Printed: November 02 2005																								
13	#																									
14	#																									
15	#																									
16	#																									
17	#																									
18	#																									
19	#																									
20	#																									
21	#																									
22	#																									
23	#																									
24	#																									
25	#																									
26	#																									
27	#																									
28	#																									
29	#																									
30	#																									
31	#																									
32	#																									
33	#																									
34	#																									
35	#																									
36	#																									
37	#																									
38	#																									
39	#																									
40	#																									
41	#																									
42	#																									
43	#																									
44	#																									
45	#																									
46	#																									
47	#																									
48	#																									
49	#																									
50	#																									
51	#																									
52	#																									
53	#																									
54	#																									
55	#																									
56	#																									
57	#																									
58	#																									
59	#																									
60	#																									
61	#																									
62	#																									
63	#																									
64	#																									
65	#																									

	A	B	C	D	E	F	G	H	I	J	K	L	M	N	O	P	Q	R	S	T	U	V	W	X	Y	Z	
468																									0,02	-0,01	
469																										0,02	-0,01
470																										0,02	-0,01
471	94111	2,25	118	0		-4	2,2	VERO	VERO		-16	FALSO	-0,9	-0,4	4,4	7,7	7,1	3,1	-5,1	-5,6	792	815	35,3	335	0,02	-0,01	
472																										0,01	-0,01
473																										0,02	-0,01
474																										0,02	-0,01
475	94112	0,25	113		0	-4	0,2	VERO	VERO	VERO			-0,9	-0,4	1,5	16	11,5	4,9	-1,8	-10,5	800	936		334	0,02	-0,01	
476																										0,02	-0,01
477																										0,02	-0,01
478	94113	2,25	120	0		-6	2,2	VERO	VERO		16		-0,9	-0,4	2,5	16,1	4,4	15,9	-5	-2,2	780	929	35,3	335	0,02	-0,01	
480																										0,02	-0,01
481																										0,02	0
482																										0,02	-0,01
483	94114	0,25	118		0	-4	0,2	VERO	VERO	VERO			-0,9	-0,4	2,1	16,2	3,5	15,9	-2,1	-2	767	885		334	0,02	-0,01	
484																										0,02	-0,01
485																										0,02	-0,01
486																										0,01	-0,01
487	94115																									0,02	-0,01
488	94116	0			0	-6	0	FALSO	FALSO	FALSO			0	0	0	16,1	0	17,1	38	38	0	0		360	0,02	0	
489																										0,02	0
490																										0,02	0
491																										0,02	0
492	94117	1,75	111	0		-4	1,8	FALSO	FALSO		-16		0	0	0	16,1	0	17,1	38	38	0	0	15,6	360	0,02	0	
493																										0,02	0
494																										0,02	0
495																										0,02	0
496	94118																									0,02	0



ANSV Laboratorio

Time Combined (secs)

Dati finali
 Created: February 27, 2006

Excerpts from the SWISS Operation Manual (OM-A) and the SWISS SAAB Procedure Manual (OM-B, Vol. 1)

Visual Approaches:

The SWISS OM-A, 8.4, 5.5.2 requires an aircraft to be stabilised on the approach at 500 ft AGL latest:

5.5.2 Aeroplane stabilisation on approach

The approach is considered to be stabilised when the aeroplane is tracking on the approach path with the required configuration, attitude, rate of descent, speed, corresponding power and trim.

It is recommended to compensate strong wind/ gusts on approach by speed increments given in the OM B. To detect windshear and magnitude of winds aloft, all available aeroplane equipment, such as FMS, INS, etc. shall be used.

For the effects of wake turbulence, refer to OM A 8.3 § 10.

Stabilisation during any straight-in approach shall be achieved at the latest when passing 1,000 ft AAE.

A later stabilisation in speed is only acceptable if higher than normal approach speeds are required by ATC procedures. Stabilisation shall however, be achieved not later than 500 ft AAE.

For visual approaches and approaches, where the visual references according to § 7.2.1 are visible and identifiable already above 1,000 ft AAE until touchdown, stabilisation shall be achieved not later than 500 ft AAE. However, it is recommended that the aeroplane is stabilised when passing 1,000 ft AAE.

OM-A, 8.4, 5.8 “Visual approach” refers to OM 8.3 para. 1:

5.8 Visual approach

Refer to OM A 8.3 § 1.

OM-A, 8.3, 1 contains the “IFR / VFR Policy”. This section does not contain specific information about visual approaches per se.

1 IFR / VFR Policy

1.1 General

All flights shall be operated making full use of air traffic control services or advisory services.

All flights shall be conducted in accordance with the instrument flight rule except in the specific cases stated in § 1.3.

1.2 VMC policy

Definition

For the definition of VMC refer to OM A 8.1 § 5.

Policy

When the conditions above prevail particular attention shall be devoted to the following:

- “Look-out” is urgently required for collision avoidance in spite of improved aeroplane operation technologies and more sophisticated ground devices. Thus, whenever weather conditions allow, it is the duty of the crew to keep a sharp look out. The CMD shall assign flight crew member(s) (FCM) to this duty, and to ensure that all other duties, such as strict adherence to ATC clearance and other operational procedures, are still properly performed.
- Whenever possible, flight crews shall attempt to minimise head-down work such as writing or chart reading, FMS programming when and where look-out is required.
- Early and intensive use of the autopilot is recommended in order to facilitate look-out.
- Irrespective of the type of clearance received from ATC, it is still the responsibility of the CMD to avoid collision with other aeroplane. Thus, during VMC, a look-out for conflicting traffic is an absolute necessity.
- Traffic information given by ATC is of great value and it must always be requested. It must, however, always be kept in mind that ATC information includes known traffic only and may therefore be incomplete.
- If unidentified traffic is reported which cannot be seen in due time and a collision risk is suspected, request immediate avoiding measures.
- In order to protect the eyes from the sun, only the use of sunglasses/visors is permitted.
- Use of objects restricting the look-out is prohibited during flight, except screens for training and check flights.

- To permit an immediate avoidance of conflicting traffic speed shall not exceed 250 kt IAS or minimum clean speed below FL 100. Diversion from this rule is only permitted in case of specific speed assignment by the ATC.

1.3 VFR flights

There may be routes, or portions thereof, that do not allow IFR-flights due to missing navigation facilities and/or traffic control services. Operation is then subject to the procedures below.

1.3.1 Pure VFR flights

The Postholder Flight Operations may - with the approval of the competent authority - specify exceptions from the general policy to operate under IFR permitting pure VFR flights on some very short routes or when operating non revenue flights or local sight-seeing flights. To perform VFR flights, the CMD shall follow SWISS VFR flight approval process. He shall therefore contact the Fleet Chief in due time before the planned flights takes place.

VFR flights shall not be commenced unless current meteorological reports or a combination of current reports and forecasts indicate that the conditions along the route or along that part of the route to be flown under VFR are, and will continue to be such as to make it possible for the flight to be conducted in accordance with VFR.

1.3.2 VFR portion of an IFR flight

a) VFR take-off with an IFR clearance for the en-route portion of the Flight

No aeroplane shall take-off from a VFR aerodrome unless full VMC or national VFR-minima can be maintained, until the IFR clearance becomes effective.

b) Flights which are planned to terminate at a VFR aerodrome

No aeroplane shall cancel IFR unless observed and reported meteorological conditions permit the maintenance of full VMC from that point where IFR is cancelled until landing.

c) IFR flight under temporary VMC clearance

A VMC portion of an IFR flight, such as a visual approach, is permitted at the discretion of the CMD if required by circumstances. The following restrictions apply:

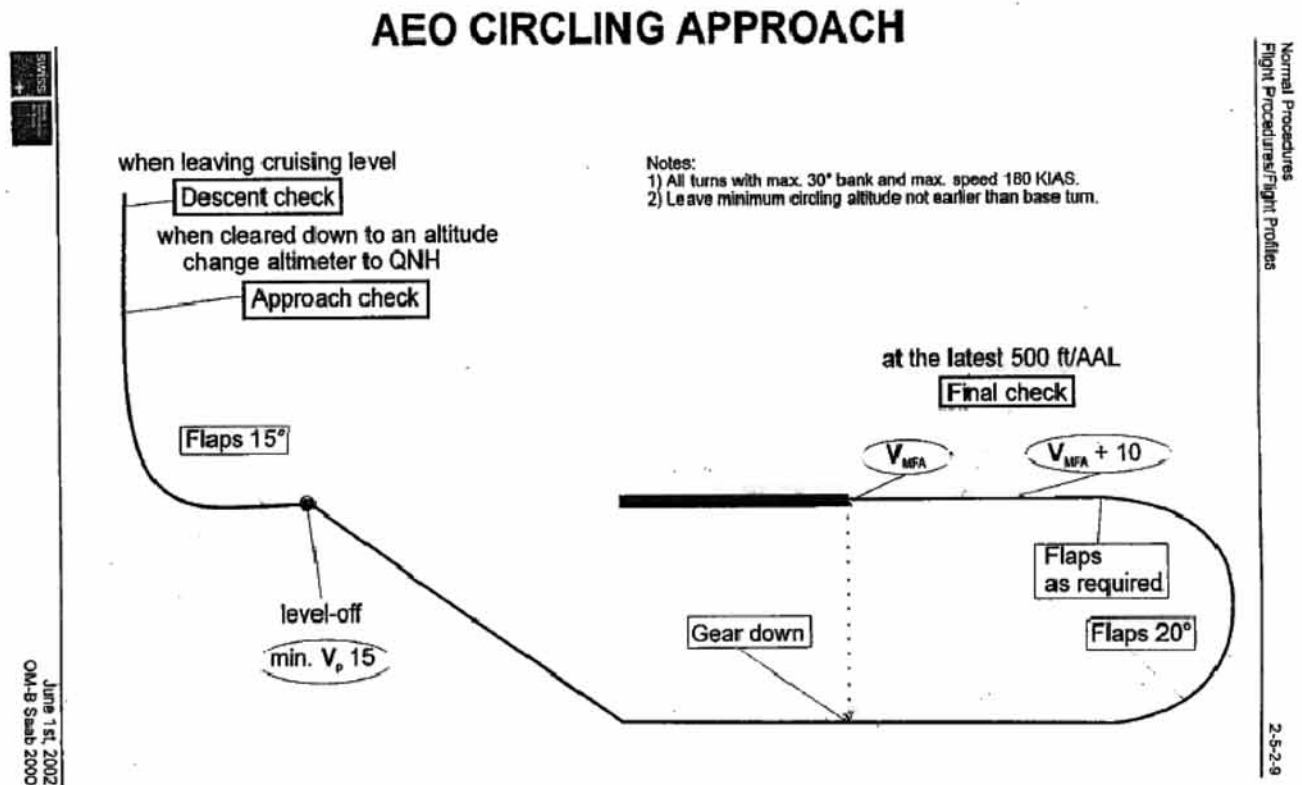
- The aerodrome/landing runway can continuously be kept in sight or the aeroplane's position can be identified by known geographical reference points;
- Terrain clearance must be guaranteed by visual reference at all times.
- Traffic separation can be maintained by the flight crew.
- Appropriate ATC clearance has been received.

d) VMC clearance to maintain own separation in climb or descent

VMC clearance may only be requested or accepted if all of the following conditions are met:

- Weather conditions for the entire intended flight path are at least equal to company VMC minima;
- without VMC clearance, fuel penalty or delay would result;
- VMC operation is temporary only, i.e. for a short phase of climb or descent;
- restrictive traffic can be analysed correctly (knowledge of position, altitude, direction etc.);
- the flight is able to establish its exact position;
- a flight level/altitude must be assigned.

All the Flight Profiles call for a Final Check at the latest 500 ft AGL. As an example the SAAB "All Engine Operating Circling (AEO) Approach" out of the OM-B, Vol.1, 2-5-2-9 is included:



According SWISS procedures it is permissible to fly a visual approach with the autopilot disengaged. This is found in the OM-A, 8.4, 2.7 as well as in the SAAB OM-B, Vol.1, 2-5-1-1.

2.7 Use of autopilot

Notwithstanding the above flight without autopilot is permitted in VMC and IMC provided that:

- The PF keeps his attention constantly on the primary flight instruments and natural horizon if available. Whenever the PF has to divert his attention to other equipment the autopilot shall be engaged within its technical limitations.

With the autopilot engaged the following applies:

- The PF shall constantly monitor the autopilot mode and performance as well as the primary flight instruments. Whenever he has to divert his attention a verbal handover of controls to the other pilot shall be performed.

Flight Director/Autopilot

Maximum use of FD/AP is recommended. The FD is an integrated part of the AP, therefore the FD should be displayed on both sides when AP is engaged.

The AP must be off during takeoff, may be engaged after takeoff and must be disengaged before landing and when initiating a go-around.

Check PFD for correct modes prior engaging the AP.

The basic modes for AP/FD are HDG/VS.

Files “.avi” relativi alla ricostruzione animata del volo - parte finale (avvicinamento e atterraggio)

Vedere CD