



R A P P O R T F I N A L

concernant l'accident de l'avion SF 340 HB-AHF

survenu le 7 avril 1986

sur l'aérodrome de Bâle-Mulhouse/France

établi par

MINISTERE DES TRANSPORTS

INSPECTION GENERALE DE L'AVIATION CIVILE

ET DE LA METEOROLOGIE

BUREAU ENQUÊTES-ACCIDENTS

PARIS/FRANCE

ZUSAMMENFASSUNG

Die Besatzung bricht den Start ab, nachdem sie Unregelmäßigkeiten beim rechten Triebwerk festgestellt hat. Nach der Leistungsreduktion überdreht dieses Triebwerk und explodiert. Mehrere Teile durchschlagen die Motorverschalung und beschädigen verschiedene Teile der Flugzeugzelle. Das Flugzeug kommt ohne weitere Schäden auf der Piste zum Stillstand; die Passagiere können das Flugzeug verlassen.

WAHRSCHEINLICHE URSACHEN

Der Unfall ist unmittelbar auf ein Ueberdrehen des rechten Triebwerks zurückzuführen. Das Ueberdrehen war die Folge einer Fehlinformation, die durch den Ausfall der Steckverbindung zwischen dem Drehzoll/Drehmomentgeber und dem Uebertragungskabel verursacht wurde.

In das Kontrollsystem des Triebwerks wurde somit eine falsche Information eingegeben. Daraus resultierten abnormale Schwankungen des Drehmoments, was die Besatzung zum Startabbruch veranlasste. Das Zurücknehmen der Leistungshebel verringerte das Drehmoment des Propellers, führte aber zum Ueberdrehen des Triebwerks, da der Drehzahlbegrenzer wegen der falschen Information seine Aufgabe nicht mehr erfüllen konnte.

SOMMAIRE

-:-

SYNOPSIS

1) - RENSEIGNEMENTS DE BASE	page	1
1. 1) Déroulement du vol		1
1. 2) Tués et blessés		2
1. 3) Dommages à l'aéronef		3
1. 4) Autres dommages		3
1. 5) Renseignements sur le personnel		3
1. 6) Renseignements sur l'aéronef		6
1. 7) Conditions météorologiques		7
1. 8) Aides à la navigation		8
1. 9) Télécommunications		8
1.10) Renseignements sur l'aérodrome		8
1.11) Enregistreurs de bord		9
1.12) Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....		1 2
1.13) Renseignements médicaux et pathologiques		1 3
1.14) Incendie		1 3
1.15) Questions relatives à la survie des occupants		1 4
1.16) Essais et recherches		1 4
1.17) Témoignages de l'équipage		1 9
2) - ANALYSE		2 0
3) - CONCLUSIONS		2 3
3. 1) Faits établis par l'enquête		2 3
3. 2) Causes probables		2 4

ANNEXES

- A. 1) Transcription traduite en anglais de l'enregistreur de conversations et alarmes
- A. 2) Photographies
- A. 3) Schémas

S Y N O P S I S

L'aérodrome de Bâle-Mulhouse est situé en territoire français, aussi l'enquête a-t-elle été conduite par les autorités françaises.

Ont également largement participé aux investigations les Etats suivants :

- SUEDE (Etat constructeur)
- SUISSE (Etat de l'exploitant)
- ETATS UNIS (Etat de construction des groupes motopropulseurs)
- GRANDE BRETAGNE (Etat de construction des hélices).

*

* *

Date de l'accident

Lundi 7 avril 1986
à 12 h 46 (*)

Aéronef

Saab Fairchild 340
Immatriculé HB-AHF

Lieu de l'accident

Aérodrome de Bâle-Mulhouse
France - piste 16

Propriétaire et exploitant

Compagnie CROSSAIR AG
Postfach 630 - CH 6058 ZURICH

Nature du vol

Transport public.
Ligne régulière :
Bâle-Mulhouse/Bruxelles

Personnes à bord

- . Un commandant de bord
- . Un pilote en second
- . Un PNC (**) et 4 passagers

Résumé de l'accident

Accélération-arrêt au décollage après constatation par l'équipage d'anomalies de fonctionnement du moteur droit. Après réduction des gaz, ce moteur passe en surrégime et éclate. Plusieurs débris traversent les capots moteurs et endommagent diverses parties du fuselage. L'avion s'arrête sur la piste sans autre dégât et les passagers sont évacués.

Conséquences

	Personnes			Matériel	Chargement	Tiers
	Tués	Blessés	In- demnes			
Equipage	Aucun dommage corporel			Endommagé	Néant	Néant
Passagers	Aucun dommage corporel			Endommagé	Néant	Néant

(*) Les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel (UTC). Il convient d'y ajouter deux heures pour obtenir l'heure légale française alors en vigueur.

(**) PNC : Personnel Navigant Commercial.

1) RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1) Déroulement du vol

Le 7 avril 1986 vers 12 h 41, le Saab Fairchild 340 immatriculé HB-AHF de la compagnie Crossair commence à rouler vers la piste 16 de l'aérodrome de Bâle-Mulhouse pour effectuer le vol régulier LX 834 de Bâle-Mulhouse à Bruxelles. Il a, à son bord, deux pilotes, une hôtesse et quatre passagers.

L'avion a déjà effectué 4 vols sans incident le même jour avec un autre équipage qui en a informé les deux pilotes désignés pour le vol.

Après vérification des documents et inspection de l'avion, l'équipage a jugé à son tour l'état de l'avion satisfaisant et a procédé à l'embarquement, à la mise en route et à la vérification des deux turbopropulseurs General Electric CT7-5A2.

La masse au décollage prévue est de 22 000 livres pour un maximum autorisé de 27 275 livres. L'appareil transporte, outre les personnes, 2 400 livres de carburant et quelques bagages.

Les conditions météorologiques sont satisfaisantes pour le vol et aucune précipitation n'est enregistrée sur l'aérodrome.

Au point d'attente, l'équipage effectue les vérifications avant décollage, puis à 12 h 45 est autorisé à s'aligner et à décoller. A la mise en puissance, les paramètres moteurs sont normaux, les couples augmentent progressivement.

L'avion accélère jusque vers 40 kt lorsque le commandant de bord remarque par deux fois à 1 ou 2 secondes d'intervalle une brusque augmentation vers 120 % de la valeur du couple moteur droit (n° 2) avec retour quasi immédiat à des valeurs normales (qui sont de l'ordre de 105 % au maximum).

Dans le même temps, il remarque que l'avion a tendance à embarquer à gauche et contre ce mouvement au palonnier.

Il décide d'interrompre le décollage et conformément aux instructions du Manuel de Vol, passe les manettes de puissance sur la position ralenti so et freine l'avion. Quatre à cinq secondes plus tard, l'aiguille de l'indicateur de couple du moteur droit monte rapidement et l'équipage entend ce moteur s'emballer très violemment.

Le commandant de bord coupe sur le champ l'alimentation en carburant des deux moteurs et, simultanément, l'équipage entend une forte explosion. L'avion s'arrête sur la piste approximativement au même moment, après environ 250 mètres de course. Lorsque le copilote regarde le moteur droit par la fenêtre, il voit de la fumée s'en dégager. L'alarme feu moteur se déclenche et l'équipage percute une bouteille d'extincteur, signale le feu au contrôle et demande les secours.

Les passagers, l'hôtesse et le copilote sont évacués sur ordre du commandant de bord qui reste dans l'avion. Après deux autres minutes, une seconde bouteille d'extincteur est percutée sur le moteur dont l'alarme incendie s'était rallumée. Très peu de temps après, les secours arrivent sur les lieux et éteignent le restant d'incendie.

1.2) Tués et blessés

L'accident n'a entraîné aucun dommage corporel.

1.3) Dommages à l'aéronef

La turbine du moteur droit a éclaté, et consécutivement des morceaux ont été projetés hors du moteur sur le fuselage, y perçant plusieurs trous et rompant une canalisation hydraulique.

Le détail de ces dégâts apparaît au chapitre 1.12 et en Annexe.

1.4) Autres dommages

L'accident n'a occasionné aucun dommage aux tiers.

1.5) Renseignements sur le personnel

1.5.1) ~~Comman~~ **Commandant de bord**

Homme. 36 ans. Nationalité Suisse

Profession : pilote de ligne

Brevets et licences

Brevet PL suisse , licence renouvelée le
24 janvier 86 valide jusqu'au 8 février 87
Qualification de type SF 340 valide
Dernière visite médicale en janvier 86

Expérience aéronautique

Nombre total d'heures de vol	:	5 000 heures
Heures de vol sur SF 340	:	800 heures
Au cours des 30 derniers jours	:	80 heures
Dans les 24 heures précédentes	:	5 heures

1.5.2) Pilote en second

Homme. 24 ans. Nationalité Suisse
Profession : pilote

Brevets et licences

Brevet commercial 1ère classe suisse
Licence renouvelée le 18 novembre 85,
valide jusqu'au 26 novembre 86
Qualification de type SF 340 copilote valide
Dernière visite médicale en octobre 85

Expérience aéronautique

Nombre total d'heures de vol : 950 heures
Heures de vol sur SF 340 : 450 heures
Au cours des 30 derniers jours : 80 heures
Dans les 24 heures précédentes : 3 heures

1.5.3) Personnel Navigant Commercial (PNC)

Femme. 24 ans. Nationalité Suisse
Licence d'hôtesse (Suisse) valide.

1.6) Renseignements sur l'aéronef

Propriétaire et exploitant :

Compagnie CROSSAIR AG : Postfach 630 - CH 8058 ZURICH

1.6.1) Planeur

Constructeur : Saab Fairchild
Type : SF 340
Numéro de série : 340 A 026
Certificat d'immatriculation : n° 7309/B/2 du 24 juin 85
Certificat de navigabilité : n° 7309/A/1 du 24 juin 85
Catégorie : TPP1
Heures de vol totales : 1 748 heures

1.6.2) Groupes motopropulseurs

Constructeur : General Electric
Type : CT7-5A2 (Turbopropulseur)

Droit : Numéro de série E 367131 B
2 170 heures - 2 219 cycles

Gauche : Numéro de série E 367127 B
1 363 heures - 1 442 cycles

A la date de l'accident, la turbine de travail du moteur droit totalisait 1 735 heures de fonctionnement et 1 802 cycles.

1.6.3) Equipements de bord

L'appareil comportait les équipements nécessaires au vol entrepris

Son certificat d'exploitation radio portait le n° 180 141 269.01
du 24 juillet 85

Sa licence de station d'aéronef était valide

Il était autorisé d'emploi TPP1, vol IFR en conditions givrantes.

1.6.4) Devis de masse et centrage

L'avion était à l'intérieur des limites approuvées de masse et de centrage au moment de l'accident.

1.6.5) Entretien

L'appareil était entretenu par la compagnie Crossair conformément aux programmes d'entretien approuvés par l'OFAC (Office Fédéral de l'Aviation Civile Suisse).

1.7) Conditions météorologiques

Elles n'ont joué aucun rôle dans l'accident. Les conditions à Bâle-Mulhouse étaient au moment de l'accident :

Vent 320°/02 kt - Visibilité 5 km - 3/8 Sc à 1500 m 6/8 Ac à 3000 m
Température +10°C QFE 976 hPa

1.8) Aides à la navigation

Les aides à la navigation ne sont pas impliquées dans l'accident.

1.9) Télécommunications

Les échanges radiophoniques n'ont joué aucun rôle dans l'accident.

1.10) Renseignements sur l'aérodrome

L'avion a effectué une accélération-arrêt sur environ 250 m depuis le seuil de la piste 16 qui mesure 3 900 m.

L'aérodrome est équipé d'un service de sécurité incendie de catégorie 8 (*).

(*) Selon l'Annexe 14 de l'OACI, les aérodromes sont équipés en catégorie variant de 1 (la plus petite) à 9 (la plus importante).

1.11) Enregistreurs de bord

1.11.1) Enregistreur de conversations et d'alarmes (CVR) (*)

L'avion est équipé d'un CVR de marque Fairchild modèle A 100 A.

Le CVR a été dépouillé et entendu au Bureau Enquêtes-Accidents. Il a parfaitement fonctionné. Le début de l'enregistrement se situe avant la mise en route des moteurs pour le vol de l'accident. Sont ensuite enregistrés la mise en route, le roulage et l'accélération-arrêt. L'enregistrement continue quelques minutes après l'accident alors que l'aéronef est immobilisé sur la piste.

La transcription des conversations (en allemand) et leur traduction en anglais ont été réalisées par le Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation suisse. Une copie de cette traduction se trouve en Annexe A.1. L'analyse spectrale de la bande a été effectuée sur la portion de vol allant de la mise en puissance au décollage jusqu'à l'arrêt des moteurs. Les résultats sont détaillés au chapitre 1.16 "Essais et recherches".

* *
*

L'enregistrement fait apparaître une situation normale jusqu'au moment de l'accélération de l'avion pour le décollage. Les procédures semblent bien respectées par l'équipage, et aucune anomalie de fonctionnement n'est à signaler jusqu'alors.

(*) CVR : Cockpit Voice Recorder

Au décollage, le bruit de mise en puissance des moteurs monte progressivement, semble se stabiliser quelques instants, puis augmente brusquement très fortement et disparaît. Après cet évènement, l'équipage signale au contrôle qu'il a annulé le décollage, lui demande le secours incendie et prévient qu'il ne peut pas dégager la piste. L'ordre d'évacuer les passagers est également audible, ainsi que le bruit de percussion de chacune des bouteilles d'extincteur des moteurs et l'arrivée des secours. En fin d'enregistrement, les pilotes font divers commentaires sur l'accident. Ces derniers éléments sont repris avec les déclarations de l'équipage au chapitre 1.17 "Témoignages de l'équipage".

1.11.2) Enregistreur de paramètres (DFDR)(*)

L'enregistreur équipant l'appareil est de marque Sundstrand modèle UFDR. Il a été dépouillé en France au Centre d'Essais en Vol de Brétigny. Il a parfaitement fonctionné. Les résultats de l'exploitation sont fournis sur le graphe ci-après. L'étude comparée des résultats de l'analyse spectrale et du DFDR figure au chapitre 1.16 "Essais et recherches" première section.

Il faut noter que les paramètres N_p et couples sont prélevés toutes les 4 secondes uniquement, tandis que les autres paramètres le sont 1 fois par seconde. De plus, l'instant de prélèvement dans la seconde diffère suivant les paramètres.

(*) DFDR : Digital Flight Data Recorder

Ces deux faits amènent des restrictions quant à la précision de l'information dont il faut tenir compte à la lecture du graphe.

Le DFDR confirme que le début du vol s'est déroulé normalement jusqu'à la mise en puissance. En prenant celle-ci comme origine des temps, on remarque que pendant les deux premières secondes, les informations des deux moteurs sont identiques et traduisent la mise en rotation de l'attelage.

Le régime Np droit s'écarte ensuite du régime gauche (faible montée), tandis que la température ITT commence à croître plus rapidement sur le moteur droit que sur le gauche. Le cap est stable et correspond sensiblement à celui de l'axe de la piste (157°).

A 3 secondes, le couple droit augmente plus vite que le gauche.

A partir de 5 secondes, tandis que tous les paramètres du moteur gauche ont une progression normale, à droite l'ITT augmente rapidement, le couple continue de grimper beaucoup plus qu'à gauche, et le Np chute brutalement (maximum atteint : 1060 tr/mn soit 76,5 %).

Dans le même temps, l'avion commence à embarquer à gauche et l'équipage contre ce déport au palonnier.

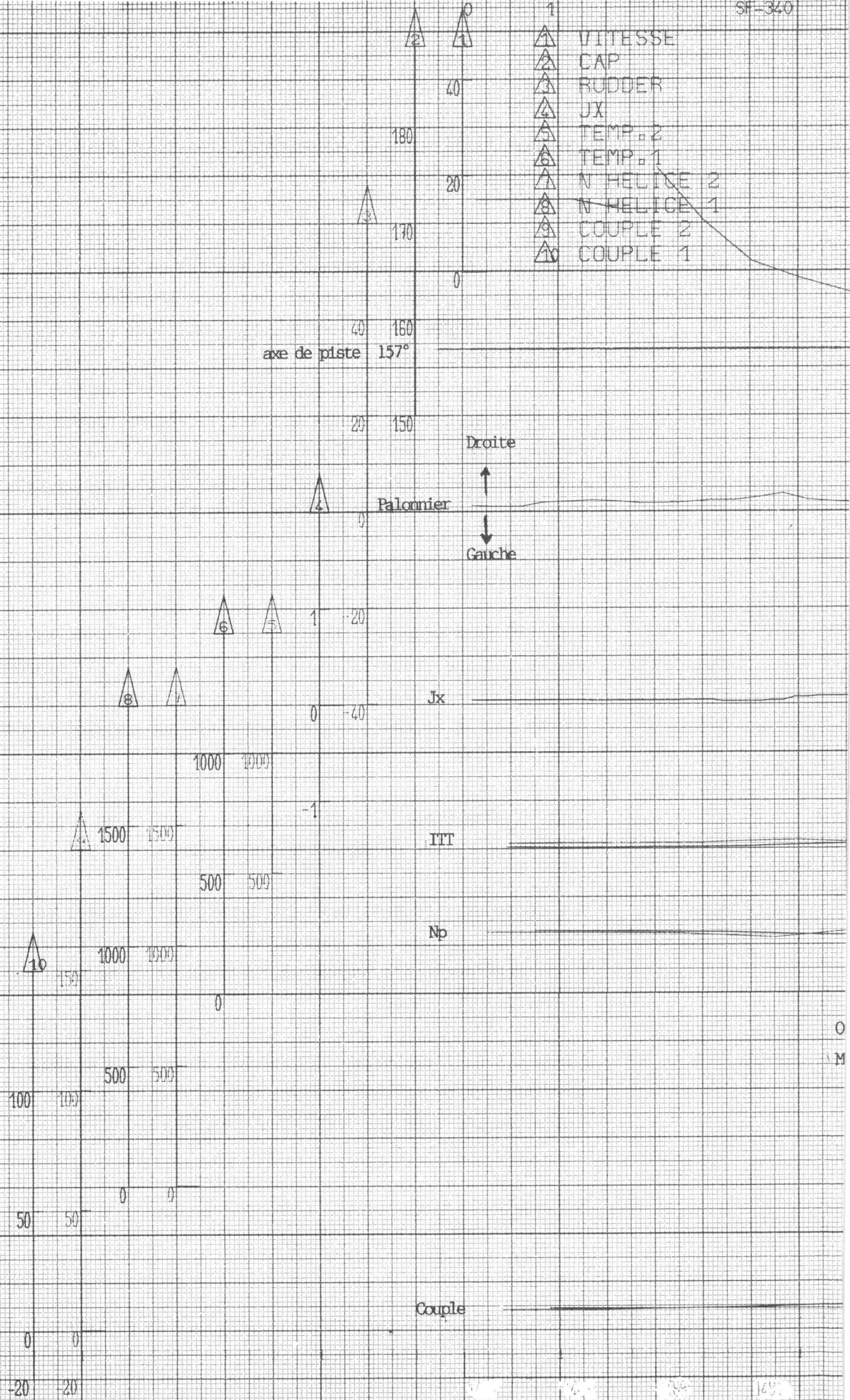
A 6 secondes, les manettes sont apparemment passées au ralenti : les valeurs de tous les paramètres décroissent à gauche. A droite, elles continuent d'augmenter à l'exception du Np qui, vers 900 tr/mn, décroît encore.

Entre 6,5 et 7 secondes, le Np droit atteint un minimum à 700 tr/mn puis remonte brutalement, alors que le couple atteint son maximum proche de 100 % et que l'ITT croît toujours.

- 1 VITESSE
- 2 CAP
- 3 RUDDER
- 4 JX
- 5 TEMP. 2
- 6 TEMP. 1
- 7 N HELICE 2
- 8 N HELICE 1
- 9 COUPLE 2
- 10 COUPLE 1

axe de piste 157°

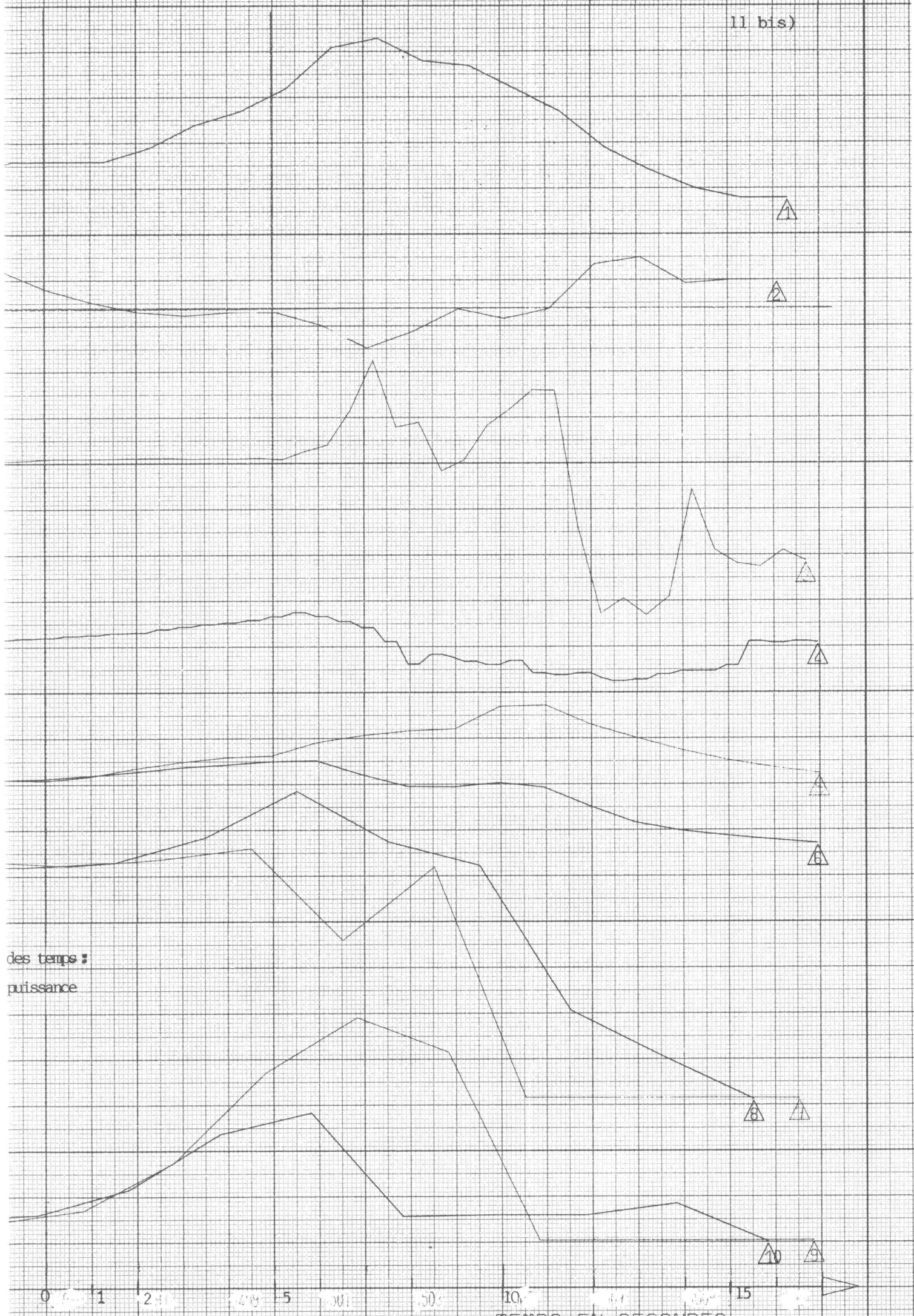
Droite
↑
Palonnier
↓
Gauche



O
M

Couple

11 bis)



A partir de 7 secondes, le couple commence à décroître à droite. Par contre, le Np augmente encore jusque vers 8,5 s puis chute brutalement et l'ITT poursuit sa montée jusqu'au temps 10 seconde où elle atteint un maximum d'environ 940°C.

A 7 secondes également, le cap atteint un minimum de 152° puis remonte, la vitesse à 43 kt décroît et l'action à droite au palonnier diminue.

Ces informations confirment les témoignages de l'équipage qui relatent une soudaine montée du couple à droite créant un déport l'avion vers la gauche contré au palonnier. Elles confirment également la décision rapide d'interrompre le vol. Par contre, le bruit d'accélération du moteur droit entendu au CVR ne semble pas cohérent avec les indications de régime lues au DFDR.

1.12) Renseignements sur l'épave et sur l'impact

L'avion est resté immobilisé sur la piste après l'accident jusqu'au remorquage par un tracteur de piste, puis a été conduit dans les ateliers de la compagnie Crossair où les premiers examens ont été effectués.

Le moteur droit a, par la suite, été envoyé chez General Electric aux Etats-Unis. Les dommages subis par ce moteur sont détaillés au chapitre 1.16.3 "Examen du moteur droit". Les dégradations à la cellule figurent en Annexe sur un schéma et diverses photographies.

Plusieurs morceaux de métal se sont séparés des parties tournantes de la turbine et ont été éjectés à grande vitesse radiale, traversant et endommageant les parties suivantes :

- corps turbine (traversé)
- tuyauteries moteur (sectionnées, déchirées)
- partie inférieure de la nacelle du moteur (traversée)
- capotage moteur (1 trou, d'un diamètre d'environ 8 à 10 cm et plusieurs autres trous de dimensions plus réduites)
- boudin de dégivrage du bord d'attaque de l'aile droite (déchiré)
- revêtement extérieur du fuselage avant droit à hauteur et en avant du bord d'attaque de l'aile, et paroi de pressurisation au même niveau traversés en plusieurs endroits. (Des morceaux de métal sont retrouvés dans la cabine).
- canalisations de circuit hydraulique situées sous le fuselage (percées et/ou déchirées).

1.13) Renseignements médicaux et pathologiques

Compte-tenu de la nature de l'accident, aucune recherche dans ce sens n'a été jugée utile.

1.14) Incendie

Un début d'incendie s'est déclaré sur le moteur droit après son éclatement. Suite à l'importante fumée dégagée et à l'allumage du voyant d'alarme incendie, l'équipage a percuté une première bouteille d'extincteur. Peu avant l'arrivée des secours, le voyant s'est rallumé et la seconde bouteille (moteur gauche) a été percutée. Les secours ont remarqué encore quelque flammes à leur arrivée et ont rapidement maîtrisé le reste d'incendie. Aucun dégât directement lié à cet incendie n'a été cependant constaté par la suite sur l'appareil.

1.15) Questions relatives à la survie des occupants

Sans objet. Les occupants sont tous indemnes.

1.16) Essais et recherches

1.16.1) Analyse spectrale de la bande du CVR et comparaison avec les informations tirées du DFDR

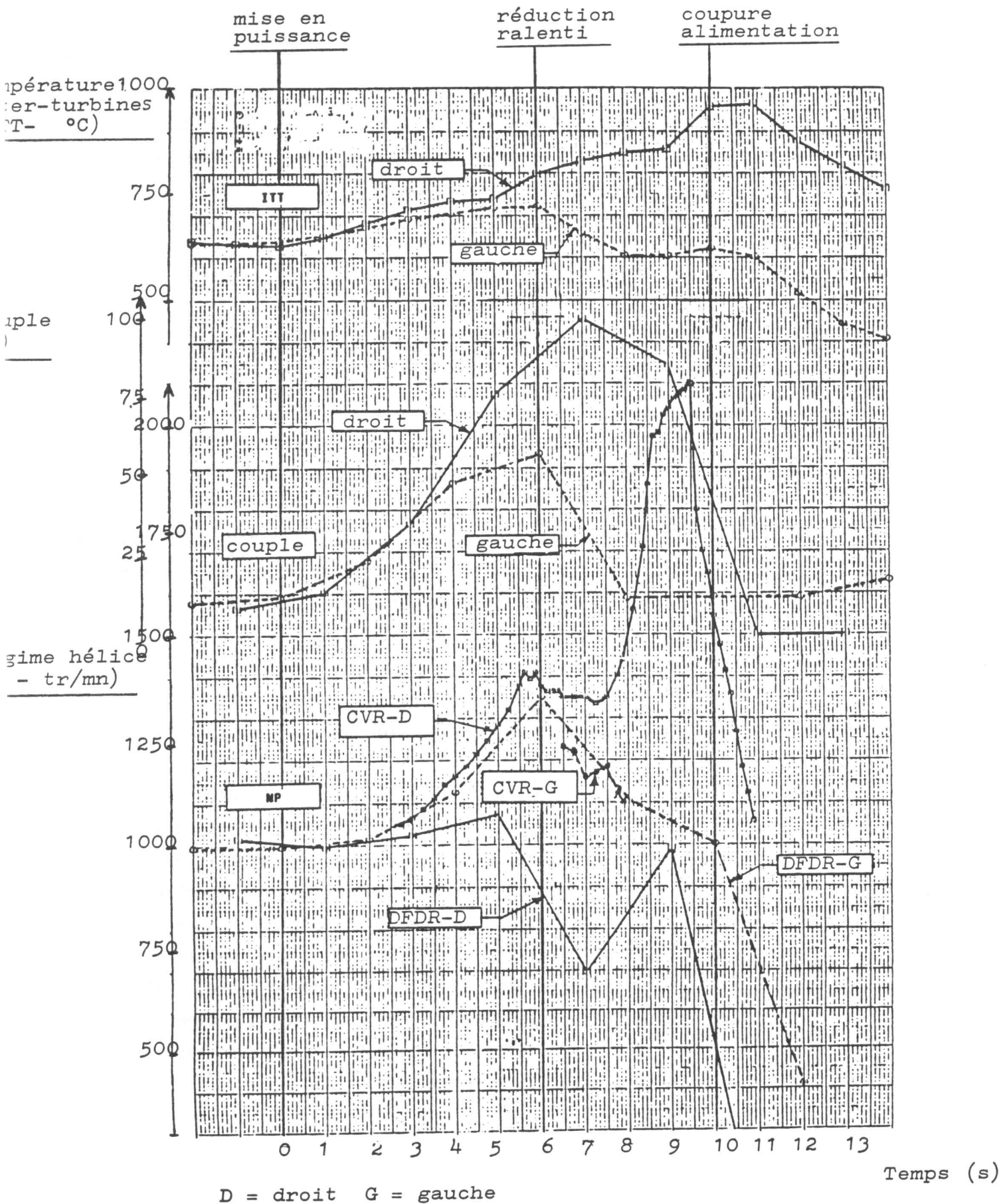
Les bruits émis par les moteurs dans la phase d'accélération-arrêt ont été analysés chez General Electric et au NTSB. Ces signaux proviennent en fait principalement des hélices. Ils fournissent donc une indication directe des régimes réels de leur rotation (Np).

Les résultats sont figurés en page suivante, le régime de chaque hélice étant superposé à celui indiqué par le DFDR.

Le Np de l'hélice gauche, resté faible, est peu visible, mais semble concorder avec l'enregistrement du DFDR.

Le régime droit, par contre, est sensiblement différent de l'indication du DFDR. La pointe de régime notée est de 152 % (2100 tr/mn) pour un maximum transitoire prescrit par le manuel de vol de 105 % (1572 tr/mn).

Graphe d'étude comparée paramètres moteurs (DFDR)
 et régimes hélices (CVR : analyse spectrale).



1.16.2) Examen de l'hélice du moteur droit

Effectué sous la surveillance de l'Accident Investigation Branch (AIB) en Angleterre par le constructeur Dowty Roto cet examen a permis de constater que l'hélice du moteur droit fonctionnait parfaitement au moment de l'accident et qu'elle n'a joué aucun rôle dans celui-ci.

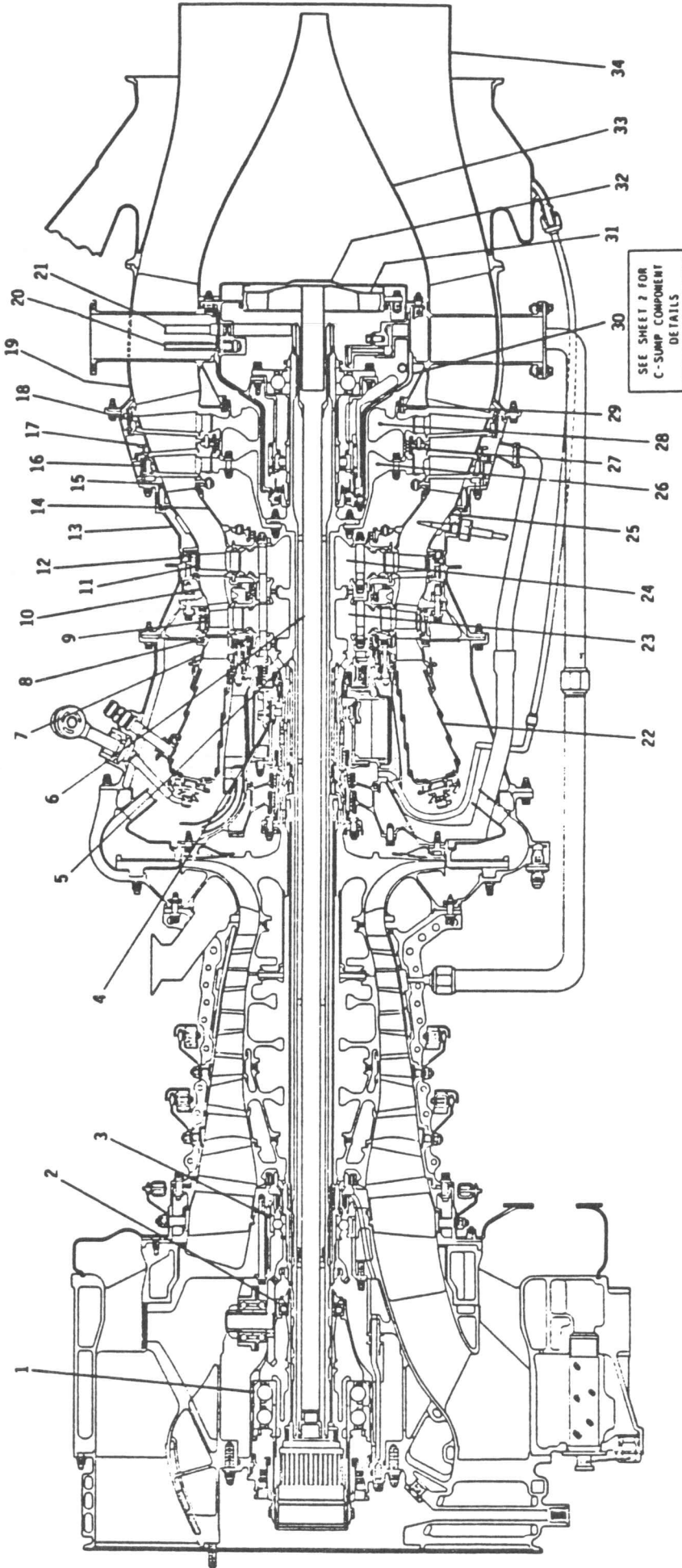
1.16.3) Examen du moteur droit chez General Electric

Le moteur droit a été envoyé chez General Electric pour expertise sous la surveillance du NTSB.

Il ne sera pas repris dans ce rapport le détail des inspections effectuées et des dommages constatés. En page 15 bis on trouvera un schéma du moteur dont les différentes parties sont numérotées.

On notera que les dégâts majeurs sont situés sur l'arbre de transmission (5 et 6) et sur les turbines.

- . L'arbre de transmission et le tube de référence du capteur de couple turbine libre sont cassés à l'aplomb 2ème étage de la turbine de travail (24)
- . Cette dernière porte des marques importantes de frottement et de matage, notamment sur les parties tournantes. Cependant, toutes les aubes sont présentes.
- . Les aubes rotors de la turbine libre (26-28) sont cassées pour la plupart. Plusieurs trous provoqués apparemment par l'éjection des morceaux d'aubes apparaissent dans le carénage de turbine.



- | | | | |
|--|---|--|---|
| <ul style="list-style-type: none"> 1. Number 1 Duplex Ball Bearing 2. Number 2 Roller Bearing 3. Number 3 Ball Bearing 4. Number 4 Roller Bearing 5. Power Turbine (PT) Shaft 6. PT Torque Sensor Reference Tube 7. Stage 1 Nozzle 8. Stage 1 "W" Seal 9. Stage 1 Shrouds | <ul style="list-style-type: none"> 10. Stage 2 Nozzle 11. Stage 2 Shrouds 12. Stage 2 "W" Seal 13. Power Turbine Casing 14. Stage 3 Turbine Inner Duct 15. Stage 3 Nozzle 16. Stage 3 Shrouds 17. Stage 4 Nozzle 18. Stage 4 Shrouds | <ul style="list-style-type: none"> 19. Exhaust Frame 20. C-sump Lube System Tube (Typical 4 Places) 21. PT Speed/Torque Sensor 22. Combustion Liner 23. Stage 1 Turbine Rotor 24. Stage 2 Turbine Rotor 25. Turbine Outer Duct 26. Stage 3 Turbine Rotor | <ul style="list-style-type: none"> 27. Stage 4 Interstage Seal 28. Stage 4 Turbine Rotor 29. Stage 4 Aft Seal 30. C-sump Housing Assembly 31. C-sump Cover 32. C-sump Cover Heat Shield 33. Exhaust Centerbody 34. Tailpipe |
|--|---|--|---|

Engine Design Cross Section

Plusieurs boulons d'attache ont disparu et le puisard n° C (30) présente plusieurs ruptures.

Le capteur de Np/couple (capteur commun aux deux paramètres) est détruit et a subi une surchauffe.

1.16.4) Incidents antérieurs sur l'avion

Le 1er décembre 1985, le roulement n° 4 du moteur droit s'est rompu. Il a été réparé et le moteur remis en service le 11 mars 1986.

Le 13 mars 1986, l'hélice droite a été endommagée lors d'un point fixe par du gravier de piste, et une nouvelle hélice mise en place le 19 mars.

En raison de leur nature, ces événements n'ont pu jouer aucun rôle dans l'accident.

1.16.5) Evénements similaires

Plusieurs événements présentant des analogies avec l'accident du HB-AHF sont survenus sur des aéronefs de même type ou comportant des équipements identiques.

Compagnie Type	Date	R é s u m é	C a u s e
BEA SF 340	27 05 85	Hausse incontrôlée de régime hélice au décollage entraînant une rupture turbine.	Non déterminée.
	7 06 85	Accélération-arrêt suite à valeurs erratiques de Np et de couple.	
CASA CN 235	9 09 85	Indications erratiques de régime hélice et de couple.	Défaillance du capteur de Np/couple due à mauvaise utilisation GAP. (*)
COMAIR SF 340	17 09 85	Chute de l'indication de régime hélice à l'accélération à 60 % de couple indiqué.	Jeu dans le branchement du capteur de Np/couple.
SWEDAIR SF 340	26 11 85	Indication de couple élevé pendant la montée après décollage.	Non déterminée.
KENDELL SF 340	6 02 86	Diminution régime indiqué hélice au décollage vers 75 % En réaction, le système de commande a fait accélérer le moteur au régime maximal.) Capteur examiné chez G.E. (Même cause que pour le) HB-AHF. (((
	7 02 86	Rupture des parties chaudes pendant une accélération-arrêt Manette de régime sur verrouillage haut avant la réduction des gaz.	
IPTN CN 235	15 04 86	Variations rapide du signal Np entre 0 et 100 % en croisière puis retour à la normale.	Même cause présumée que pour le HB-AHF.

Il a par la suite été montré que la cause de l'accident du HB-AHF était identique à celle de certains de ces événements. Pour certains autres, le manque d'informations n'a pas permis d'établir de rapprochement.

(*) GAP : Groupe Auxiliaire de Puissance (en anglais APU).

1.16.6) Remarques sur le système de commande et de régulation des moteurs du SF 340.

Le SF 340 ainsi que tout avion équipé de turbopropulseurs dits "classiques" est doté de deux manettes de commande par moteur, l'une agissant sur le régime hélice (manette de régime) par régulation automatique du pas et l'autre sur la puissance fournie par l'intermédiaire du débit carburant (manette de puissance).

Le système de régulation du carburant est notamment composé d'un boîtier électrique de contrôle dit ECU (*) recevant les informations des divers capteurs de paramètres moteurs utiles au vol (dont le régime générateur N_g , le régime hélice N_p , le couple, la température turbine). Il convient de noter qu'un seul capteur fournit les deux indications de N_p et de couple. L'ECU traite ces signaux en corrélation avec le reste de la régulation (régulateurs hydromécaniques, limiteurs, doseurs, ...) et les ordres pilote pour assurer le régime de vol souhaité tout en respectant le domaine d'utilisation autorisé.

Les indications sont fournies directement par les capteurs à l'ECU et également répétées aux divers instruments de contrôle placés en poste de pilotage.

(*) : Electrical Control Unit.

1.17) Témoignages de l'équipage

De l'audition de l'équipage il ressort les points suivants :

L'appareil était apte au vol et aucune indication de mauvais fonctionnement n'apparaît jusqu'à l'accélération en piste 16. Au début de l'accélération, manettes en position décollage (la manette de puissance était positionnée pour obtenir un couple de 80 %), l'équipage note deux sautes de l'aiguille de l'indicateur de couple du moteur droit et sent l'appareil embarquer à gauche.

Le commandant de bord contre le mouvement, place les manettes de puissance au ralenti sol et commence à freiner. Après quatre ou cinq secondes, le moteur droit s'emballe sans autre action de l'équipage. Celui-ci entend un bruit "terrible" d'accélération, suivi d'une explosion sourde à peu près au moment où il positionne les manettes sur "carburant fermé". Voyant de la fumée sortir du moteur droit, il percute une première bouteille d'extincteur. Le commandant de bord ordonne l'évacuation. Peu après, la deuxième bouteille d'extincteur est percutée.

2) ANALYSE

Le 7 avril 1986, vers 12 h 45, le SF 340 immatriculé HB-AHF s'aligne en piste 16 de l'aérodrome de Bâle-Mulhouse, après un roulage sans incident. L'avion est en parfait état, toutes les conditions sont réunies pour le vol.

Le début de l'accélération s'effectue normalement, les paramètres de commande et de contrôle sont cohérents.

Vers 40 kt, l'aiguille de l'indicateur de couple moteur droit saute apparemment à 120 % par deux fois, et le commandant de bord remarque que l'avion embarque à gauche.

L'enregistreur de paramètre ne confirme pas ces fluctuations, probablement trop rapides pour être relevées. Par contre, il relève effectivement une augmentation plus forte du couple droit par rapport au gauche. Il enregistre également une légère diminution du cap résultant de cette dissymétrie rapidement contrée par les pilotes.

Le commandant de bord décide immédiatement d'annuler le vol, positionne la manette de puissance sur ralenti-sol et freine.

Quelques secondes après, le régime hélice droit croît jusqu'à un maximum calculé à 152 % grâce aux indications fournies par l'analyse spectrale de la bande du CVR.

Par contre, le DFDR n'enregistre pas la montée du régime hélice, mais fournit au contraire une indication contradictoire : le régime chute vers 50 % (environ la moitié de la valeur normale) et ne remonte jamais au-dessus de 76,5 % (1060 tr/mn) sur la durée totale de l'évènement.

Ce manque de cohérence entre le régime Np réel rétabli par l'analyse spectrale du CVR et le régime indiqué par le DFDR montre que ce dernier était erroné. Cette constatation et le fait que sans action de l'équipage le moteur ait subi de fortes augmentations de couple, semblent indiquer que le problème provenait d'un élément lié à la chaîne de mesure du Np et du couple.

L'information de régime hélice est fournie au DFDR par l'intermédiaire de l'ECU qui elle-même la reçoit par câble d'un capteur commun au couple et au Np. Les investigations se sont donc portées sur ces éléments.

L'ECU, testée au banc, n'a montré aucune anomalie de fonctionnement.

Rappel : L'ECU a entre autres rôles celui de régler les rotations de l'hélice (Np) en fonction de la position de la manette de régime (si bien que toute baisse momentanée de Np est automatiquement compensée par un ordre au système de régulation d'augmenter le régime).

Les recherches sur les autres éléments de la chaîne de transmission d'information ont permis de découvrir que l'élément défaillant était le raccord du capteur de Np/couple au toron de transmission (voir schémas en annexe A.3).

Le raccord monté sur l'avion n'a pas été testé car il a été endommagé lors de l'accident. Divers essais sur le même type de raccords ont montré un défaut d'étanchéité : lors des nombreuses variations de pression dues aux vols, ce défaut permettait au raccord d'aspirer de l'humidité et des impuretés mélangées à l'air.

De nouveaux essais de simulation de cycles de vol avec les mêmes raccords ont montré que le taux de contamination pouvait devenir suffisant pour altérer l'information de sortie du capteur. Ceci s'est effectivement traduit par une baisse indiquée du N_p .

L'accident peut alors s'expliquer ainsi :

L'indication erronée de baisse du N_p est retransmise à l'ECU puis au régulateur de vitesse qui, jouant son rôle, fournit l'ordre d'augmenter le débit carburant jusqu'à atteindre le maximum.

Cette augmentation de puissance est ressentie physiquement par l'équipage qui contre la déviation de trajectoire qu'elle entraîne au palonnier. Elle est également perçue sur l'indicateur de couple.

Quand l'équipage décide d'interrompre le décollage et positionne les manettes de puissance sur ralenti-sol, le régulateur d'hélice réduit automatiquement le pas en réponse.

Cette manoeuvre diminue rapidement le couple appliqué à l'hélice, ce qui accroît instantanément le régime jusqu'à la survitesse. Le limiteur de sursrégime, dont le rôle est d'éviter de tels dépassements, n'intervient pas puisqu'il reçoit constamment du capteur une valeur erronée plus faible que son seuil de déclenchement.

L'emballement conduit aux dommages constatés, le moteur dépassant largement son domaine de certification.

3) C O N C L U S I O N S

3.1) Faits établis par l'enquête

- L'équipage détenait les brevets, licences et qualifications nécessaires au vol entrepris ;
- L'appareil était certifié, équipé, entretenu et exploité conformément à la réglementation, son chargement et son centrage étaient à l'intérieur des limites autorisées ;
- Les conditions météorologiques étaient satisfaisantes, notamment, le vent était faible ;
- Durant l'accélération au décollage, aux environs de 40 kt, l'équipage constatant des variations anormales du couple du moteur droit, a décidé d'interrompre le vol ;
- Conformément à la procédure à suivre en pareil cas, il a positionné les manettes de puissance sur ralenti sol et a freiné ;
- Le régime moteur droit est monté brutalement peu après et le moteur a éclaté de ce fait ;
- L'enregistreur de paramètres DFDR a indiqué un régime hélice erroné. Ce défaut provient du raccord entre le capteur de Np/couple et le câble de transmission ;
- Après essais, il est apparu que ce raccord présentait un défaut d'étanchéité permettant le passage d'impuretés ;

- Des essais de contamination de raccords ont conduit à des variations de régime hélice indiqué similaires à celles rencontrées le jour de l'accident ;
- Le limiteur de survitesse n'a pas joué son rôle du fait de l'information erronée qui lui était transmise.

3.2) Causes probables

L'accident résulte directement d'un surrégime du moteur droit. Celui-ci a été provoqué par une information erronée due à une défaillance du raccord entre le capteur de régime et de couple hélice droite et son câble de transmission.

Une indication erronée a donc été fournie aux systèmes de contrôle du moteur. Il en est résulté une variation anormale du couple conduisant l'équipage à annuler le décollage. L'action sur les manettes, réduisant le couple appliqué sur l'hélice a entraîné le surrégime de l'attelage, le fonctionnement du limiteur de survitesse étant inhibé par l'information erronée.

A N N E X E S

- A.1) Transcription traduite en anglais de l'enregistreur de conversations et alarmes

- A.2) Photographies

- A.3) Schémas

A.1) Transcription du CVR

Légende :

C : Commandant de bord
F/O : Copilote (first officer)
F/A : Hôtesse (flight attendant)
E1, E2 : Ingénieur de maintenance de la compagnie CROSSAIR
CM : CROSSAIR maintenance
Bâle GC : Bâle sol
Bâle TWR : Bâle tour

Les conversations suisses allemandes sont traduites en anglais.

Les conversations du contrôle qui n'ont pas de rapport avec l'accident ont été volontairement omises.

INTRA-COCKPIT

COCKPIT - GROUND COMMUNICATIONS

F/O checked
F/A unreadable
ATIS (English) Basle-Airport
(copied by F/O)
C Which seats she (F/A)
has to block (regarding C.G) ?
F/O They have to go to the rear
C Ok, you have to bring them
to the rear (to F/A).
The fuel sheet is checked,
we calculate 2400 lbs
F/A What will be our flight time ?
C 1 hour 10 minutes, or better
make 1:05 hours

F/O HBAHF Bale Bonjour Crossair 834
is ready to start we have
india
Bale GC Bonjour 834 start up is
approved

14:33:20 h

C Fill up the load sheet, please
F/O Yes
C You see, the fueling panel
is still open
F/O Yes, 22'000 lbs is the t/o weight
C 22'000, Yes
C We prepare the loadsheet for Bruxelles
as well. Give me a piece of paper.
(To E 2 who is outside): Hallo, please
switch-off all switches on the
fuel panel.
(to F/O): It is better like that,

all switches closed properly on that panel.

- Short private conversation between Captain and E 2 who is outside of a/c.

Do you have the start-up clearance ?

C	Yes
F/O	Doors
F/O	Checked 1-2-3 closed
C	Parking brake
F/O	Set
C	Rotating beacon
F/O	Yes
C	Clear signal
F/O	Yes, we do a motoring start
C	Fuel on
C	Fuel is on. 25 Volt steady.
F/O	Acceleration is good
C	Oil pressure is raising
F/O	- Sound of engine No 2
C	789° with 30"
F/A	... unreadable
C	- Same procedure for Engine No 1.
F/O	Both engines running.
C	External PWR and Avionics switches.
F/O	Yes
C	Condition levers next
F/O	Yes
C	Ice protection
F/O	Pilot, windshield

F/O Ok departure transponder to go
 F/O Flight controls check
 C Rudder are free
 F/O Cabin report we received ?
 C Yes, we have it
 F/O Departure to go

14:43:20

Bale GC 834 ready to copy clearance ?
 HBAHF 834 go ahead
 Bale GC 834 after departure 16 right turn heading 300 climb flight level 80 squawk 4530
 HBAHF After departure 16 right turn heading 300 up 80 squawk 4530
 Bale GC Read back correct hold short of 16 contact tower 118.3

C Ok, I got it, any time after take-off right heading 300 up to FL 80 confirm 80 and the squawk is set. NAV setting is ok like we have it.
 Which leg do you want to fly ?
 F/O I don't know, you can tell me
 C Ok, then I fly the first and the last.

14:44:35

F/O Bale Airport Crossair 834 approaching holding 16 we are ready
 HBAHF 834 bonjour line up and wait 16
 Bale TWR

F/O HBAHF 834 clear to line up and wait 16

C Ok, left side is clear, an aircraft is leaving runway
F/O Right side is free as well
C Request line up check list
F/O External lights
C Set
F/O Take-off information to the F/A, are you doing it?
C No, you do that please
F/O CTOT is set to 108 & and locked
C Yes
F/O Central warning panel
C Checked
F/O Runway to go
C Runway 16 and heading looks good

14:45:43

Bale TWR Crossair 834 clear for take-off 16 wind calm
HBAHF Crossair 834 clear to take-off 16

14:46:00

- Noise of overboost and abort

C Have you seen that ?

14:46:38

F/O HBAHF 834 we have aborted
Bale TWR Please say again
Bale TWR 834 say again please
Bale TWR 834 do you read me
HBAHF Go ahead 834

14:46:46

Bale TWR Yes 834 you are clear for take-off wind is calm

C Tell him again that we aborted
F/O There is a fire
C Ok, press fire extinguisher
C Evacuate the pax (over PA)

14:47:00

Bale TWR 834 are you able to take-off within the next thirty seconds ?

F/O HBAHF 834 we had an engine fire and we are standing on runway we (unreadable) here

14:47:10

Bale TWR Roger
HBAHF 834 we need the fire brigade assistance we have engine right hand side on fire

Bale TWR 834 the fire brigade is (present or prevent) and they come Sir

C HBAHF Ok, thank you and we need a truck which move the aircraft off the runway we are not able to taxi again

Bale TWR Ok, we do that

HBAHF Thank a lot

14:47:50

C Go with the passengers beside the runway

C (to Maintenance) Maintenance HF

C Maintenance HF

C M HF go

C The right engine exploded, could you come to the a/c, we anyway have to tow the a/c from runway

C M Say again, what is your position ?

C Runway 16 in the middle

C After setting take-off power, we had fluctuations in torque and when we aborted the engine exploded

C M
C
C M
C

Right hand side ?
Affirmative
Ok, Jürg we are coming
Thank you

14:50:25

C HBAHF Bale Crossair 834
C Bale TWR
HBAHF We think is under control
we are leaving the frequency and I think we'll have to (unreadable) the aircraft out of runway as soon as possible
Bale TWR We send you a truck but remain on my frequency

C HBAHF sir
Ok, remaining on the frequency

15:00:00

F/O HBAHF Crossair 834 it looks like our tractor is on the way it should be able to tow the a/c away within the next five minutes.
Bale TWR Roger, 834 you may taxi at your discretion the runway is closed for the time.

F/O The engine has exploded. There is a lot of engine parts round the a/c on the rwy. The hydraulic line is damaged as well and it is leaking like hell

C But it does not burn anymore

F/O But there is still heavy smoke

C Come on, it might be better release the other (fire extinguisher) side as well.

- (Noise of fire shut)

F/O Before it was out (fire warning light). Now, the warning is again on. That damned thing, have you seen that ? The CTOT was not even actuated. It overboosted in torque itself. At 80 % torque I noted that and then I just pushed the power lever to ground idle. You didn't switch the CTOT on ?

F/O No, I didn't

C The engine is destroyed

F/O If it would have been a real big fire, then we would have been burnt. Let's take our crew bags out the cockpit.

C (to F/O) In this case I am remaining on the frequency

F/O It is remarkable

C Oh yes, I didn't see so much

F/O Yes, I saw it went up to 120 %, then you took (the power) back, but it went up again

C Yes, and then it exploded

C You know, it was really better to cut off the power completely (both engines with condition levers). You saw, that was good

F/O Ok, now there are controlling the fire from outside (fire brigade). Should I go with the pax back to the terminal ? (standing approx. 100 yards away with F/A in the grass)

C Ok, ... with the bus, and please tell the hostess that (unreadable)

F/O What is your needle ? (Crossair badge)

F/A Probably it was mine

M Go ahead AHF

F/O We should have a tractor for towing the a/c from runway. Sorry, may be that we can not taxi anymore

C M What exactly happened ?

F/O Ok, we had an overboost by the power-setting around 80 %, when it went up to 120 %, we took back the power and then it went up again and exploded.

C We had to recycle the battery to bring them on line.

F/O Now, there is no more CAT II today

C Anyway, the second DFDR was not installed today, they removed it last night for testing purposes

C Have you seen that after the power was back the engine rised again and it was a terrible sound. But I didn't note the Prop-RPM indication at this time.

C And at that time I was afraid that the propeller could separate as well. That is why I shut down both engines immediately, because in this situation you can't wait to do so.

C And it is anyway better that both are feathered in case of evacuation if the a/c is on ground.

F/O Yes, it really went up uncontrolled until it exploded
 C Absolutely uncontrollable
 F/O Love, let's have a coffee
 C I am waiting, we still should stay on the frequency. There is a whole like that (showing) in the cowlings, because the engine exploded
 F/O The hydraulic line is destroyed very badly, I saw
 C When I noted the overspeed (sound) I really saw the moment the prop would separate and you know what would happen if it would occur
 F/O (Laughing, sees engineer from maintenance arriving): Our "chief teleboys" arriving.
 C (Teleboy: a typical swiss humoristic idiom) Are you maintaining the frequency for a while ?
 (Captain leaving the cockpit)

- ATC - other traffic -

E 1 Hallo, what happened ?
 F/O (laughing) Yes, what happened, what happened ?
 E 1 As we would not have enough work at the moment
 F/O The power rised uncontrolled
 E 1 The pax are away ?
 F/O Yes
 E 1 How many ?
 F/O Four
 F/O It happened just on the beginning.
 E 1 After take-off it wouldn't be too good.

- Captain returning to the cockpit) -

C The hydraulic line on the right side is also quite damaged. There are a lot of wholes in it.
 (laughing)

F/O (laughing)

C The leak beneath the fuselage is hydraulic fluid

F/O Yes, I saw as well, it is from the hydraulic line

C You saw all these wholes in the line ?

F/O Ok, I remain on the frequency again.
Ok yes, I told the TWR already that we would be able to tow a/c during next 5 minutes.

C Basle TWR, Crossair 834 HF

TWR 834

C 834 I think we switch off the batteries, we are clear of rwy

TWR Ok, cleared to leave this frequency

C Thank for your help

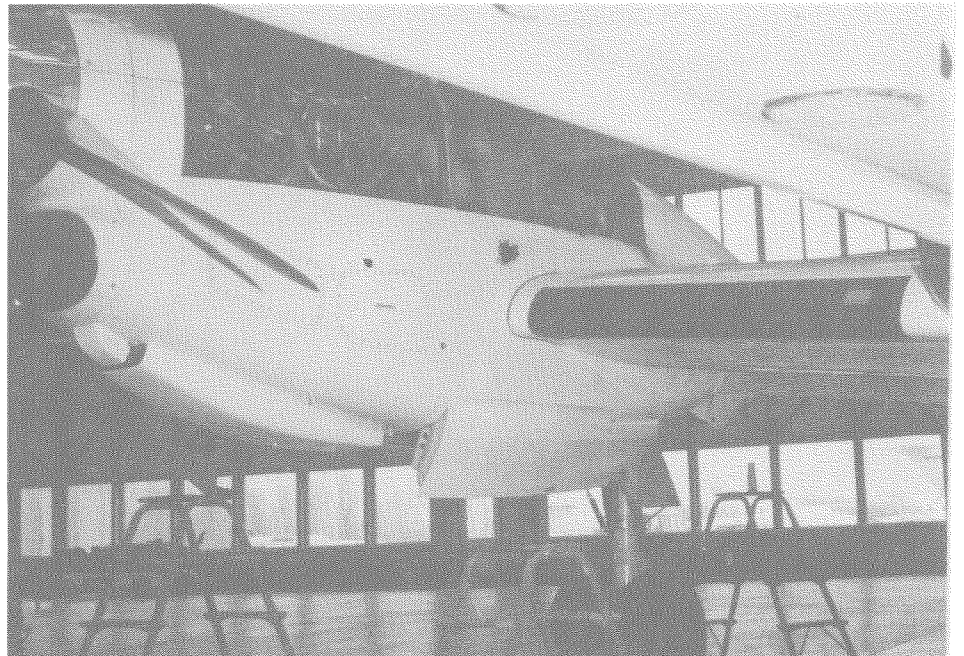
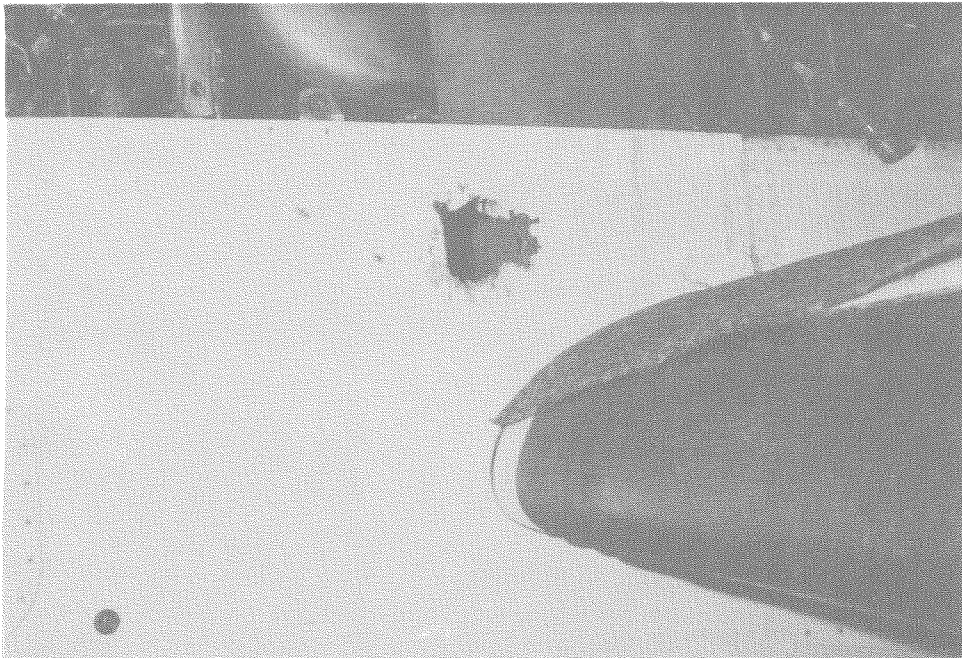
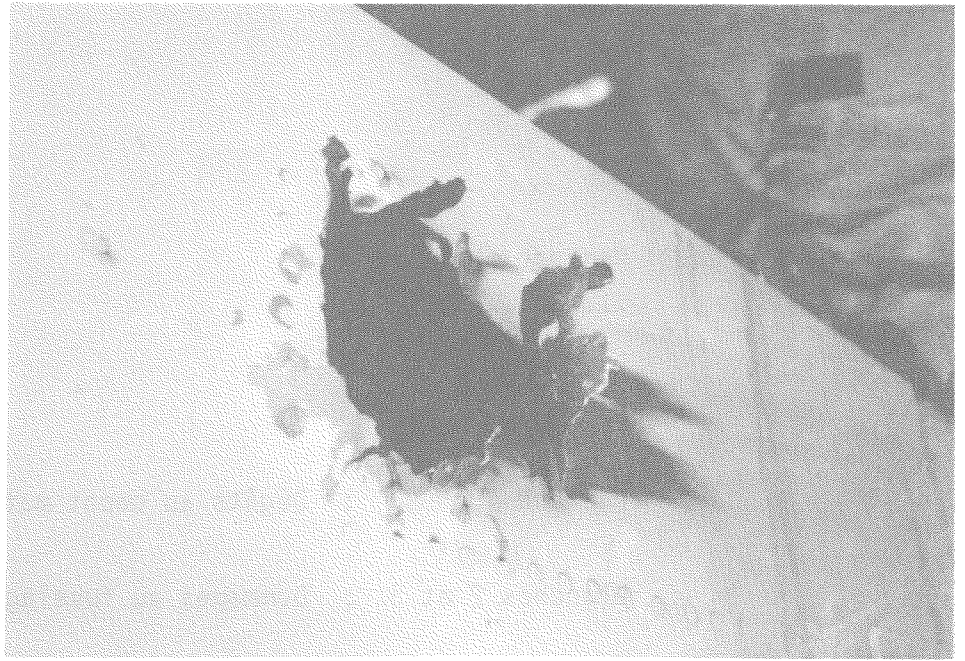
TWR You are welcome

A.2) Photographies

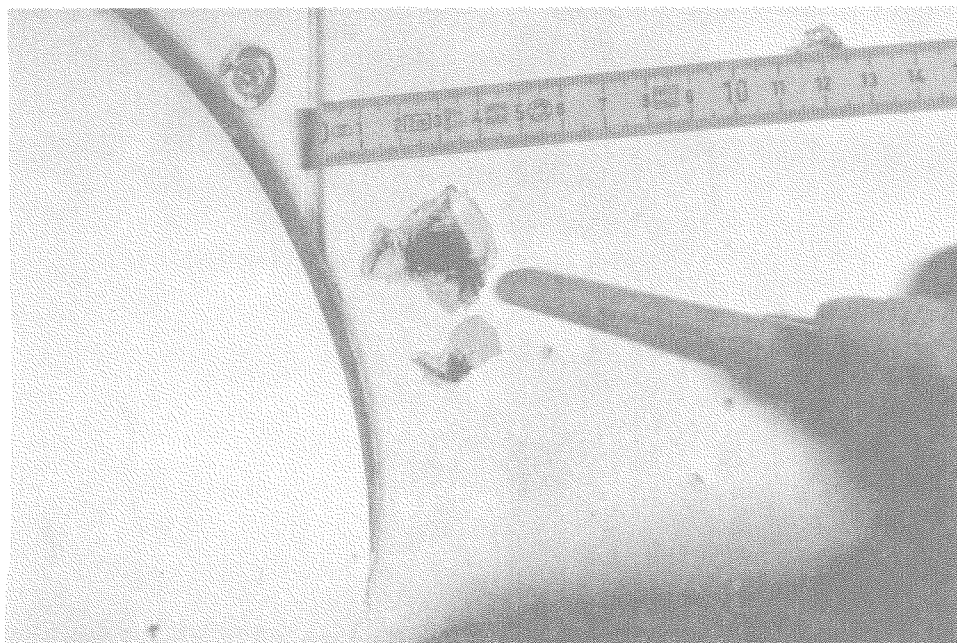
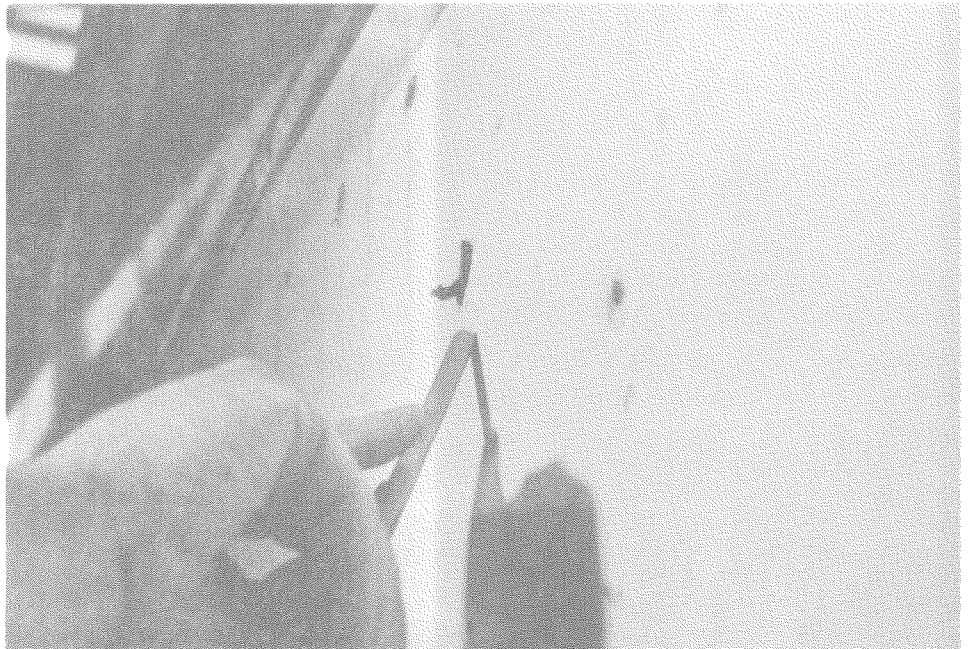
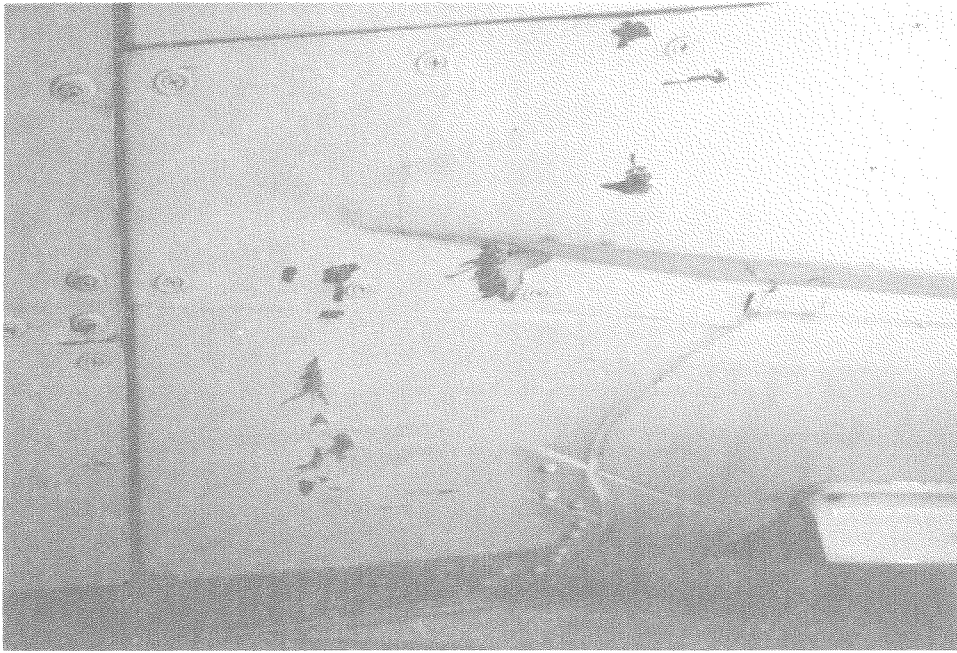
Planche 1 : Dégâts au capot moteur

Planches 2 et 3 : Dommages au fuselage.

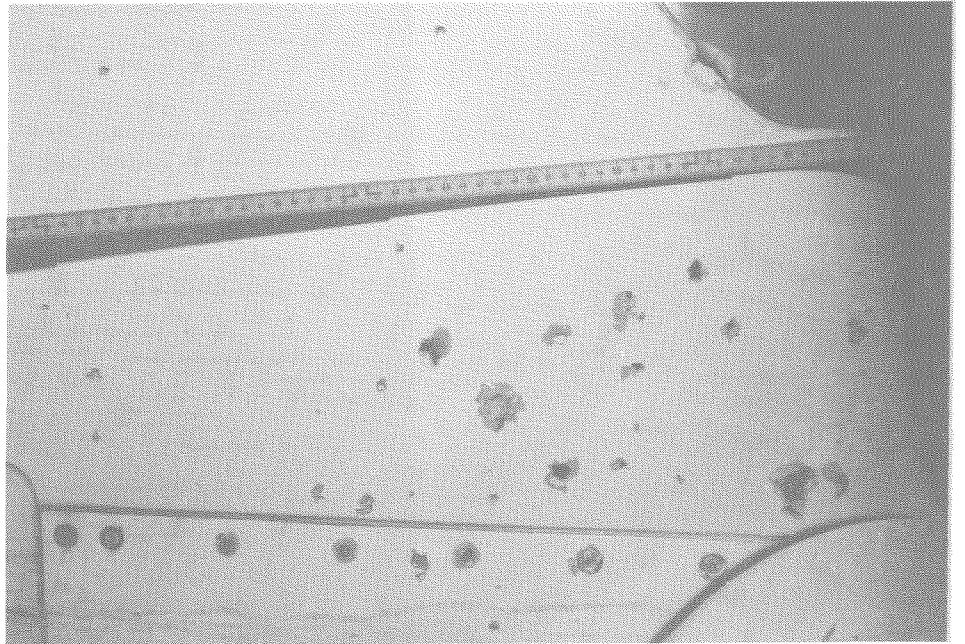
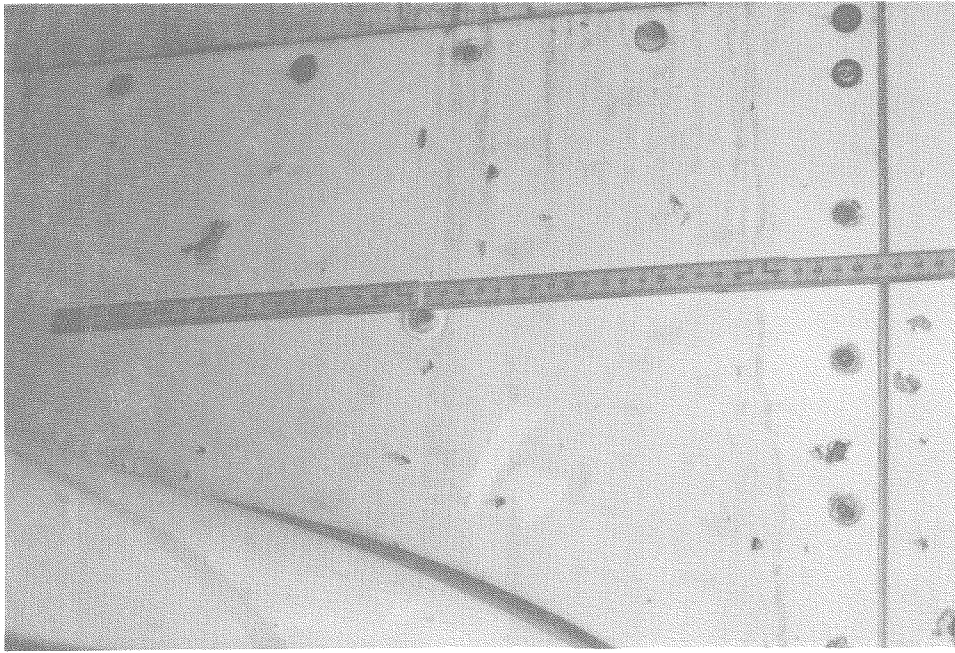
ACCIDENT DU :
11B - A 11 F
LE : 07/1/96



ACCIDENT DU :
HB - A H F
LE : 07.1.86

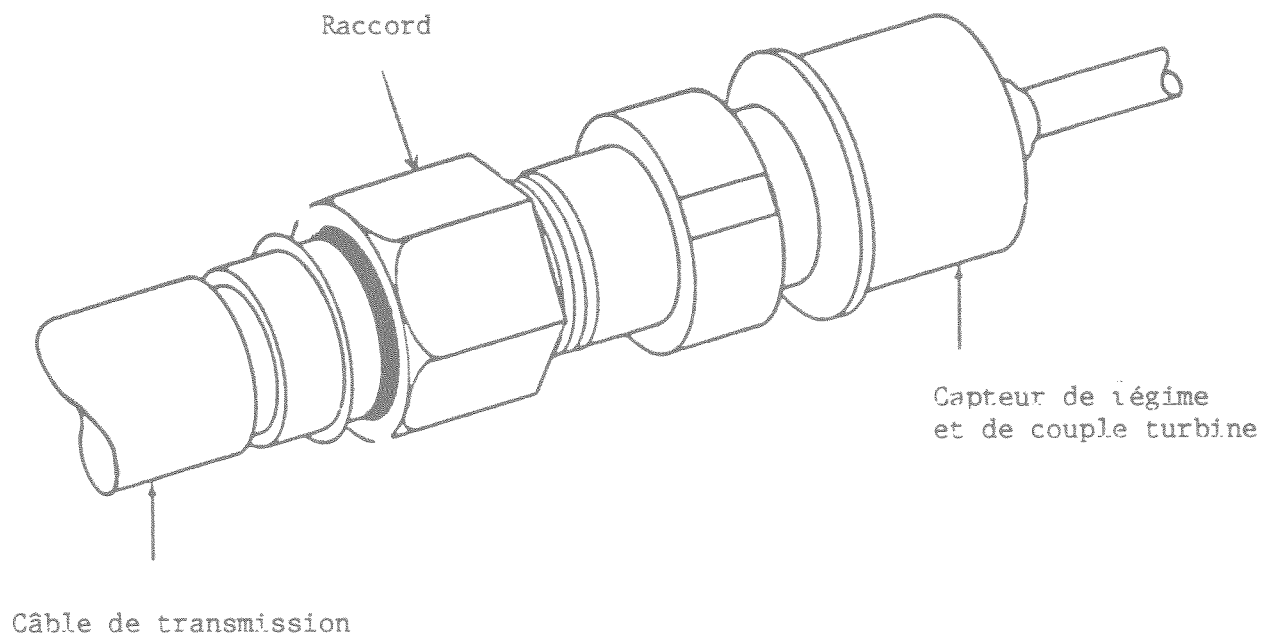


ACCIDENT DU :
IB- A H F
LE : 07.4.80



A.3) Schémas

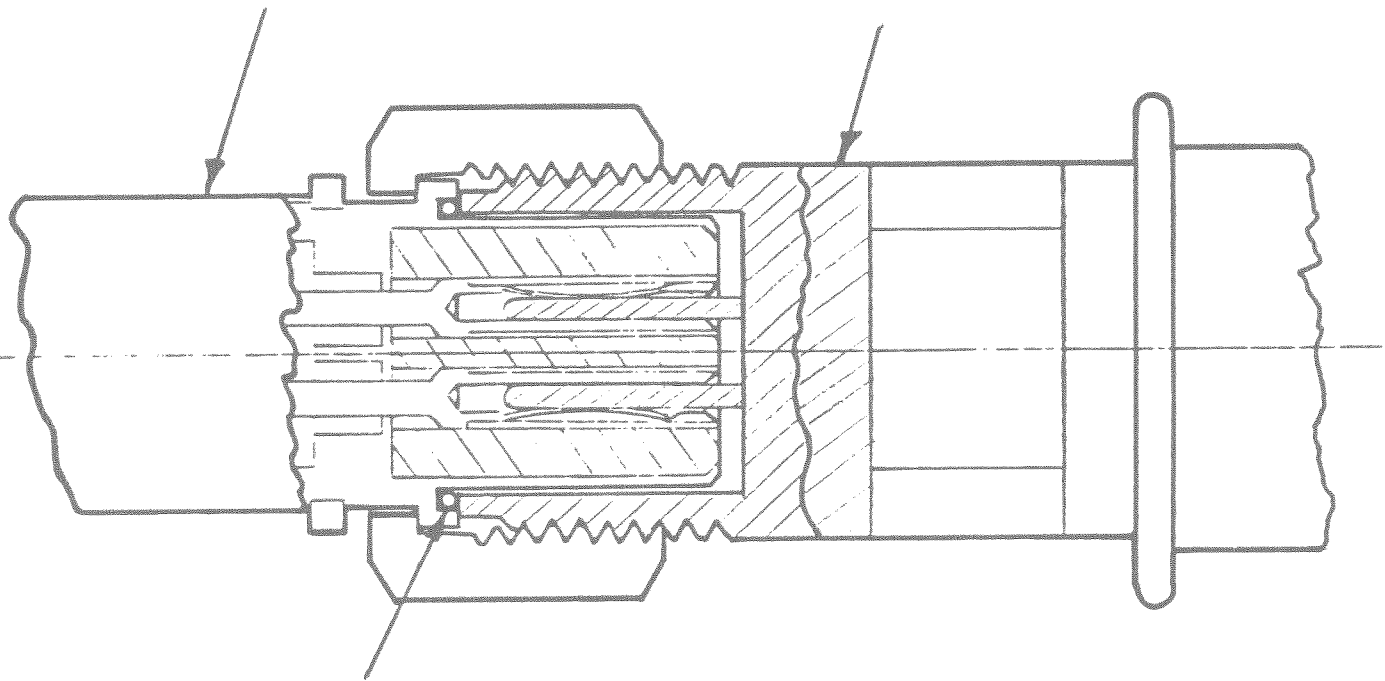
du raccord capteur de Np/couple et cable de transmission (2).



Vue générale

Câble de transmission

Capteur



Anneau métallique

Coupe longitudinale