



*Incident
survenu le 17 mars 1995
à Epinal-Mirecourt (88)
au BAe 146
immatriculé F-GOMA
exploité par AIRJET*

RAPPORT

f-ma950317

A V E R T I S S E M E N T

Ce rapport exprime les conclusions du BEA sur les circonstances et les causes de cet incident.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'aviation civile internationale, à la Directive 94/56/CE et à la Loi n° 99-243 du 29 mars 1999, l'enquête technique n'est pas conduite de façon à établir des fautes ou à évaluer des responsabilités individuelles ou collectives. Son seul objectif est de tirer de l'événement des enseignements susceptibles de prévenir de futurs accidents.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

Table des matières

AVERTISSEMENT	2
GLOSSAIRE	4
SYNOPSIS	5
1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE	6
1.1 Déroulement du vol	6
1.2 Dommages corporels	8
1.3 Dommages à l'aéronef	9
1.4 Autres dommages	9
1.5 Renseignements sur l'équipage	9
1.5.1 Commandant de bord	9
1.5.2 Copilote	9
1.6 Renseignements sur l'aéronef	10
1.6.1 Cellule	10
1.6.2 Moteurs	10
1.6.3 Tolérance technique	10
1.6.4 Masse et centrage	10
1.7 Conditions météorologiques	11
1.7.1 Situation générale	11
1.7.2 Sur l'aérodrome d'Epinal-Mirecourt	11
1.8 Aides à la navigation	12
1.9 Télécommunications	12
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	13
1.11 Enregistreurs	14
1.11.1 Enregistreurs de bord	14
1.11.2 Enregistrements radar	15
1.12 Essais et recherches	15
1.12.1 Travail sur simulateur	15
1.12.2 L'alarme GPWS	18
1.12.3 Le givrage	18
1.13 Renseignements sur les organismes et la gestion	20
1.14 Renseignements supplémentaires	20
1.14.1 Chaîne de commande de profondeur de l'avion (annexe 5)	20
1.14.2 Restitution des efforts au manche	21
1.14.3 La gouverne de profondeur	22
1.14.4 Témoignage de l'équipage	23
2 - ANALYSE	24
2.1 L'appareil	24
2.2 L'environnement	25
2.3 L'équipage	26
3 - CONCLUSIONS	28
3.1 Faits établis par l'enquête	28
3.2 Causes probables	28
LISTE DES ANNEXES	29

Glossaire

AFIS	Service d'information de vol d'aérodrome
CRM	Compte-Rendu Matériel
CVR	Enregistreur phonique - <i>Cockpit Voice Recorder</i>
DGAC	Direction Générale de l'Aviation Civile
FDR	Enregistreur de paramètres - <i>Flight Data Recorder</i>
ft	Pied(s)
GA	Go Around
GPWS	Avertisseur de proximité du sol - <i>Ground Proximity Warning System</i>
IAS	Vitesse indiquée - <i>Indicated Air Speed</i>
IFR	Règles de vol aux instruments - <i>Instrument Flight Rules</i>
ILS	Système d'atterrissage aux instruments - <i>Instrument Landing System</i>
IMC	Conditions météorologiques de vol aux instruments - <i>Instrument Meteorological Conditions</i>
LOC	Locator ou Radiobalise
PNC	Equipage de cabine
PNT	Equipage de conduite
QNH	Calage altimétrique requis pour lire l'altitude de l'aérodrome
SIGMET	Messages de phénomènes météorologiques en route spécifiés - <i>Significant Meteorological Message</i>
TEMSI	Carte de prévision du temps significatif
TMS	Système de surveillance de la poussée des moteurs - <i>Thrust Monitoring System</i>
VOR	Radiophare omnidirectionnel - <i>VHF Omnidirectional Radio Range</i>

SYNOPSIS

Date de l'incident

Le 17 mars 1995 à 11 h 40¹

Aéronef

British Aerospace
BAe 146-200 Quick Change
immatriculé F-GOMA

Lieu de l'incident

Approche intermédiaire sur
l'aérodrome d'Epinal-Mirecourt (88)

Propriétaire

Nature du vol

Vol de mise en place
Innsbrück (Autriche) - Epinal (France)

Exploitant

AIRJET, filiale aéronautique du
groupe Jet Services

Personnes à bord

2 PNT,
2 PNC

Résumé :

L'appareil se trouve en phase d'approche intermédiaire pour l'atterrissage en piste 27 à Epinal-Mirecourt. Alors qu'il vole en palier à une altitude de 2 420 pieds (référence QNH 1004 hPa) en branche d'éloignement, une alarme de l'avertisseur de proximité du sol se déclenche.

Le commandant de bord entreprend immédiatement de monter à une altitude supérieure. Alors qu'il atteint l'altitude de 2 750 pieds, l'avion prend une forte assiette à piquer. Le commandant de bord reprend le contrôle de l'appareil à une hauteur de 500 pieds mesurée à la radiosonde.

L'équipage effectue une nouvelle procédure d'arrivée et l'appareil se pose sans autre problème.

	Personnes			Matériel	Tiers
	Tué(s)	Blessé(s)	Indemne(s)		
Equipage	0	1	3	Néant	Néant
Passagers	0	0	0		

¹ Les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter une heure pour obtenir l'heure légale en France le jour de l'incident.

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroutement du vol

Le 17 mars 1995, le BAe 146-200 Quick Change immatriculé F-GOMA de la compagnie AIRJET assure un vol de mise en place entre Innsbrück (Autriche) et Epinal-Mirecourt (France), sans passager à bord. Ce vol s'effectue sous plan de vol IFR avec l'indicatif opérationnel AIJ3005. La croisière se déroule au niveau de vol 260 dans de bonnes conditions météorologiques.

Pour ce vol, le commandant de bord est le pilote en fonction. Le copilote est pilote non en fonction.

A 11 h 32, l'équipage contacte l'approche de Nancy-Ochey sur la fréquence 130,27 MHz afin de poursuivre sa descente et de débiter sa procédure d'approche sur l'aérodrome d'Epinal-Mirecourt (carte d'approche aux instruments d'Epinal-Mirecourt en annexe 1).

Les conditions météorologiques transmises, d'abord par l'approche de Nancy-Ochey, puis par l'AFIS (Service d'information de vol d'aérodrome) d'Epinal-Mirecourt, font état d'un vent du 220° pour 20 à 30 kt, d'une visibilité de 4 km avec de la pluie, de nuages épars à environ 600 pieds et d'un plafond estimé couvert à 1 500 pieds.

Peu avant la verticale du VOR EPL, l'AIJ3005 libère le niveau 60 vers l'altitude de 3 200 pieds, altitude de sécurité dans le secteur concerné, pour une procédure d'approche aux instruments devant se terminer par une approche de précision sur la piste 27 d'Epinal-Mirecourt. La descente s'effectue en mode de maintien d'assiette avec le pilote automatique actif. Au cours de cette descente le pilote automatique agit sur le trim tab (compensateur de profondeur) qui atteint une déflexion de +4,1° à piquer.

Le premier cran de volets (18°) est sélectionné, les aérofreins sont sortis à 35°. En passant l'altitude de 4 700 pieds, le commandant de bord déconnecte le pilote automatique tout en conservant le directeur de vol. Il rapporte par ailleurs que tous les systèmes d'antigivrage et de dégivrage se trouvaient activés. Il s'agit des :

- "engine anti ice",
- "tail anti ice",
- "outer wing anti ice",
- "inner wing de ice" (système qui doit être actif à la sortie des volets en conditions givrantes),
- réchauffages pitot et pare-brise.

L'aéronef est en virage par la droite vers la verticale de la radiobalise EMT sur laquelle sont basées l'approche initiale, l'attente et l'approche intermédiaire.

Les aérofreins sont rentrés. Au cours d'un bref palier à l'altitude de 3 200 pieds durant lequel l'avion croise l'axe de piste, les volets sont mis en position second

cran (24°). Après le passage de la verticale de la radiobalise, la descente est poursuivie vers l'altitude de 2 600 pieds, altitude de sécurité de la procédure jusqu'à l'interception du plan de descente de l'ILS piste 27. Le commandant de bord précisera que son intention était d'effectuer un éloignement de piste en utilisant le LOC en station arrière.

Le mode maintien d'altitude s'active au directeur de vol. Immédiatement après la mise en palier à l'altitude de 2 420 pieds (soit 2 670 pieds en référence 1013 hPa), l'équipage est alerté par l'alarme de mode IIa du GPWS (Avertisseur de proximité du sol) se traduisant par une annonce du type "Terrain Terrain" puis "Whoop Whoop Pull up". A cet instant, l'appareil se trouve dans la configuration :

- trim tab inchangé à +4,1° à piquer,
- N1 moteurs à 61%,
- vitesse indiquée de 145 kt,
- assiette de 2° à piquer,
- angle de roulis de 33° gauche,
- train et aérofreins rentrés,
- systèmes d'anti-givrage et dégivrage actifs.

Le commandant de bord décide une remontée immédiate, conformément aux procédures relatives aux alarmes GPWS décrites dans le manuel d'exploitation de la compagnie.

Tout d'abord le braquage de la gouverne de profondeur engendre l'obtention d'une assiette positive. Selon le commandant de bord, l'affichage de l'assiette à cabrer a nécessité un certain effort. L'assiette atteint 5° à cabrer, s'y stabilise deux à trois secondes et l'aéronef gagne de la hauteur.

Ensuite l'action vers l'avant du commandant de bord sur les manettes de puissance moteur fait monter les N1 jusqu'à 75%. Le TMS (Thrust Monitoring System ou système de surveillance de la poussée des moteurs) étant en panne, c'est le copilote qui se charge d'ajuster la puissance. Les N1 se stabilisent entre 88 et 90% une dizaine de secondes plus tard. Durant ce temps la vitesse indiquée commence à diminuer. L'assiette continue de s'accroître d'autant plus que le copilote fait passer les volets d'un braquage de 24° à 18°.

Le commandant de bord pousse progressivement sur le manche afin de contrer l'augmentation incessante d'assiette, qui lui semble importante, et la baisse de vitesse. Il rencontre bientôt une butée avant du manche alors que l'assiette continue de s'accroître. Il a la sensation d'une assiette à cabrer proche de la verticale.

L'assiette atteint la valeur maximale de +12,2° et la vitesse indiquée passe par un minimum de 122 kt, l'appareil se trouve à 2 750 pieds QNH (soit 3 000 pieds en référence 1013 hPa), il ne monte plus et l'assiette longitudinale commence à diminuer. A ce moment, le braquage de la gouverne de profondeur passe presque instantanément de -10° (valeur médiane) à sa butée à plein piquer -22° et l'accélération normale devient négative.

L'aéronef perd de la hauteur et l'assiette est de -20° à piquer. Comme le précise le commandant de bord dans son compte-rendu, la perte de contrôle lui apparaît dès lors évidente. Jusqu'à cet instant, il n'a pas relâché son effort sur les commandes de profondeur, poussant toujours sur le manche. Les vibreur et pousseur de manche ne se sont pas activés.

L'accélération normale atteint -0,8 g. Les paramètres enregistrés font apparaître que les gouvernes de profondeur repassent très rapidement à une déflexion médiane de l'ordre de -12° à piquer. L'assiette à piquer passe par son maximum de -46° et une action à cabrer sur le manche débute.

Pendant la ressource l'accélération normale atteint +2,8 g. Alors que la vitesse indiquée dépasse 240 kt en descente, les volets étant à 18°, le master warning (alarme principale) se déclenche.

La trajectoire de l'avion atteint son point le plus bas lorsque la radiosonde indique une hauteur de 500 pieds. Les volets sont sélectionnés à zéro, l'assiette redevient positive et la réduction de puissance moteur est entamée jusqu'à atteindre 45% de N1.

L'appareil remonte jusqu'au niveau 50. Le pilote effectue un virage par la gauche pour revenir sur le LOC EMT et recommencer une procédure d'approche. L'appareil se pose normalement à 12 h 00.

L'incident s'est déroulé en conditions de vol aux instruments, hormis la partie finale de la descente sous les nuages épars établis à environ 600 pieds sol.

Après l'atterrissage à Epinal-Mirecourt, l'équipage s'est longuement concerté avec sa compagnie par téléphone. Il a ensuite procédé à une inspection visuelle de l'aéronef et l'a notifié dans un compte-rendu matériel.

L'exploitant a décidé de maintenir le vol prévu à destination de Paris Charles de Gaulle avec soixante-deux passagers à bord.

Remarque : à la suite de cet événement, un audit de l'exploitant a été effectué par la DGAC.

1.2 Dommages corporels

BLESSURES	EQUIPAGE	PASSAGERS	AUTRES PERSONNES
MORTELLES	-	-	-
GRAVES	-	-	-
LEGERES	1	-	-

Un PNC non attaché s'est légèrement blessé à la tête en se cognant contre les coffres à bagages.

1.3 Dommages à l'aéronef

Aucune anomalie n'a été détectée lors de l'inspection visuelle effectuée à Epinal-Mirecourt après l'incident.

Les vérifications ultérieures, relatives à une survitesse avec les volets déployés et à la sortie du domaine de vol en termes de facteurs de charge, ont été réalisées en atelier selon les procédures établies par le constructeur. Elles ont confirmé l'absence de dommage à l'aéronef.

1.4 Autres dommages

Sans objet.

1.5 Renseignements sur l'équipage

1.5.1 Commandant de bord

- Homme, 40 ans
- Brevet de pilote de ligne
- Licence n° 5124.93 en date du 27 mai 1993
- Expérience : totale : 3 330 heures
sur BAe 146 : 1 650 heures
- Qualification BAe 146 obtenue le 6 octobre 1991
- Commandant de bord depuis le 9 septembre 1993
- Après une période de quatre jours de repos, ce pilote a volé 2 h 43 le 14 mars 1995. Puis il a effectué neuf heures de vol du 15 au 16 mars 1995. Cette activité s'est interrompue le 16 mars 1995 à 5 heures du matin et a été suivie d'un jour de repos. Il a repris le travail le lendemain au matin avec un vol Paris Charles de Gaulle - Innsbruck. Le trajet Innsbruck - Epinal-Mirecourt représentait son second vol de la journée.

1.5.2 Copilote

- Homme, 31 ans
- Brevet de pilote professionnel IFR
- Licence n° 12542 en date du 30 janvier 1990
- Expérience : totale : 2 300 heures
sur BAe 146 : 370 heures
- Qualification BAe 146 obtenue le 6 mai 1994

1.6 Renseignements sur l'aéronef

La compagnie AIRJET est la seule entreprise française qui exploite des BAe 146. Ses deux appareils appartiennent à la série 200 de type Quick Change.

1.6.1 Cellule

- Constructeur : British Aerospace
- Type : BAe 146-200 Quick Change
- Numéro de série : 2211
- Année de fabrication : 1993
- Immatriculation : F-GOMA
- Certificat d'immatriculation : n° B23586 du 17 juin 1994
- Certificat de navigabilité : n° 115233 validé le 17 juin 1994 jusqu'au 16 juin 1997
- L'avion totalisait 1 667 heures de vol (bloc à bloc) et 1 170 cycles.

1.6.2 Moteurs

- Constructeur AVCO LYCOMING
- Type ALF 502 R5
- P/N 2.003.040.13
- Numéros de série : -- position 1 : LF06031B
-- position 2 : LF06032B
-- position 3 : LF06033B
-- position 4 : LF06034B
- Fonctionnement : -- position 1 : 1 667 heures
-- position 2 : 1 667 heures
-- position 3 : 1 667 heures
-- position 4 : 1 667 heures

1.6.3 Tolérance technique

Le TMS dont le rôle est d'établir et d'ajuster automatiquement la poussée des moteurs, ne fonctionnait pas le jour de l'incident. Cette situation était notée sur les CRM depuis le 14 mars 1995 après-midi. Le vol était effectué sous tolérance technique MEL (Liste minimale d'équipement)) 009 76 02 101.

1.6.4 Masse et centrage

La masse de l'avion au décollage s'élevait à 32 362 kg pour une masse maximale au décollage autorisée de 42 184 kg. Le centrage atteignait 43% de corde aérodynamique moyenne. Dans ces conditions, l'abaque du devis de masse et centrage stipule que la valeur à afficher sur le compensateur de profondeur dans le cockpit doit être de 2,7. Ce chiffre correspond à un trim à piquer puisque l'échelle

s'étend de 1 à 9 avec un trim au neutre à 3,8. En outre, la déflexion du trim tab effectivement relevée sur les paramètres enregistrés par l'enregistreur de paramètres au décollage s'élève à +3,6°. Cette valeur concorde exactement avec le 2,7 de l'échelle sur la roulette de manipulation du trim de profondeur.

Après l'atterrissage, la masse de l'appareil était légèrement supérieure à trente tonnes, dont 4 040 kg de carburant. L'évaluation du délestage durant le vol entre l'incident et l'atterrissage permet de conclure que la masse de l'avion était comprise entre 30 600 et 31 100 kg au moment de l'alarme GPWS. Ces chiffres correspondent à des centrages respectifs de 46% et 42,7%, selon que les membres de l'équipage de cabine se trouvent à l'avant ou à l'arrière de celle-ci. La limite arrière de l'enveloppe de vol se situe à 47%.

Au moment de l'incident, l'appareil se trouvait donc dans les limites de masse et centrage spécifiées par le constructeur.

1.7 Conditions météorologiques

1.7.1 Situation générale

Les cartes d'altitude mettent en évidence un flux de nord-ouest, se renforçant en passant à l'ouest puis au sud-ouest (50 à 60 kt).

Une perturbation avait abordé l'ouest du pays au cours de la nuit précédente. Au moment de l'incident, à la mi-journée, le front chaud se trouvait sur l'Île-de-France et le front froid s'étendait le long des côtes de la Manche. La marge du front chaud se déployait loin en avant de la trace au sol.

Ces conditions avaient amené un ciel très nuageux sur toute la région vosgienne, avec un vent soutenu. La couche nuageuse s'est épaissie par l'ouest et des pluies liées au front chaud ont débuté en milieu de matinée. Ces précipitations se sont montrées faibles à modérées, avec un effet orographique important au vent du relief.

1.7.2 Sur l'aérodrome d'Epinal-Mirecourt

La station automatique d'Epinal-Mirecourt affichait à l'heure de l'incident :

	<u>11 h 00</u>	<u>11 h 30</u>	<u>12 h 00</u>
<u>Vent</u>	170°/20 kt	180°/20 kt rafales à 30 kt	180°/20 kt
<u>Température</u>	5,8 °C	6,7 °C	6,3 °C
<u>Humidité</u>	88%	84%	88%
<u>Pression station</u>	969,0 hPa	968,3 hPa	968,7 hPa

L'appareil a évolué tout au long de sa manœuvre sur Epinal-Mirecourt en IMC (Conditions météorologiques de vol aux instruments). L'équipage n'a pu

apercevoir le sol qu'à la fin de sa trajectoire descendante, en dessous de 600 ou 700 pieds suivant les bancs de stratus.

Le seul SIGMET en cours de validité à l'heure de l'incident concernait la turbulence sur les Vosges et l'Alsace. A ce sujet, on peut observer un changement net dans l'orientation et la force des vents en fonction de l'altitude. Ils soufflaient du sud pour 20 à 30 kt au sol et de l'ouest/sud-ouest pour 50 à 60 kt au niveau 50. Cette situation induisait donc des turbulences dans les basses couches, signalées dans le SIGMET.

La carte TEMSI valable pour 12 h 00, dont disposait l'équipage, faisait état de givrage faible à modéré au niveau du front froid de la perturbation.

Le radiosondage de Nancy laissait apparaître une masse d'air de type mélange avec une importante couche d'air saturé entre les altitudes 650 et 1 650 mètres. Les températures variaient de +3,2 à +0,5 °C.

1.8 Aides à la navigation

Les procédures d'arrivée et d'approche aux instruments à Epinal-Mirecourt sont basées sur :

- la radiobalise (ou locator) EMT, fréquence 419 MHz. EMT représente le point de début d'approche initiale,
- l'ILS MI, fréquence 110,9 MHz.

Un VOR EPL de fréquence 113,0 MHz, utilisé pour la navigation en route, est également installé sur l'aérodrome.

L'état de ces aides est vérifié à partir d'un pupitre dans la tour. Tous les systèmes fonctionnaient normalement.

1.9 Télécommunications

Après avoir été libéré par le Centre de Contrôle Régional Est, l'AIJ3005 a successivement contacté les organismes de la circulation aérienne suivants :

- Approche de Nancy-Ochey sur 130,27 MHz,
- AFIS d'Epinal-Mirecourt sur 120,20 MHz.

Ces échanges radiophoniques sont enregistrés. Les enregistrements restituent également une référence horaire qui permet d'établir pour cette partie du vol la chronologie suivante :

- A 11 h 32, Nancy-Ochey transmet les conditions météorologiques régnant à Epinal-Mirecourt :
*"La 27 à Epinal en service,
le vent du 220° / 20 à 30 kt,*

*4 kilomètres de visi avec de la pluie,
le plafond estimé épars à 700 pieds, couvert à 1 500 pieds,
les pressions 1004 et 967."*

- A 11 h 33, le contrôleur demande : *"... vous rappelez verticale Epinal niveau 60."*
Et à 11 h 34, il ajoute : *"AIJ3005, pas de trafic connu à vous signaler. N°1 pour la procédure à Epinal, vous contactez Epinal dès maintenant, au revoir."*
- A 11 h 35, l'équipage s'annonce à l'agent AFIS d'Epinal-Mirecourt vers la verticale d'EMT au niveau 60. Six minutes plus tard, il dit qu'il a eu une alarme "Terrain" et qu'il remonte vers l'altitude de sécurité. A 11 h 53 il signale qu'il se trouve verticale EMT et qu'il débute sa procédure.

Remarque

Les échanges radio-téléphoniques entre les aéronefs et l'agent AFIS sont enregistrés sur des cassettes à quatre pistes au moyen d'un enregistreur de type ATIS MCF 500. L'enregistrement horaire est un enregistrement codé de l'émission de l'horloge France Inter. La référence horaire est stockée sur une piste séparée des pistes d'enregistrement radio et n'est lisible que par le lecteur enregistreur MCF 500 en visualisation digitale. Il a donc été nécessaire de réaliser une lecture sur site et d'établir manuellement la chronologie précise des dialogues.

D'autre part, la cassette ne déroule la bande pour enregistrement que lorsqu'il y a effectivement émission de sons sur la fréquence. Ainsi, le système est en veille pendant une période d'inactivité. Le déroulement de la bande et l'affichage de l'heure ne reprennent automatiquement qu'à l'émission d'un nouveau son. Comme il faut un certain temps pour que la vitesse de défilement de la bande atteigne sa valeur nominale lors du déclenchement, les débuts de conversations sont difficilement audibles à la relecture. L'heure correspondante met également un certain temps à s'afficher.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

L'aérodrome d'Epinal-Mirecourt est un aérodrome civil ouvert à la circulation aérienne publique, non contrôlé. Un agent de la chambre de commerce d'Epinal y assure les services de l'information et de l'alerte au titre de l'AFIS.

L'aérodrome se trouve en espace aérien non contrôlé de classe G ; l'approche initiale s'effectue en contact avec l'approche de Nancy-Ochey.

L'approche intermédiaire et l'approche finale se font en contact avec l'organisme AFIS.

La piste avec ILS est orientée au 268° et son seuil se trouve à une altitude de 1 033 pieds. L'hippodrome est basé sur la balise EMT.

1.11 Enregistreurs

1.11.1 Enregistreurs de bord

Conformément à la réglementation, le F-GOMA était équipé de deux enregistreurs :

- un enregistreur phonique (CVR) d'une durée d'enregistrement de trente minutes. Il ne contenait pas d'élément relatif à l'incident, l'avion ayant volé plus de trente minutes entre l'incident et la dépose de l'enregistreur ;
- un enregistreur de paramètres (FDR) d'une durée d'enregistrement de vingt-cinq heures :

Constructeur :	PLESSEY
Modèle :	PV 1584 M
P/N :	650-1-14040-012
S/N :	10045

L'enregistreur est équipé d'un DARU (Data Acquisition Recorder Unit ou unité dédiée à l'acquisition des données) qui a pour rôle de concentrer les informations issues des différents capteurs de mesure et de coder les paramètres de vol sous forme numérique. Les éléments ainsi formatés font l'objet d'un enregistrement sur bande magnétique.

La fiabilité des paramètres enregistrés est certifiée dans un domaine de facteur de charge compris entre -5,5 et +5,5.

Données issues du FDR

Les courbes résultant de l'exploitation des paramètres figurent en annexe 4. Elles ont permis d'établir une chronologie détaillée des faits (annexe 6).

L'étude des paramètres permet de dégager les faits marquants suivants :

- au cours de la descente du niveau 60 vers 3 200 pieds QNH, le pilote automatique agit sur le trim tab qui atteint une déflexion de +4,1° à piquer. Cette déflexion restera inchangée tout au long de l'événement.
- A 11 h 37 min 19 s le pilote automatique est déconnecté manuellement.
- L'alarme GPWS survient à 11 h 40 min 31 s alors que l'appareil se trouve à 2 420 pieds QNH. (L'altitude de protection est de 2 600 pieds à cet endroit).
- L'équipage effectue une remise en puissance. La gouverne de profondeur est en position à cabrer, les régimes moteur augmentent jusqu'à un N1 de 75% en quatre secondes. Les volets sont rentrés à 18°.
- L'assiette atteint un maximum de +12° à 11 h 40 min 41 s et la vitesse diminue jusqu'à 122 kt.
- Huit secondes plus tard, la déflexion à piquer de la gouverne de profondeur s'intensifie brutalement jusqu'à -22°. Les N1 sont établis à 90%. L'appareil commence à descendre et l'accélération devient négative.

- La gouverne de profondeur revient à un braquage de -12° presque instantanément et l'assiette à piquer atteint la valeur maximale de -46° .
- La ressource débute à 11 h 40 min 52 s. Après la sélection des volets à zéro, l'assiette redevient positive. La radiosonde indique 500 pieds, le facteur de charge a atteint +2,8 et la vitesse dépasse 245 kt.

1.11.2 Enregistrements radar

Le Centre de Contrôle Régional Est exploite et enregistre les données du radar monopulse de Chaumont-Cirfontaine, implanté à une trentaine de kilomètres dans le sud-ouest d'Epinal-Mirecourt.

Un relevé de la trajectoire du F-GOMA se trouve en annexe 3. A chaque point répertorié apparaissent l'heure en minutes et secondes et le niveau de vol de l'appareil.

1.12 Essais et recherches

1.12.1 Travail sur simulateur

1.12.1.1 Sur simulateur de développement

1.12.1.1.1 Changements de configuration

Les enquêteurs ont procédé à une série d'essais sur le simulateur de développement chez le constructeur afin de quantifier les répercussions d'un changement de configuration de l'avion sur son axe longitudinal. Pour ce faire, la manipulation a consisté à replacer l'appareil propre de toute pollution à trente et une tonnes, dans les conditions réelles du F-GOMA avant la remise en puissance le jour de l'incident. En l'occurrence, les paramètres suivants ont été pris en compte :

- palier à 2 600 pieds QNH 1004 hPa et roulis de 30° à gauche,
- volets braqués à 24° ,
- trim à piquer avec une déflexion du trim tab à $+4,1^\circ$,
- tous systèmes d'anti- et de dé-givrage actifs,
- vitesse indiquée de 145 kt,
- trains rentrés, aérofreins rentrés,
- puissance moteur à 61% de N1,
- TMS inactif.

Les quatre essais suivants ont été réalisés :

⇒ augmenter la puissance des moteurs de 61 à 90%, comme lors de l'incident, et observer le taux de variation de l'assiette sans toucher à aucune autre commande ;

⇒ remettre l'avion dans les conditions initiales, puis piloter au manche pour es-

sayer de reproduire la variation de l'assiette observée au cours de l'exercice précédent, afin d'évaluer l'effort au manche à fournir pour y parvenir ;

⇒ reprendre les conditions initiales, rentrer les volets de 24 à 18° et observer à nouveau le taux de variation d'assiette généré, sans aucune autre action sur les commandes ;

⇒ effectuer une remise en puissance complète à partir des conditions initiales, c'est-à-dire procéder aux actions successives sur le manche (avec le même effort que celui fourni au deuxième essai), la poussée des moteurs et les volets.

Cette série d'essais a été effectuée à trois reprises, chaque fois avec un centrage différent afin d'explorer tout le domaine de vol de l'appareil. Ont été sélectionnés le centrage limite avant de 25%, un centrage de 38% au milieu de l'enveloppe de vol et enfin un centrage arrière de 46%.

	Temps ↗ N1 en sec	Effort au manche en lbs	Δ Assiette longitudinale en degrés	Δ IAS en kt	Facteur de charge extrême
<i>CENTRAGE</i>				0,25	
N1	2	Δ de +3	+28 en 25 s	-40 en 30 s	1,25
Manche	-	0 à 17 max	+18 en 10 s	-40 en 15 s	1,32
Volets	-	Δ de -3	-5 en 13 s	+35	0,86
GA	2	0 à 20	+15 en 7 s	+5 et baisse	1,40
<i>CENTRAGE</i>				0,38	
N1	3	Δ de +3	+30 en 25 s	-50 en 32 s	1,26
Manche	-	0 à 15	+19 en 10 s	-50 en 20 s	1,40
Volets	-	Δ de -2	-8 en 12 s	+35	0,82
GA	2	0 à 22	+20 en 8 s	+5 et baisse	1,60
<i>CENTRAGE</i>				0,46	
N1	2 à 3	Δ de +5	+31 en 25 s	-60 en 30 s	1,24
Manche	-	0 à 15	+18 en 9 s	-42 en 15 s	1,45
Volets	-	Δ de -5	-12 en 12 s	+35	0,78
GA	3	0 à 21	+18 en 6 s	+3 et baisse	1,65

Les résultats montrent que le centrage a peu d'influence sur les autres paramètres. Toutes les valeurs se situent dans le même intervalle. De manière générale, la mise en puissance des moteurs produit un couple cabreur, la rentrée des volets un couple piqueur. Pour un centrage à 46%, la remise en puissance complète entraîne une perte de vitesse et une augmentation de l'assiette à cabrer de 18° en six secondes.

1.12.1.1.2 Simulation de l'événement

Deux séries d'essais ont été réalisées. La première correspond à un pilotage en assiette effectué par un pilote d'essais de British Aerospace, la seconde à un pilotage machine respectant les paramètres issus du FDR. En outre, chacune de ces séries comporte deux manipulations avec deux centrages différents. Ces centrages représentent les bornes de l'intervalle calculé au chapitre 1.6.4, à savoir 42,7

et 46%.

Dans les deux cas, l'événement vécu à Epinal-Mirecourt a pu être reproduit fidèlement.

Pour plus de détails, la première simulation a permis d'obtenir plusieurs résultats :

- la position du manche et les efforts fournis par le pilote lors de l'évolution ont été mesurés. Ces efforts n'excèdent pas 30 daN à cabrer et 22 daN à piquer pour le centrage le plus arrière (respectivement 22 daN et 13 daN pour l'autre centrage) ;
- la cohérence entre les braquages de gouvernes de profondeur enregistrés sur le FDR et ceux mis en évidence au cours de la simulation ainsi que les positions de manche et servo-tabs a été démontrée ;
- les vibreur et poussoir de manche ne se sont pas déclenchés ;
- une troisième alarme du GPWS est du type "Sink rate" (taux de descente excessif) ;
- la vitesse de braquage des gouvernes de profondeur enregistrée au cours de l'incident a été reproduite.

Au cours de la seconde simulation les paramètres d'entrée représentaient :

- l'angle de roulis,
- la position des gouvernes de profondeur,
- les N1,
- la position du trim tab.

Les paramètres à surveiller pour comparaison avec ceux issus du FDR, étaient :

- la vitesse,
- l'altitude,
- l'assiette longitudinale,
- l'accélération normale.

Cette simulation a montré que tous les paramètres mesurés au cours de la simulation sont similaires à ceux du F-GOMA lors de l'incident. L'avion s'est donc comporté de la même manière que le simulateur en réponse aux positions des gouvernes enregistrées sur le FDR.

1.12.1.2 Sur simulateur à base mobile

Pour les simulations sur simulateur à base mobile, un pilote d'AIRJET ne connaissant pas les détails de l'incident a été placé en commandant de bord. Le copilote était celui de l'incident. L'avion a été placé dans les mêmes conditions initiales que sur le simulateur de développement.

Cette simulation visait à décrire qualitativement les sensations éprouvées par l'équipage. Un soin tout particulier a été porté au respect du temps de mise en puissance des moteurs à la suite de l'alarme GPWS.

Elle a confirmé que l'incident est reproductible dans son intégralité et que l'on peut

observer la présence de deux chevrons sur l'horizon artificiel lorsque l'assiette longitudinale passe par son minimum. La sensation des facteurs de charge n'a pas été rendue de manière réaliste.

1.12.2 L'alarme GPWS

L'avion de la DGAC (Direction Générale de l'Aviation Civile) de calibration des aides radioélectriques se trouvant sur l'aérodrome d'Epinal-Mirecourt, il a été procédé à une série de tests. L'exercice a consisté à suivre la même trajectoire que le BAe 146 lors de l'incident, à différentes altitudes, afin de vérifier l'alarme GPWS. Il faut cependant préciser que le GPWS équipant cet avion n'est pas exactement le même que celui du F-GOMA. La même alarme, du type "Terrain Terrain" puis "Whoop Whoop pull up", s'est déclenchée à 2 000, 2 100, 2 200, 2 300 et 2 400 pieds QNH.

Ces alarmes ont été parfaitement identifiées et il ne s'agit en aucun cas d'alarmes intempestives.

Les paramètres issus de la lecture du FDR ont permis d'établir que l'appareil est descendu jusqu'à 2 670 pieds avec un calage à 1013 hPa. Or le QNH était de 1004 hPa. L'appareil a donc atteint une altitude de 2 420 pieds. Ce déclenchement d'alarme est cohérent avec les essais réalisés par l'avion de calibration.

En outre le mode IIa du GPWS, dont le fonctionnement est détaillé en annexe 2, est actif en deçà d'une hauteur de 1 800 pieds à la radiosonde lorsque les volets ne se trouvent pas à plein débattement, c'est-à-dire en position d'atterrissage. Les paramètres FDR montrent que l'alarme s'est déclenchée à une hauteur radiosonde de l'ordre de 1 200 pieds.

Par ailleurs, à cette hauteur le déclenchement de l'alarme "Terrain Terrain" nécessite un taux de rapprochement terrain avoisinant les 3 500 ft/min et celui de l'alarme "Whoop Whoop pull up" un taux d'environ 3 750 ft/min. Les courbes issues du FDR mettent en évidence des pertes de 370 pieds en trois secondes et de 570 pieds en six secondes, correspondant respectivement à des taux de 7 400 ft/min et de 5 700 ft/min.

1.12.3 Le givrage

L'étude météorologique a essentiellement consisté à quantifier les conditions givrantes mises en évidence par l'équipage.

La situation du jour comprenait un flux de nord-ouest se renforçant et devenant de plus en plus zonal. Le radiosondage de Nancy à 12 h 00 semble le plus approprié pour cette étude sachant que toute la région est de la France se trouvait à l'avant du front chaud dans une même masse d'air.

L'étude plus approfondie de la structure verticale de l'atmosphère donne la présence d'une couche instable saturée à partir de 932 hPa et d'une couche stable

saturée au-dessus de 918 hPa. Ceci se traduit par une couche de cumulus ayant leur base vers 500 mètres et une couche de nuages type stratiforme s'étendant de 700 à 1 600 mètres.

Ainsi, il convient de faire évoluer le radiosondage obtenu afin de retrouver les conditions qui régnaient sur Epinal. Compte tenu de la physionomie du terrain et de la différence d'altitude, un soulèvement en bloc de 15 hPa paraît le mieux adapté.

La couche non saturée en contact avec le sol affiche une température adiabatique sèche moyenne de 8,5 °C et un rapport de mélange moyen de l'ordre de 5,25 g/kg. Au cours de la détente supposée adiabatique, la saturation de la masse d'air n'intervient qu'au delà de 930 hPa. Dans ce cas il n'y a pas production d'eau liquide.

Par ailleurs la couche initialement saturée entre 930 et 820 hPa comprend un rapport de mélange (équivalent au rapport de mélange saturant sachant que la couche est saturée) de 4,75 g/kg. L'on se rend compte qu'au cours de la détente la couche résultante affiche un rapport de mélange moyen de 4,5 g/kg. Ainsi la quantité d'eau que l'air peut emmagasiner sous forme de vapeur diminue et le surplus passe sous forme liquide. Ici il y a production de 0,25 g/kg d'eau liquide (restant en suspension dans le nuage ou donnant lieu à des précipitations). Compte tenu des imperfections de tracé, cette valeur sera arrondie à 0,3 g/kg.

En outre, cette détente change la physionomie des nuages. Le radiosondage donne une première couche nuageuse de type stratiforme entre un peu plus de 200 mètres et 400 mètres, au-dessus des cumulus jusqu'à un peu plus de 500 mètres et enfin une couche conséquente de type stratiforme entre 500 et 2 500 mètres environ. Cette étude corrobore les données fournies par l'approche de Nancy-Ochey, c'est-à-dire des stratus vers 700 pieds et un plafond vers 1 500 pieds.

La structure verticale de l'atmosphère obtenue en températures est corroborée par les valeurs de SAT (Static Air Temperature) calculées à partir des paramètres du FDR.

Le produit du rapport de mélange par la masse volumique de l'air humide aboutit à la quantité d'eau disponible par unité de volume :

$$r \times \rho_h = 0,3 \times 1,08 = 0,324 \text{ g/m}^3$$

Cette quantité d'eau liquide que le BAe 146 a rencontrée, inférieure à 0,6 g/m³, correspond à un givrage faible aux termes de l'Organisation de l'Aviation Civile Internationale. Ces conditions givrantes se trouvent dans l'enveloppe définie par l'annexe C des JAR/FAR 25.

On peut en conclure qu'il y a eu givrage, mais pas dans des proportions susceptibles de compromettre la sécurité du vol. L'avion est certifié pour ces conditions et l'équipage avait activé tous les systèmes de protection.

1.13 Renseignements sur les organismes et la gestion

Au moment de l'incident la compagnie exploitante ne disposait pas d'un bureau de sécurité des vols. Par la suite une structure a été mise en place pour le traitement des événements en exploitation.

1.14 Renseignements supplémentaires

1.14.1 Chaîne de commande de profondeur de l'avion (annexe 5)

1.14.1.1 Fonctionnement général

L'axe longitudinal est contrôlé par deux circuits mécaniques indépendants. Chacun d'eux, conventionnel et connecté à un manche, utilise des câbles, poulies et autres tringleries ; il actionne séparément une des deux gouvernes de profondeur au moyen d'un servo-tab. Chaque servo-tab représente une surface au bord de fuite de la gouverne de profondeur qui agit par équilibrage aérodynamique avec contre-poids de compensation et ressort de rappel. Ces deux circuits sont reliés en un seul point, à savoir au niveau des deux manches avec un système de ressort chargé. Ainsi, grâce à ce dispositif, chaque manche fait mouvoir les deux gouvernes de profondeur par l'intermédiaire des deux servo-tabs.

Il existe donc une liaison directe mécanique entre le manche et les servo-tabs correspondant, sans assistance de servo-commande. Par contre, outre la tringlerie, cette chaîne de commande passe par une barre de torsion qui se situe à l'intérieur même de la gouverne de profondeur. Cette barre, grâce à des butées différentes en chaque extrémité, a pour rôle d'empêcher les surcharges en permettant le retour du servo-tab à une position d'équilibre si les efforts qui lui sont appliqués deviennent trop importants. De plus, lorsque cette barre atteint ses butées, le manche agit directement sur la gouverne de profondeur : la liaison directe est alors établie.

1.14.1.2 Butées des gouvernes

Bien qu'en fonctionnement normal il n'y ait qu'une liaison directe entre le manche et le servo-tab, les butées de la gouverne de profondeur et celles du servo-tab sont intimement liées par l'intermédiaire de la barre de torsion. Ainsi le servo-tab ne peut qu'adopter une déflexion vers le bas, à savoir dans l'objectif d'une augmentation d'assiette, avec un plein débattement de la gouverne de profondeur vers le bas (attitude à piquer pour l'aéronef).

1.14.1.3 Déconnexion des demi-profondeurs

Si un blocage se produit sur un circuit principal de commande de profondeur ou au niveau d'un servo-tab, une différence supérieure à 26,7 daN entre les efforts sur les deux manches permet de rompre l'interconnexion existant entre ceux-ci et ain-

si de maintenir le contrôle de l'aéronef. La manipulation de la poignée "Elev pull disconnect" située sur le pylône central entraîne le désaccouplement des deux circuits et autorise les déplacements du système non bloqué sans les charges imposées par le dispositif de débrayage des manches.

Il existe une procédure pour annuler cette déconnexion en vol. Elle consiste à actionner un bouton situé au milieu de la poignée "Elev pull disconnect" et à pousser celle-ci complètement vers l'avant.

1.14.1.4 Action du pilote automatique sur l'axe longitudinal

Le pilote automatique agit sur les servo-tabs par l'intermédiaire d'un servo-moteur placé entre le manche et la barre de torsion (juste en amont du servo-tab). En ce qui concerne l'équilibrage de l'aéronef, il utilise le moteur de l'auto-trim pour mouvoir les trim-tabs.

Afin de faire varier l'assiette longitudinale de l'appareil, le pilote automatique intervient dans un premier temps sur les servo-tabs. Lorsque le couple appliqué à la barre de torsion dépasse un certain seuil, il agit sur les trim-tabs afin d'annuler ce couple de torsion. Dès lors les servo-tabs reviennent dans une position aérodynamique neutre et le manche retourne à sa position angulaire originelle.

Il existe de plus une protection contre une position de trim-tab et des mouvements de servo-tabs antagonistes. Il s'agit d'un "trim warning" apparaissant sur l'ECAM (Electronic Centralized Aircraft Monitoring).

1.14.2 Restitution des efforts au manche

1.14.2.1 En fonction de la vitesse

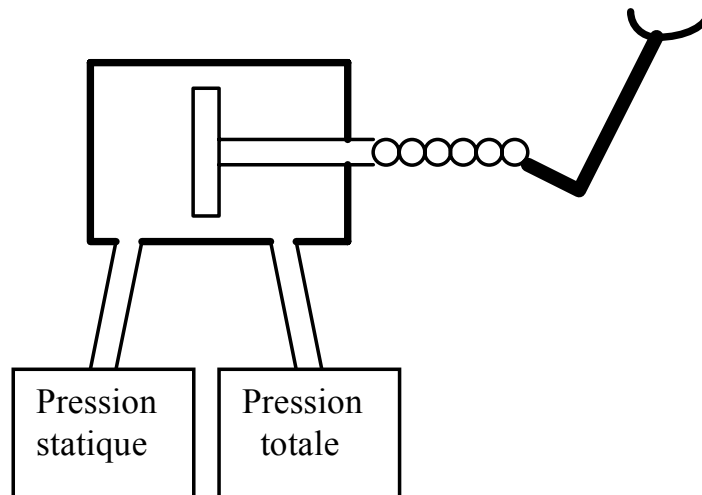
La chaîne de commande de profondeur est équipée d'un Q-Pot. Ce système constitue un élément de l'avionique qui fournit les sensations artificielles au manche en créant une résistance aux déplacements du manche proportionnelle à la vitesse de l'aéronef.

Il fonctionne de manière pneumatique et est directement relié à la chaîne de commande de profondeur côté commandant de bord (c'est à dire côté gauche).

Cette restitution d'effort s'applique aux deux manches en fonctionnement normal, mais le système devient inopérant si un blocage intervient sur le circuit de commande de profondeur du commandant de bord.

Le Q-Pot est basé sur le prélèvement des pressions statique et totale au niveau du tube pitot.

Description schématique du Q-Pot sur BAe 146-200



La différence de pression actionne le piston qui a ainsi tendance à tendre la chaîne en la ramenant dans l'axe et donc tire le manche vers sa position initiale. L'effort restitué au manche est bien proportionnel à la vitesse de progression de l'appareil puisque basé sur la pression dynamique.

Si une obturation se produit par givrage ou par un élément extérieur au niveau du tube pitot, les deux pressions à l'intérieur du Q-Pot s'équilibrent pour devenir équivalentes (de par la structure du pitot qui comporte un trou en fond de tube). Ainsi les efforts au manche s'amointrissent et il devient plus facile à manœuvrer. Dans ce cas intervient un master warning ambre du type "rud/el Q fail". En fait le véritable problème survient si l'élément obstruant, glace ou autre, disparaît brutalement. Les efforts au manche augmentent rapidement et le manche est rappelé assez violemment à sa position neutre.

Selon le constructeur, le réchauffage pitot est suffisant pour lutter contre le givrage à des températures totales inférieures à celles rencontrées lors de l'incident.

1.14.2.2 En fonction du facteur de charge

Un système permettant de tenir compte du facteur de charge est intégré à la chaîne de commande de profondeur, afin d'aider au contrôle de l'appareil et d'éviter des mouvements excessifs des gouvernes avec l'augmentation de vitesse. Il s'incorpore dans le circuit de contrôle du servo-tab côté copilote (c'est à dire côté droit) et se compose d'une masselotte chargée de tendre ou de détendre les câbles de commande.

Aucune anomalie n'a été trouvée sur ce système purement mécanique.

1.14.3 La gouverne de profondeur

Le BAe 146 est pourvu d'un empennage en T avec les deux demi-gouvernes de profondeur en partie haute. Celles-ci présentent une série de trous de drainage

sur leur intrados afin d'éviter l'accumulation d'eau à l'intérieur au cours de montées à forte pente.

A l'époque de l'incident, ces trous étaient situés majoritairement non loin du bord d'attaque de la gouverne. Puis début juillet 1995, British Aerospace a émis le bulletin service SB 55-13-01490B demandant le déplacement et l'ajout de certains trous (cette version dite définitive en compte quatre-vingt neuf pour chaque demi-gouverne). Ce bulletin service a été repris par la Civil Aviation Authority (airworthiness directive 003-07-95) et la DGAC (consigne de navigabilité 95-162-IMP(B)).

Les enquêteurs ont donc été amenés à étudier ce point particulier, sachant que les conditions météorologiques du 17 mars 1995 faisaient état d'une pluie modérée et d'une température légèrement positive vers 6 000 pieds.

Le SB 55-13-01490B trouve son explication dans les différences de pression régnant sur l'intrados. Il vise à optimiser l'évacuation de l'eau éventuellement amassée à l'intérieur des gouvernes de profondeur. En fait, il n'existe aucun rapport d'événement en exploitation à ce sujet. La modification résulte d'un test effectué par British Aerospace qui a consisté à introduire de l'eau dans les gouvernes de profondeur au cours d'une montée à fort taux et à constater les sensations engendrées au manche. Il n'y a pas eu de changement d'effort au manche.

1.14.4 Témoignage de l'équipage

L'intention du commandant de bord consistait à effectuer une verticale du VOR EPL puis un virage par la droite afin de revenir vers la radiobalise EMT pour entamer l'approche intermédiaire en poursuivant l'éloignement de piste en "back LOC capture".

En ce qui concerne les phénomènes rencontrés dans la couche avant l'incident, le commandant de bord fait état de givrage avec accréation de glace au niveau des essuie-glaces et de fortes turbulences causées par une succession d'ascendances et de subsidences. Il ajoute que tous les systèmes d'anti-givrage et de dégivrage étaient activés.

A la suite de l'alarme GPWS, le commandant de bord remet les gaz. Dès l'affichage de l'assiette à cabrer, ayant impliqué un certain effort au manche, celle-ci continue à augmenter. Le commandant de bord tente alors de contrer cette assiette, le manche atteint la butée avant. Il fait état d'une sensation proche de la verticale avant la mise en descente de l'appareil.

Le copilote indique s'être rendu compte de la gravité de la situation lorsque l'appareil a débuté sa descente sous facteur de charge voisin de zéro.

2 - ANALYSE

2.1 L'appareil

L'événement s'est produit principalement sur l'axe longitudinal. Les paramètres enregistrés montrent une cohérence totale entre l'assiette longitudinale et les mouvements des demi-gouvernes de profondeur.

L'hypothèse d'une déconnexion, volontaire ou non, des deux circuits de commande de profondeur doit être écartée puisque la différence de braquage des deux demi-profondeurs, telle qu'elle ressort de l'étude des paramètres, reste dans la limite acceptable de 4° et que leurs évolutions respectives sont similaires tout au long du vol.

Le blocage momentané de la chaîne de commande de profondeur est très peu probable, sachant que les deux demi-gouvernes de profondeur sont en mouvement tout au long du vol et en particulier au cours de l'incident.

Le pilote automatique n'a pas mis l'appareil dans une configuration inusuelle avant sa déconnexion. D'une part, il n'y a pas eu d'alarme enregistrée sur le FDR ou relevée par l'équipage au sujet d'un mauvais équilibrage de l'avion. D'autre part, le trim tab a atteint un braquage de +4,1° au cours de la descente du niveau 60 vers 3 200 pieds en direction d'Epinal-Mirecourt, ce qui correspond à un trim à piquer compatible avec l'attitude et la phase de vol de l'avion.

Le commandant de bord a mentionné un effort au manche lors de la prise d'assiette à cabrer, ce qui prouve que les sensations artificielles étaient restituées et donc que le Q-Pot fonctionnait. Ceci conduit à écarter l'éventualité d'une défaillance par obturation du pitot. En outre, aucune alarme "rud/el Q fail" déclenchant le master warning n'a été rapportée par l'équipage ni enregistrée sur le FDR. Le seul master warning enregistré dans le FDR a été reproduit au cours des essais en simulation et s'est déclenché en même temps que les alarmes rouges de pression d'huile sous facteur de charge important.

Un dysfonctionnement du système de restitution des efforts en fonction du facteur de charge n'a pu se produire puisqu'il s'agit d'un système purement mécanique sur lequel aucune défaillance n'a été trouvée après l'événement.

Le pilote en fonction a signalé une butée rencontrée au manche. Ceci se rapporte particulièrement au moment où les gouvernes de profondeur atteignent successivement les braquages de -10°, puis -22° et -12°. Ce phénomène de très courte durée a été reproduit au cours des essais en simulation et trouve son explication dans la conception de la chaîne de commande de profondeur (cf. 1.14).

La sensation d'avion "proche de la verticale" observée au cours de la remise en puissance et l'assiette longitudinale maximale à cabrer de +12,2° relevée sur les paramètres FDR pourraient suggérer un dysfonctionnement de la centrale à inertie. Cependant la validité d'enregistrement des paramètres par le FDR est établie

dans une plage de facteur de charge allant de -5,5 à +5,5. De plus tous les paramètres de l'événement ont été reproduits parfaitement avec une assiette n'excédant pas cette valeur de +12,2°. Enfin la valeur la plus négative atteinte par l'assiette dans le FDR correspond aux deux chevrons relevés par le commandant de bord au cours de la descente, chevrons également observés au cours des simulations. Ceci écarte l'hypothèse.

Les calculs de délestage ont permis d'établir que le centrage de l'appareil au moment de l'événement se trouvait dans l'intervalle allant de 42,7% à 46%. L'avion était donc à l'intérieur de l'enveloppe de vol, proche de la limite arrière. Les simulations ont montré qu'il était parfaitement pilotable et que le centrage n'a qu'une faible influence sur les couples générés par les changements de configuration ou de puissance des moteurs. Il s'agit toutefois d'une configuration peu usitée.

On a constaté que l'avion théorique du simulateur s'était comporté de la même manière que le F-GOMA. L'assiette reste en permanence compatible avec les déflections de la profondeur et le mouvement des gouvernes est cohérent avec les actions du pilote, décrites dans son témoignage. Ceci permet d'écarter une éventuelle défaillance de la chaîne de commande de profondeur.

En résumé, les essais sur simulateur, les paramètres issus de la lecture du FDR et l'état de l'avion après l'inspection tendent à infirmer toute hypothèse de défaillance mécanique.

2.2 L'environnement

- Les conditions givrantes sont certaines. Cependant elles restent dans des valeurs suffisamment faibles pour ne pas compromettre la sécurité du vol. De plus tous les systèmes de protection contre le givrage étaient activés.

Par ailleurs les simulations ont permis d'obtenir le même comportement en vol que le F-GOMA. Or elles utilisaient un avion net de toute pollution. On peut donc raisonnablement considérer que les performances du F-GOMA n'étaient pas altérées par du givrage.

- Les fortes turbulences rapportées par l'équipage proviennent des changements d'orientation et de vitesse des vents en fonction de l'altitude. Les conditions météorologiques en général, comprenant la masse nuageuse et les précipitations, et les vents forts en particulier, n'ont pas facilité la gestion du vol. La variation des vents a pu contribuer au manque de maîtrise de l'équipage qui a laissé passer l'avion sous l'altitude de protection de l'hippodrome. Elle a certainement amplifié la sensation de facteur de charge au moment de la remise en puissance et l'impression d'assiette à cabrer proche de la verticale.

2.3 L'équipage

L'alarme GPWS, à l'origine de la remise en puissance, s'est produite à la mise en palier à 2 420 pieds QNH. L'avion ne se trouvait pas sous pilote automatique à cet instant mais le directeur de vol était actif. L'équipage a donc laissé l'appareil passer sous l'altitude de protection de l'hippodrome qui est de 2 600 pieds. Une explication simple serait l'oubli du changement de calage altimétrique (au calage 1013 hPa, cette mise en palier correspond en effet à 2 670 pieds). Quoi qu'il en soit, cette situation paraît liée à une attention dispersée, par exemple du fait des mauvaises conditions météorologiques du moment ou de la poursuite non contrôlée de l'approche.

L'équipage n'a pas eu le temps avant l'alarme GPWS de changer la configuration de l'appareil lorsqu'il est arrivé en palier, si bien que le trim tab est resté braqué à +4,1° à piquer. L'obtention d'une assiette positive a donc nécessité un effort au manche important, comme l'a constaté le commandant de bord. En outre l'appareil affichait un angle de roulis légèrement supérieur à 30° à gauche, ce qui a eu pour effet d'augmenter le facteur de charge au cours de la remise en puissance.

Par ailleurs, l'avion était exploité en version passagers à vide, configuration peu usitée, avec un centrage arrière proche de la limite.

Tous ces éléments, conjugués à la turbulence de l'atmosphère et au givrage entraînant une surveillance de l'accrétion, viennent s'ajouter à l'effet de surprise d'une alarme qui s'est déclenchée en phase d'éloignement dans l'hippodrome.

Le TMS étant inopérant, le copilote a ajusté les manettes de puissance après le mouvement vers l'avant effectué par le commandant de bord. Les paramètres enregistrés montrent une certaine hésitation au travers de la stagnation des régimes moteur (treize secondes pour atteindre 90% de N1) et d'un palier affiché en assiette à cabrer vers +5°.

L'assiette positive conjuguée à une poussée des moteurs en transition de croissances a amené une baisse de vitesse jusqu'à 122 kt. Le pilote en fonction a agi sur l'axe longitudinal pour interrompre cette perte de vitesse et l'accroissement de l'assiette. Les courbes tracées à partir des paramètres enregistrés mettent en évidence que les butées de la barre de torsion ont été atteintes (paliers de braquage vers -10°) ainsi que celle des gouvernes (-22°). La déflexion rapide des gouvernes de profondeur vers le bas, de -10 à -22°, correspond à la liaison directe établie entre les gouvernes de profondeur et le manche.

Les paramètres montrent ensuite que l'assiette longitudinale a suivi les déflexions de gouvernes de profondeur. Le pilote en fonction a maintenu son action sur le manche. Ainsi l'appareil est entré dans une descente marquée avec un facteur de charge négatif. Selon son témoignage, c'est à ce moment que le copilote s'est aperçu de la situation.

Il y a lieu de penser que l'attention du commandant de bord s'est fixée sur la vitesse de l'appareil sans faire le lien avec les autres paramètres. Au cours de l'événement, il a été victime d'une désorientation spatiale, amenant l'illusion d'un

avion fortement cabré, ce qui peut expliquer son effet prolongé sur le manche à piquer. On ne peut imputer cette désorientation aux couples générés lors de la remise en puissance puisqu'on a vu lors des simulations qu'ils n'étaient pas de nature à déstabiliser un équipage, non plus qu'à un état particulier de fatigue, compte tenu de son emploi du temps des deux derniers jours. Par contre il est possible que les turbulences l'aient conforté dans sa sensation d'avion très cabré. Rappelons également que tout l'événement se déroule en IMC.

C'est en cours de descente qu'il a repris conscience de la situation, peut-être avec la nouvelle alarme GPWS du type "Sink rate", sachant qu'il a bien aperçu les deux chevrons au moment où l'assiette longitudinale atteignait son maximum à piquer de -46° .

Ainsi le déroulement du vol est fidèle au témoignage de l'équipage. Celui-ci a été déstabilisé par l'alarme GPWS et gêné par la configuration inusuelle de l'appareil, les turbulences et par une remise en puissance avec un roulis de 30° . En entraînant les équipages se livrent généralement à des remises de gaz dans l'axe de la finale avec un roulis nul.

3 - CONCLUSIONS

3.1 Faits établis par l'enquête

- L'équipage détenait les licences et qualifications nécessaires à l'accomplissement du vol.
- Les documents de navigabilité réglementaires étaient en état de validité.
- La masse de l'appareil et son centrage se trouvaient dans les limites autorisées.
- Aucune anomalie technique n'a été relevée sur l'appareil.
- L'approche sur Epinal-Mirecourt s'est effectuée en IMC avec des conditions givrantes légères et des turbulences marquées.
- Les conditions givrantes n'ont pas mis en cause la sécurité du vol.
- Au cours de l'approche, l'équipage est resté au calage 1013 hPa, ce qui a conduit à des indications d'altitude supérieures aux valeurs réelles.
- Au cours de l'approche, l'avion est passé sous l'altitude de protection de l'hippodrome.
- Une alarme GPWS s'est produite, conduisant le pilote en fonction à reprendre de l'altitude.
- Au cours de cette manœuvre, le pilote en fonction a été victime d'une désorientation spatiale qui l'a conduit à mettre l'avion en fort piqué.
- L'évolution de l'appareil lors de l'incident a été entièrement et fidèlement reproduite sur les simulateurs. Les valeurs relevées lors des simulations sont similaires à celles enregistrées durant le vol.
- Après l'incident, le vol de transport prévu à destination de Paris Charles de Gaulle a été effectué.

3.2 Causes probables

Les causes probables de la perte de contrôle sont :

- la dispersion de l'attention de l'équipage lors de l'approche, conduisant au passage involontaire de l'avion sous une altitude de protection et au déclenchement d'une alarme GPWS,
- une désorientation spatiale du pilote en fonction lors de la reprise d'altitude après l'alarme GPWS.

La configuration inhabituelle de l'avion, léger et proche de la limite arrière de centrage, un roulis de 30° lors de la remise en puissance et les mauvaises conditions météorologiques avec de fortes turbulences en IMC ont été des facteurs contributifs.

Liste des annexes

ANNEXE 1

Cartes d'approche ILS d'Epinal-Mirecourt dont disposait l'équipage.

ANNEXE 2

Logique de fonctionnement du mode IIa du GPWS.

ANNEXE 3

Trajectoire radar du F-GOMA.

ANNEXE 4

Graphes de paramètres enregistrés.

ANNEXE 5

Chaîne de commande de profondeur.

ANNEXE 6

Chronologie des faits.

ANNEXE 7

Demande d'audit.

JEPPESEN

6 MAY 94 (11-1)

EPINAL, FRANCE

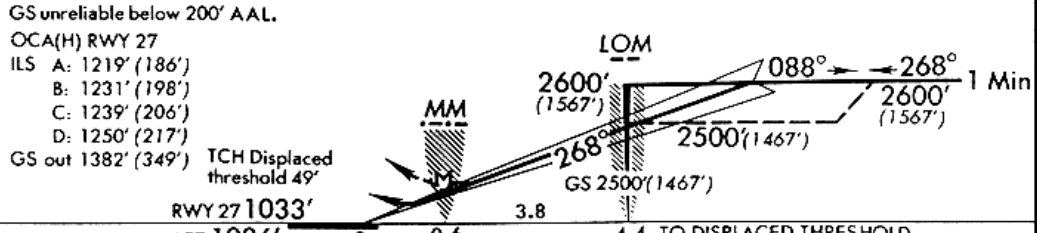
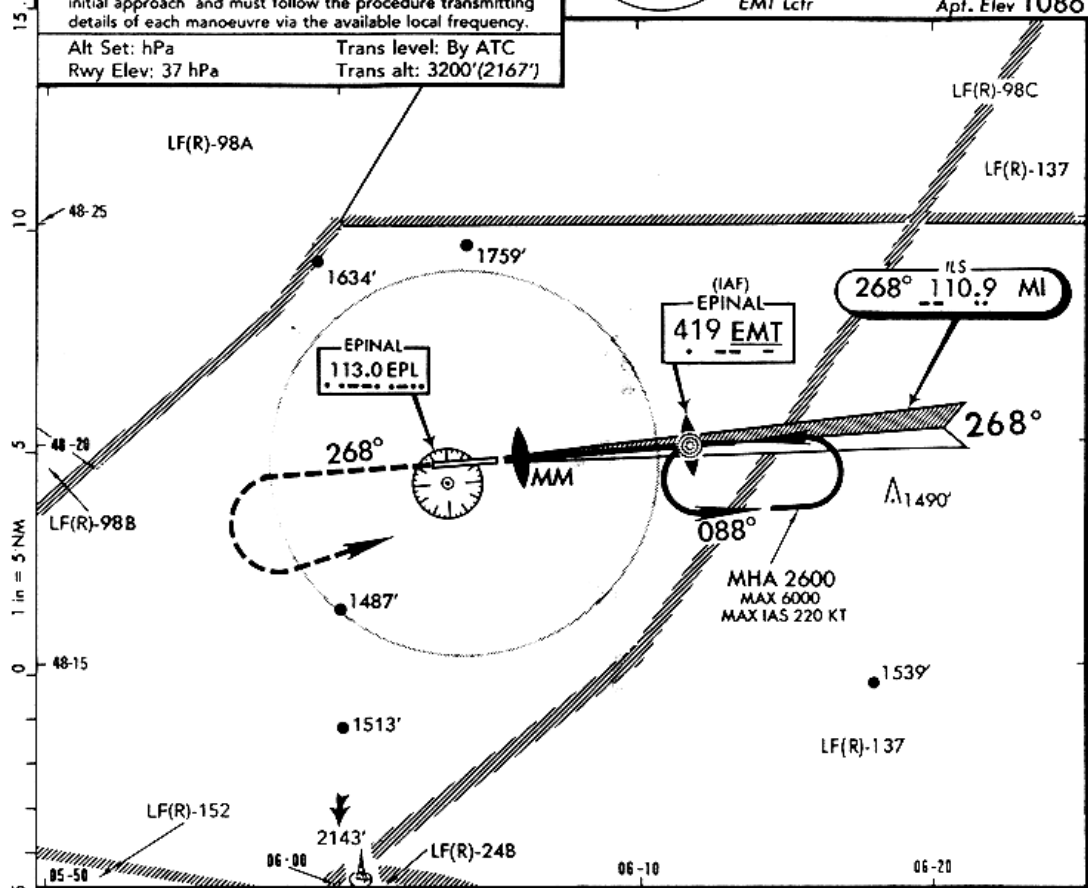
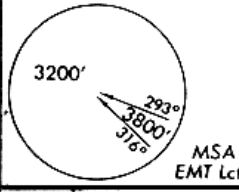
MIRECOURT

Lctr ILS Rwy 27

LOC 110.9 MI

Apt. Elev 1086'

LORRAINE ATIS 128.62
 *OCHEY Approach(R) 130.27 (During restr airspace activity)
 *EPINAL Information 120.2
 If local altimeter setting not available obtain altimeter setting from LORRAINE ATIS.
 APP and Aerodrome Control not provided on this airport. Pilots are responsible for the safety of their aircraft after the initial approach and must follow the procedure transmitting details of each manoeuvre via the available local frequency.
 Alt Set: hPa Trans level: By ATC
 Rwy Elev: 37 hPa Trans alt: 3200'(2167')



MISSED APPROACH: Climb STRAIGHT AHEAD to 2000'(967'), turn LEFT (MAX IAS 200 KT) to EMT Lctr climbing to 2600'(1567'). Do not turn before passing MAP. Climb to 2000'(967') prior to level acceleration.

AUTHORIZED STRAIGHT-IN LANDING RWY 27				CIRCLE-TO-LAND			
OPERATORS				With Local Altimeter setting		With LORRAINE ATIS Altimeter setting	
AB: 233'(200')		DA(H) C: 243'(210')		DA(H) C: 243'(210')		DA(H) C: 243'(210')	
D: 253'(220')		D: 253'(220')		D: 253'(220')		D: 253'(220')	
FULL		FULL		FULL		FULL	
ALS out		ALS out		ALS out		ALS out	
A	RVR 720m VIS 800m	RVR 720m VIS 800m	1200m	RVR 750m VIS 800m	RVR 1500m VIS 1600m	110 660'(627') 1800m	1940'(907') 1600m
B	RVR 720m VIS 800m	800m	1200m	950m	135 660'(627') 2000m	1940'(907') 2000m	2000m
C	RVR 720m VIS 800m	800m	1200m	1050m	180 1900'(867') 2800m	2170'(1137') 760' 2800m	2800m
D	RVR 720m VIS 800m	900m	1200m	1300m	205 1900'(867') 3600m	2170'(1137') 760' 3600m	3600m

WINDS OPS	Gnd speed-Kts						1 ST-IN apch authorized with local altimeter setting only.
	70	90	100	120	140	160	
ILS GS 3.00° or	377	484	538	646	753	861	+ France auth 2 + CAT A, B, C 500m, CAT D 550m. 3 + CAT A 550m, B 650m. 4 + 750m. 5 Circling height based on rwy 27 threshold elevation of 1033'. 6 Not authorized North of runway. 7 NIGHT: NOT AUTHORIZED.
LOC Desc Grad 5.2%							
LOM to MAP	3.8	3:15	2:32	2:17	1:54	1:38	1:25 or MAP at MM

CHANGES: OCHEY Approach frequency.

© JEPPESEN SANDERSON, INC., 1988, 1994. ALL RIGHTS RESERVED.

BRITISH AEROSPACE

BaE 146 OPERATIONS MANUAL

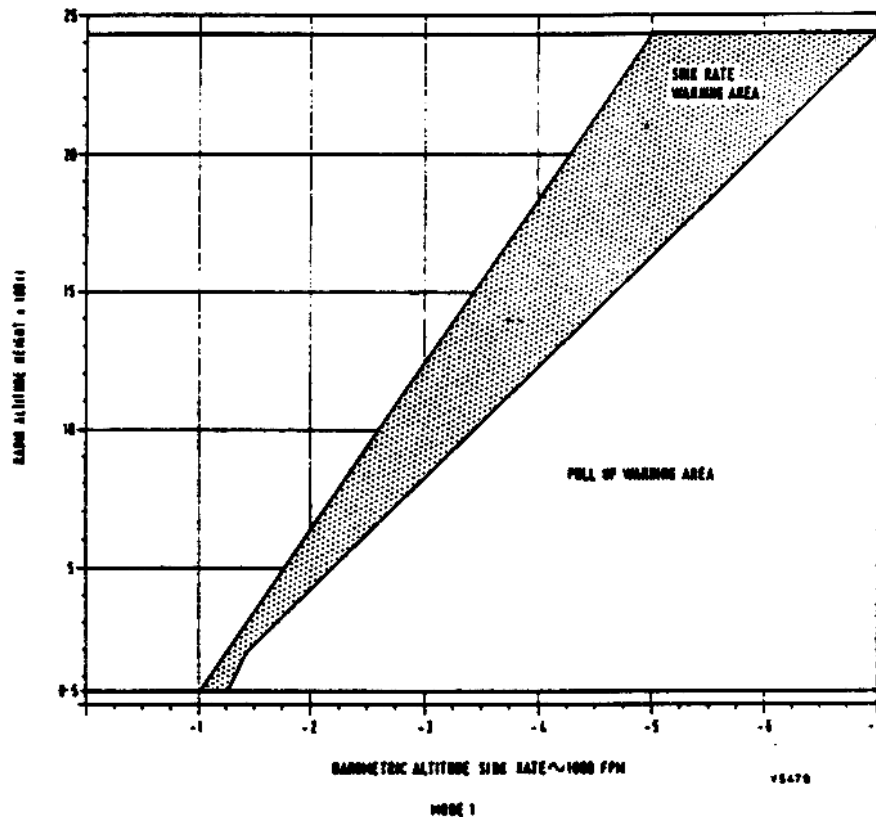
GROUND PROXIMITY WARNING SYSTEM

The ground proximity warning system (GPWS) provides visual, aural, and synthesized voice annunciation to warn of an impending hazardous situation with regard to terrain avoidance. The system consists of a computer unit, various flight deck annunciators and controls. The computer receives inputs from the radio altimeter, barometric altitude rate computer, No.1 glideslope receiver and landing gear and flap position switches. The inputs are continuously processed to provide aircraft flight path surveillance when between 50 and 2450 feet AGL. No action from the flight crew is required unless a warning is activated. With the exception of glideslope mode 5 violations, all warnings can be cancelled only by taking corrective action such as adding climb power and executing a positive pull up. The GPWS is totally inhibited by operation of the stall warning system.

Mode 1. Excessive barometric sink rate

This mode, which is effective in all aircraft configurations provides for flight over level ground when the aircraft is losing height at an excessive rate. The computer compares the barometric altitude sink rate with the available terrain clearance, and determines whether a hazard exists. In general, the warning is given to allow time for a gentle recovery manoeuvre, thus the smaller the terrain clearance the smaller the sink rate which triggers a warning. Below certain heights it is assumed that the aircraft is making a deliberate descent. Therefore, to minimize nuisance warnings, a greater sink rate is tolerated for a given terrain clearance. Below 50 feet terrain clearance the GPWS is inhibited to avoid spurious warnings which would result from ground effect in the static pressure system. This mode has two unique boundaries. The outer boundary advises the pilot that the rate of descent for a given altitude is excessive and the condition should be adjusted. When the outer boundary is penetrated, flashing red warning of "GPWS PULL UP" captions are activated, and an audio warning of "Sink Rate Sink Rate" is heard. If the rate of descent is not corrected and the second boundary is penetrated, a second message "Whoop Whoop Pull Up" is heard. This mode is independent of aircraft configuration.

MODE 1 - EXCESSIVE RATE OF DESCENT TO TERRAIN



V5478

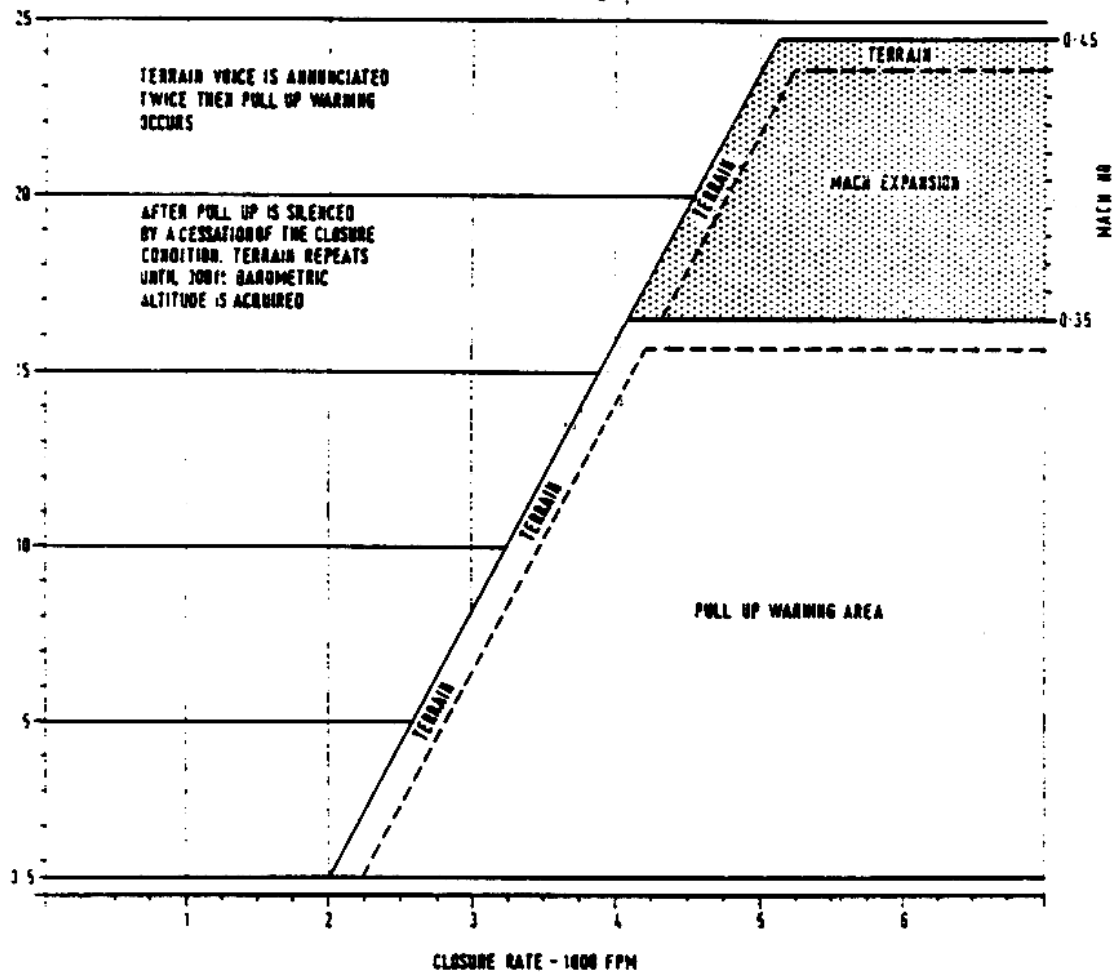
Excessive terrain closure rate
Mode 1

Mod 2. Excessive terrain closure rate

This mode provides for level flight in which the terrain is rising to meet the aircraft. The radio altimeter signal is differentiated by the computer to obtain terrain closure rate, which is then compared with the available terrain clearance. Two sub-modes are provided to afford adequate protection in cruise while minimizing nuisance warnings on final approach.

Mode 2A is effective between 1800 feet and 50 feet terrain clearance with the flaps not selected to the land position. Deliberate descent is assumed below 1500 feet and the flight path slope profile becomes steeper to tolerate a higher terrain closure rate of a given terrain clearance. The mode has an inner and outer boundary, and if the outer boundary is penetrated the visual warning will be "PULL UP" flashing red captions, accompanied by an audible warning of "Terrain Terrain". If the inner boundary is penetrated then the warnings will be flashing red "PULL UP" captions, accompanied by an audible "Whoop Whoop Pull Up".

MODE 2 - EXCESSIVE CLOSURE RATE WITH TERRAIN

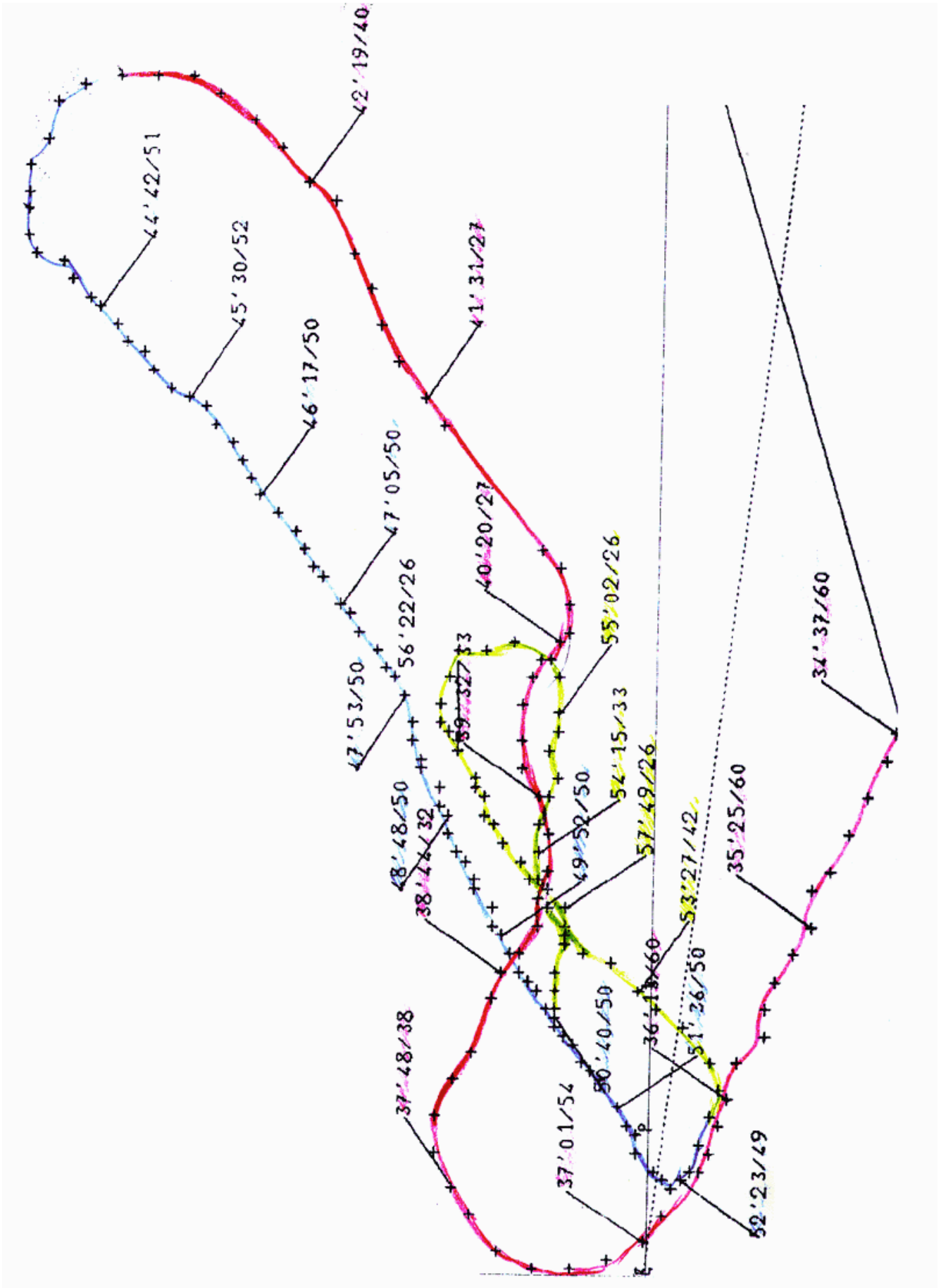


MODE 2(A)

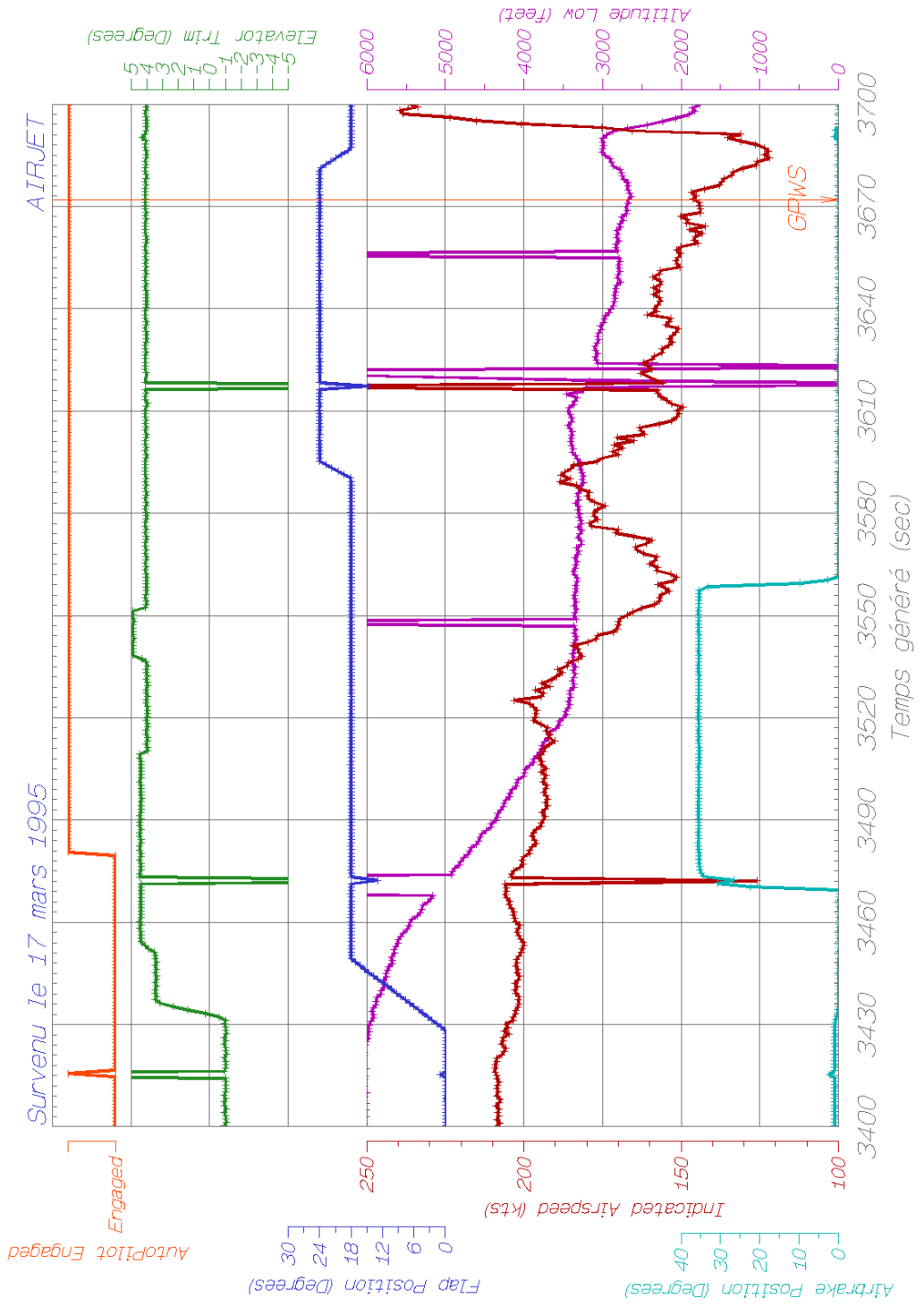
v5479

Excessive terrain closure rate
Mode 2A

Mode 2B. With the flaps selected to land, this mode is operating only between 790 feet to 220 feet, the slope of the flight path reflects a ground closure rate appropriate to landing. The warnings are flashing red 'PULL UP' cautions, accompanied by a audible warning of "Terrain, Terrain".



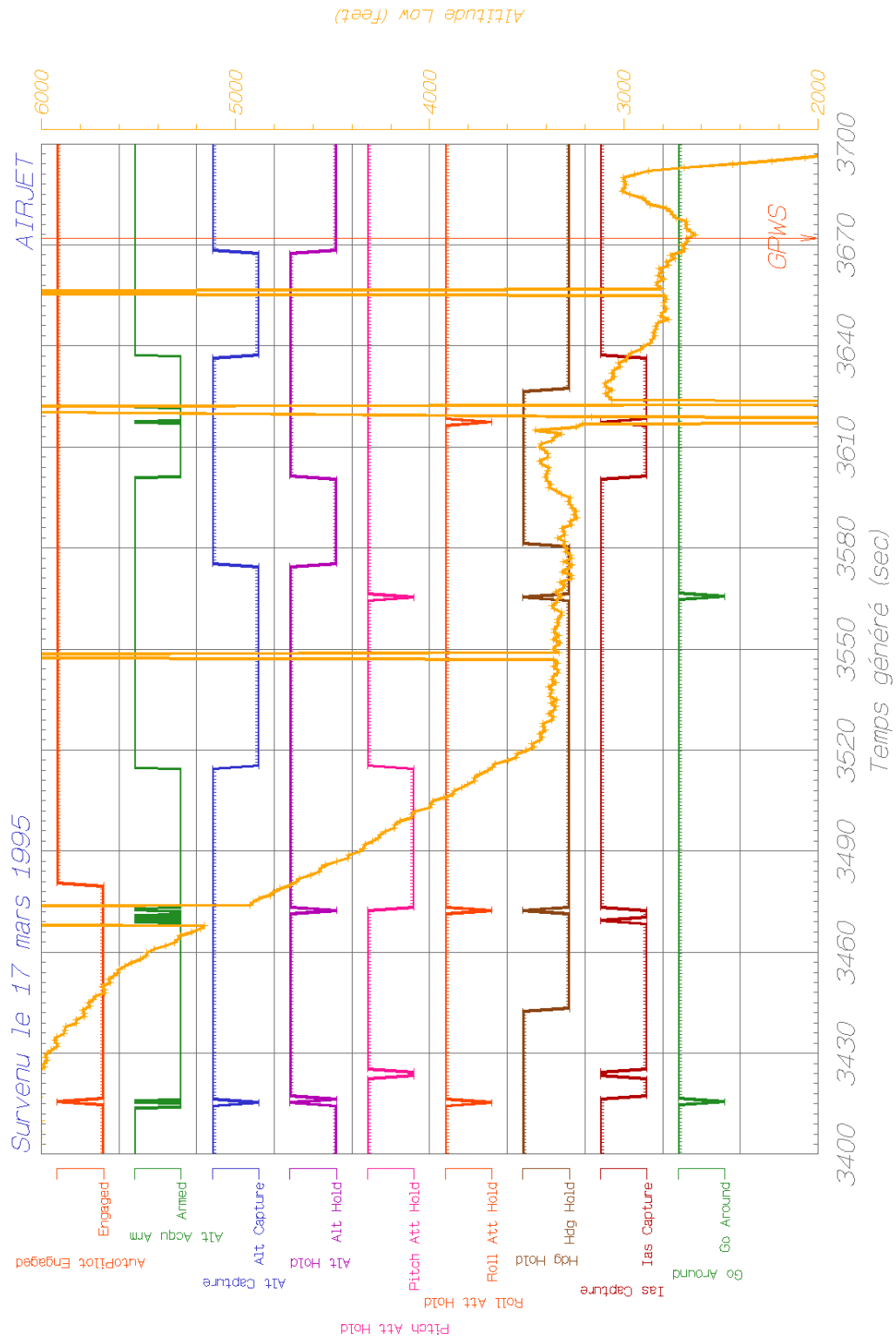
BAe146 F-GOMA



Grphe 1: Commandes / 300s

Laboratoires du B.E.A.

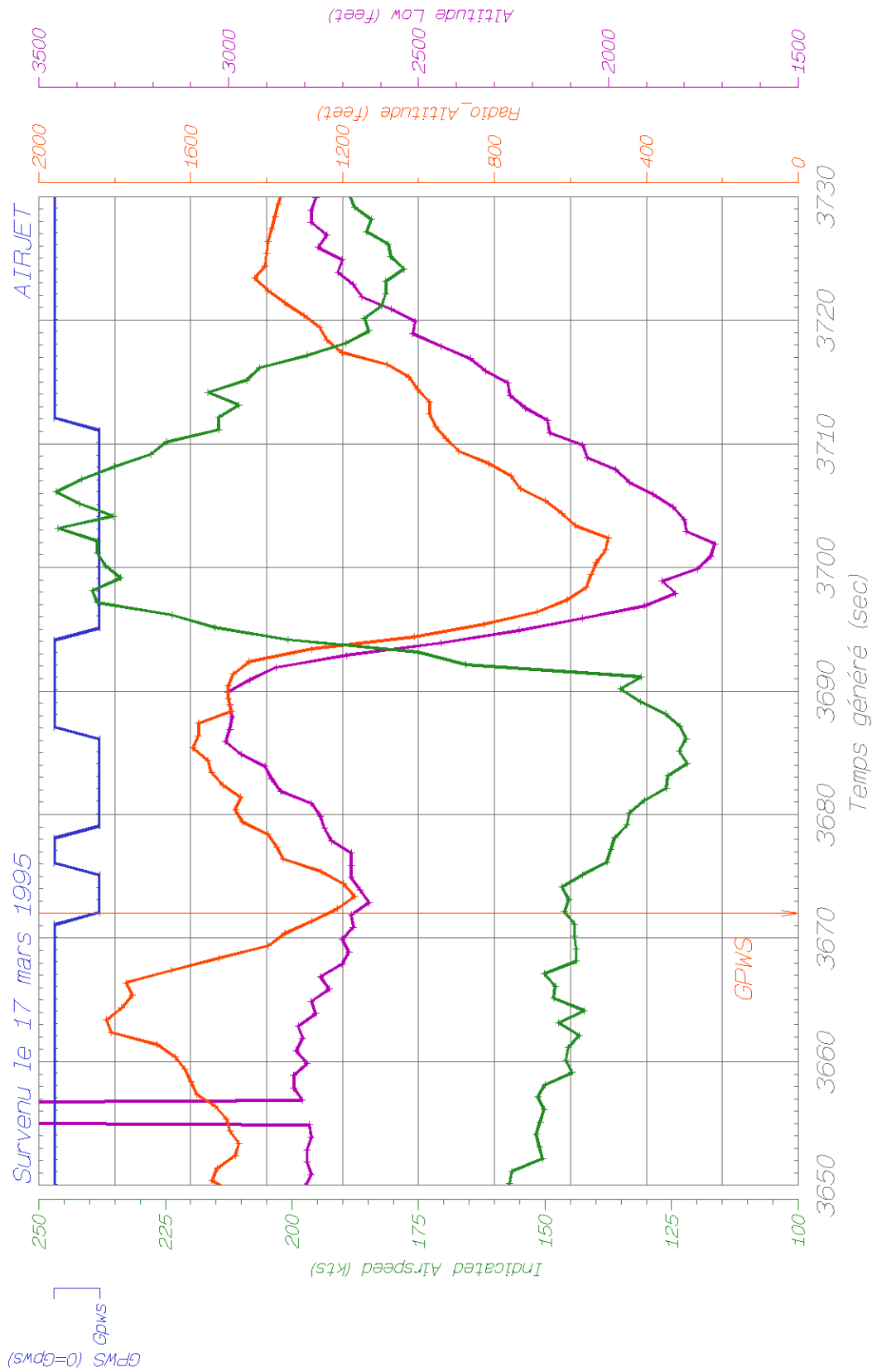
BAe146 F-GOMA



Graph 2: Auto-pilot / 300s

Laboratoires du B.E.A.

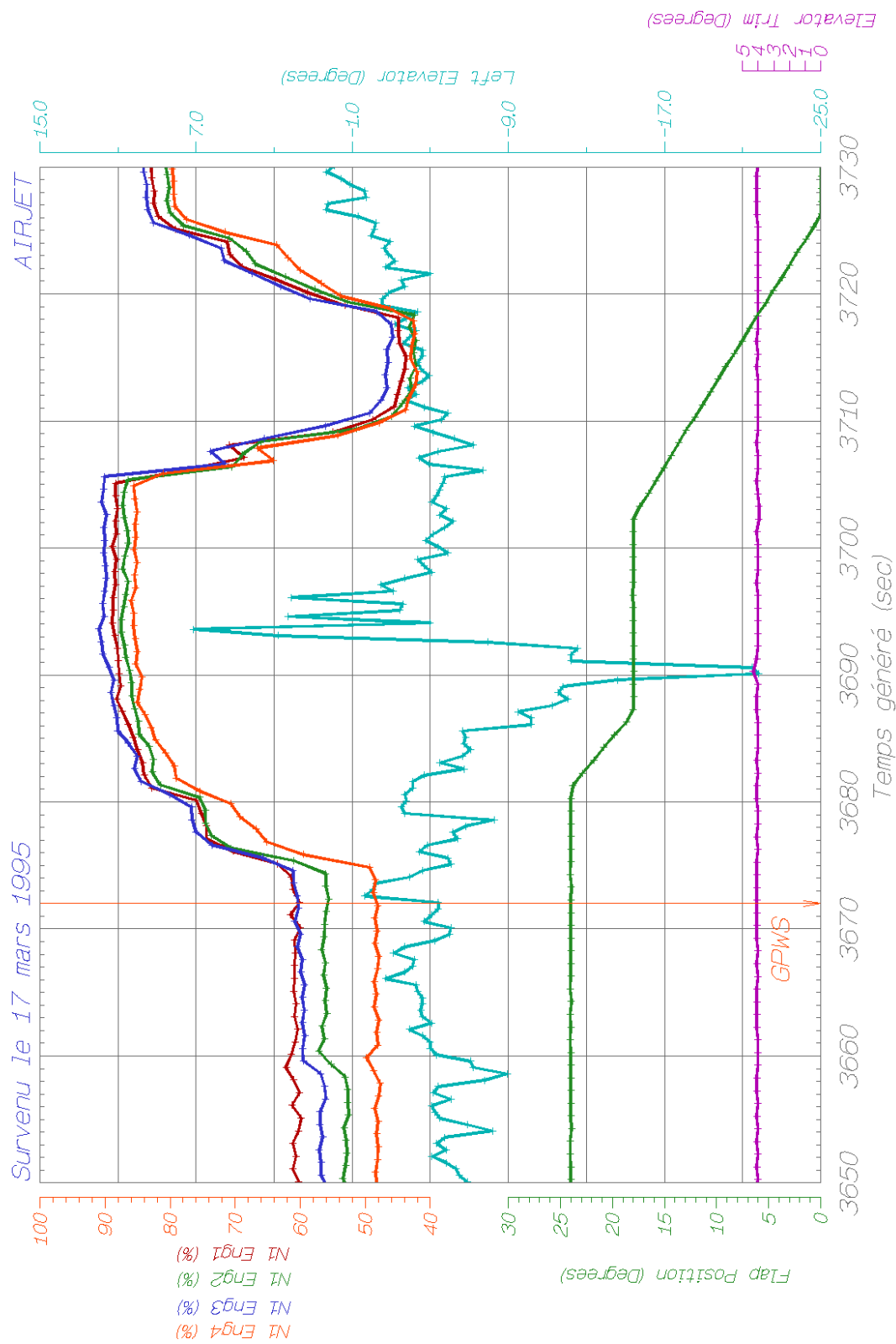
BAe146 F-GOMA



Graphe 3: Profil vertical / 80s

Laboratoires du B.E.A.

BAe146 F-GOMA



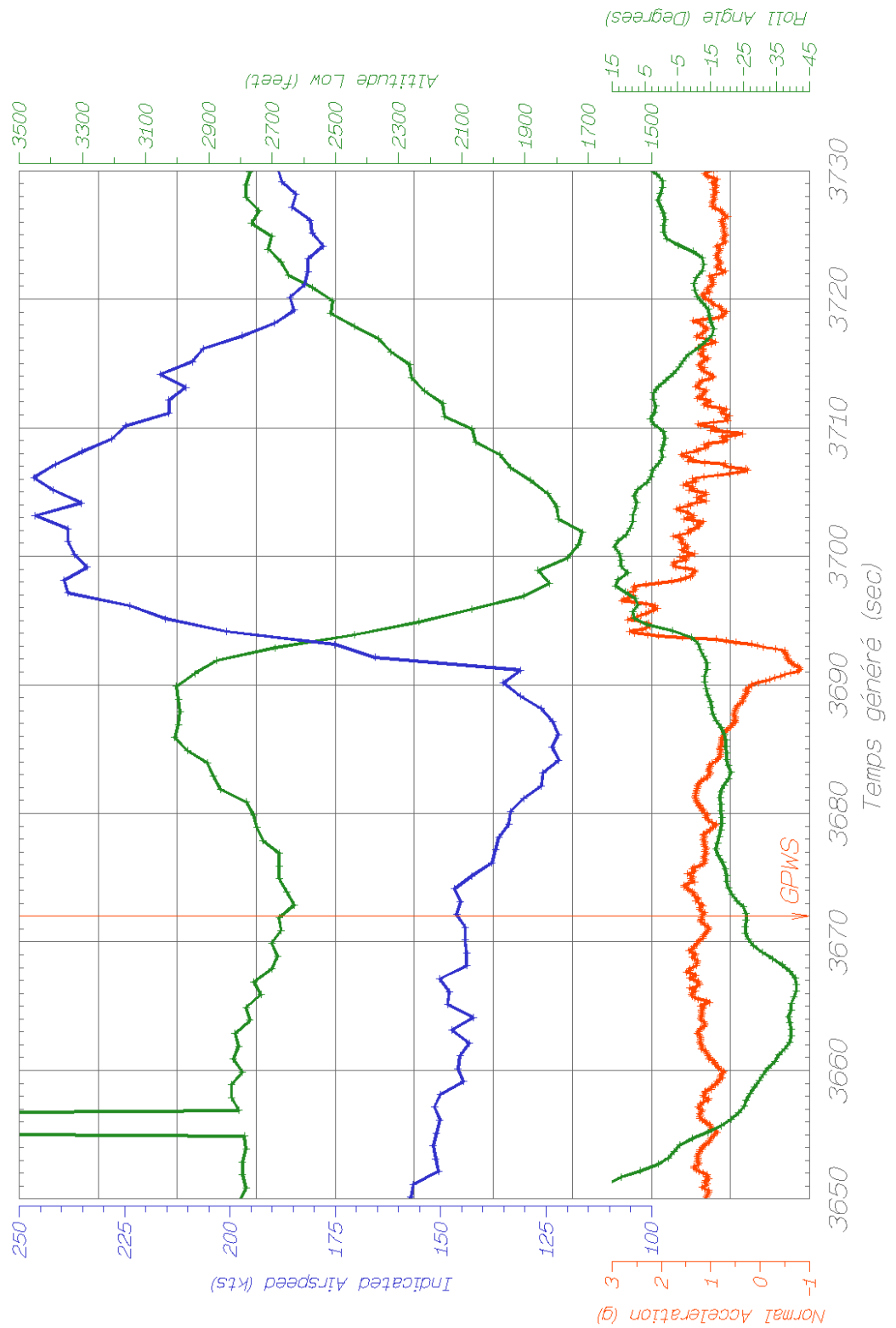
Graphe 4: Paramètres moteurs / 80s

Laboratoires du B.E.A.

BAe146 F-GOMA

Survenu le 17 mars 1995

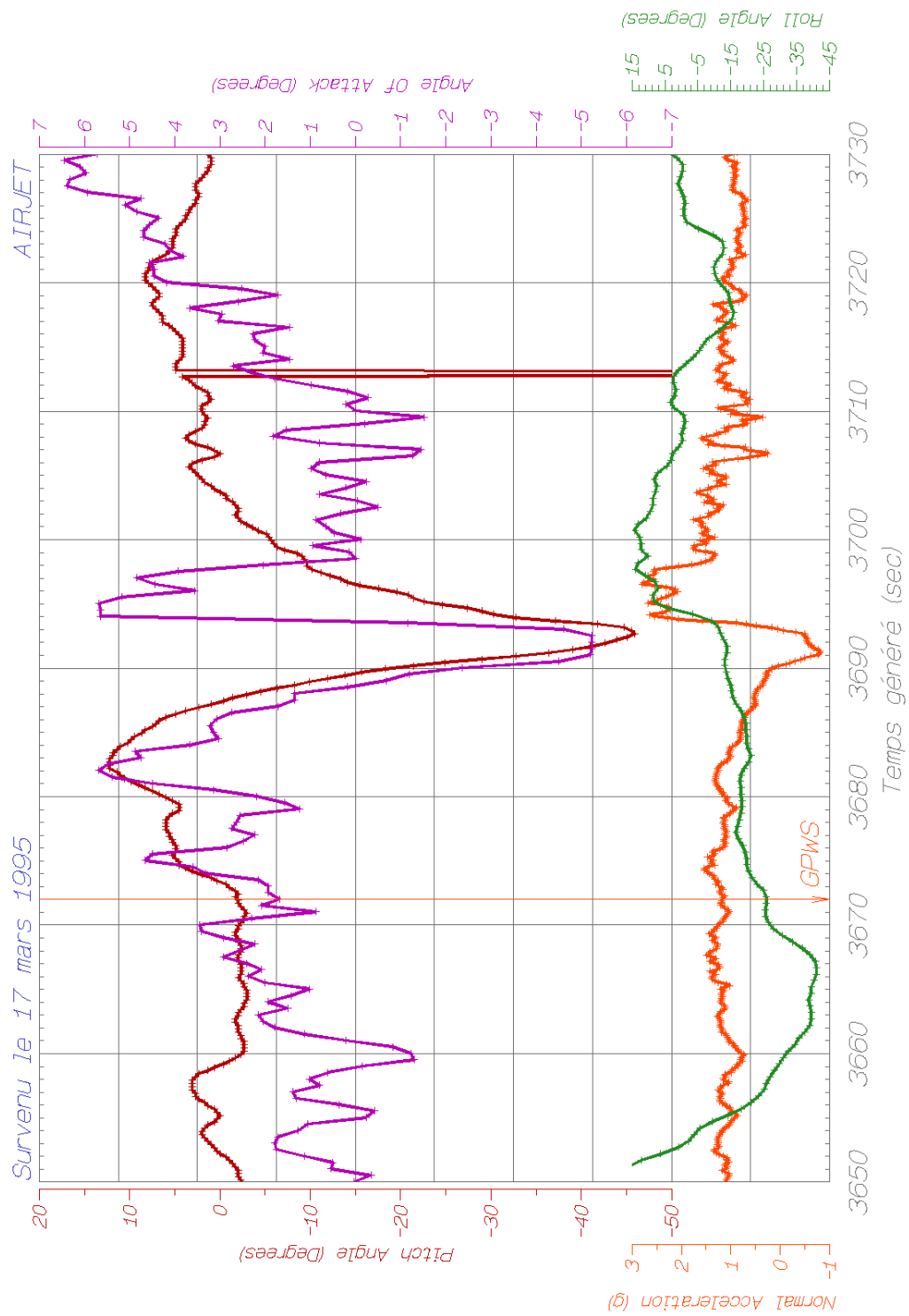
AIRJET



Grappe 5: Attitudes / 80s

Laboratoires du B.E.A.

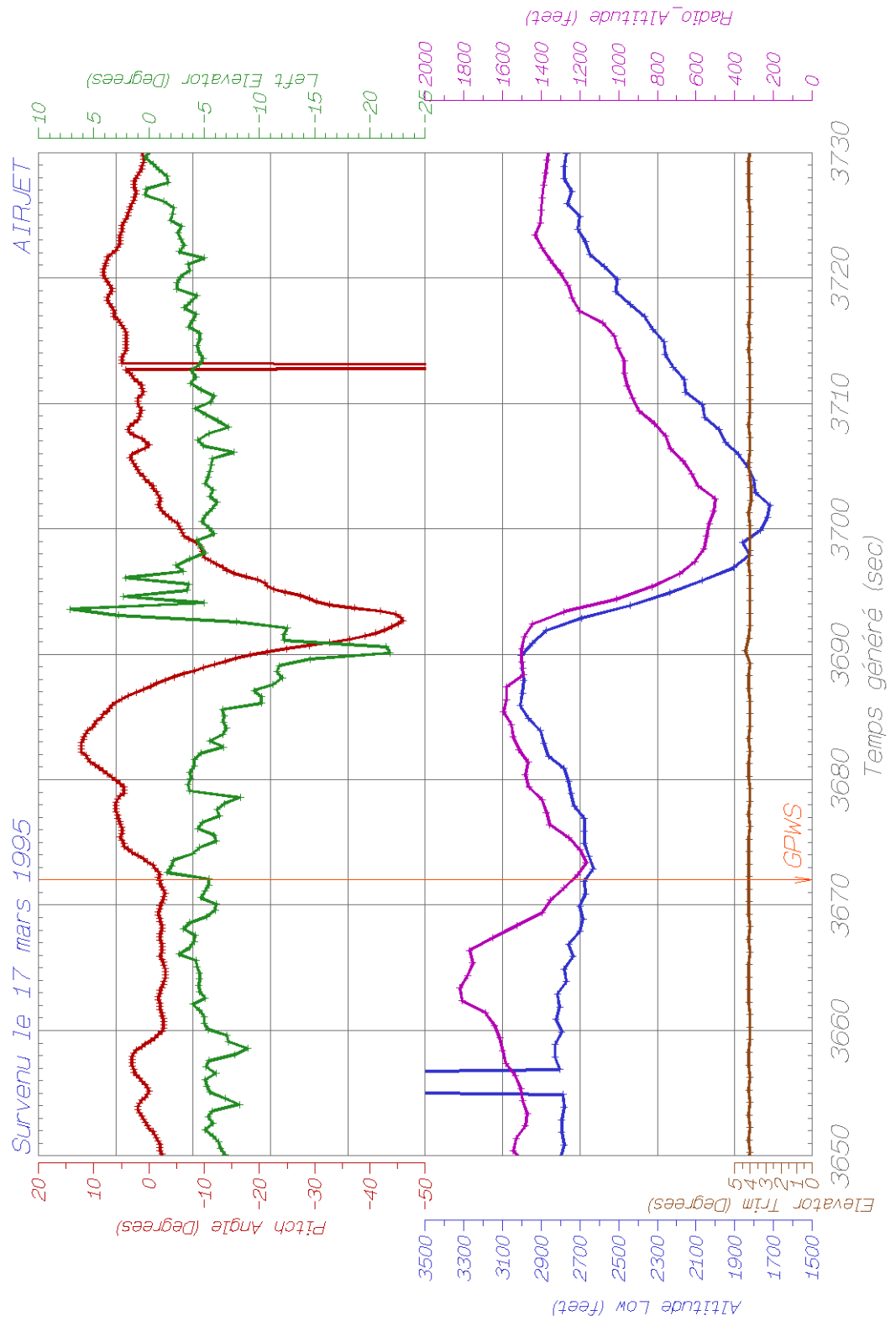
BAe146 F-GOMA



Graphe 6: Attitudes 2 / 80s

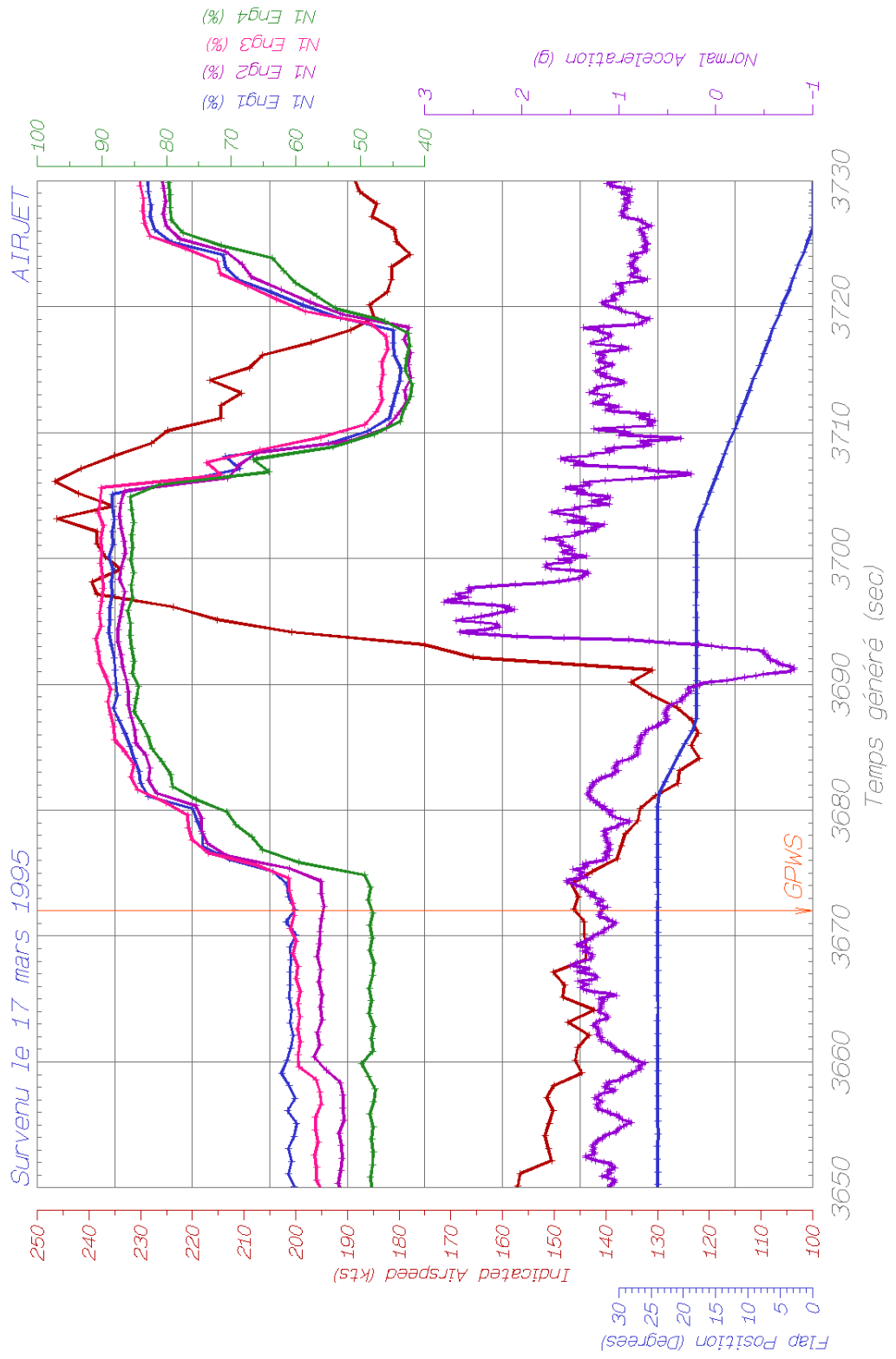
Laboratoires du B.E.A.

BAe146 F-GOMA



Graphe 7: Attitudes & Cdes / 80s

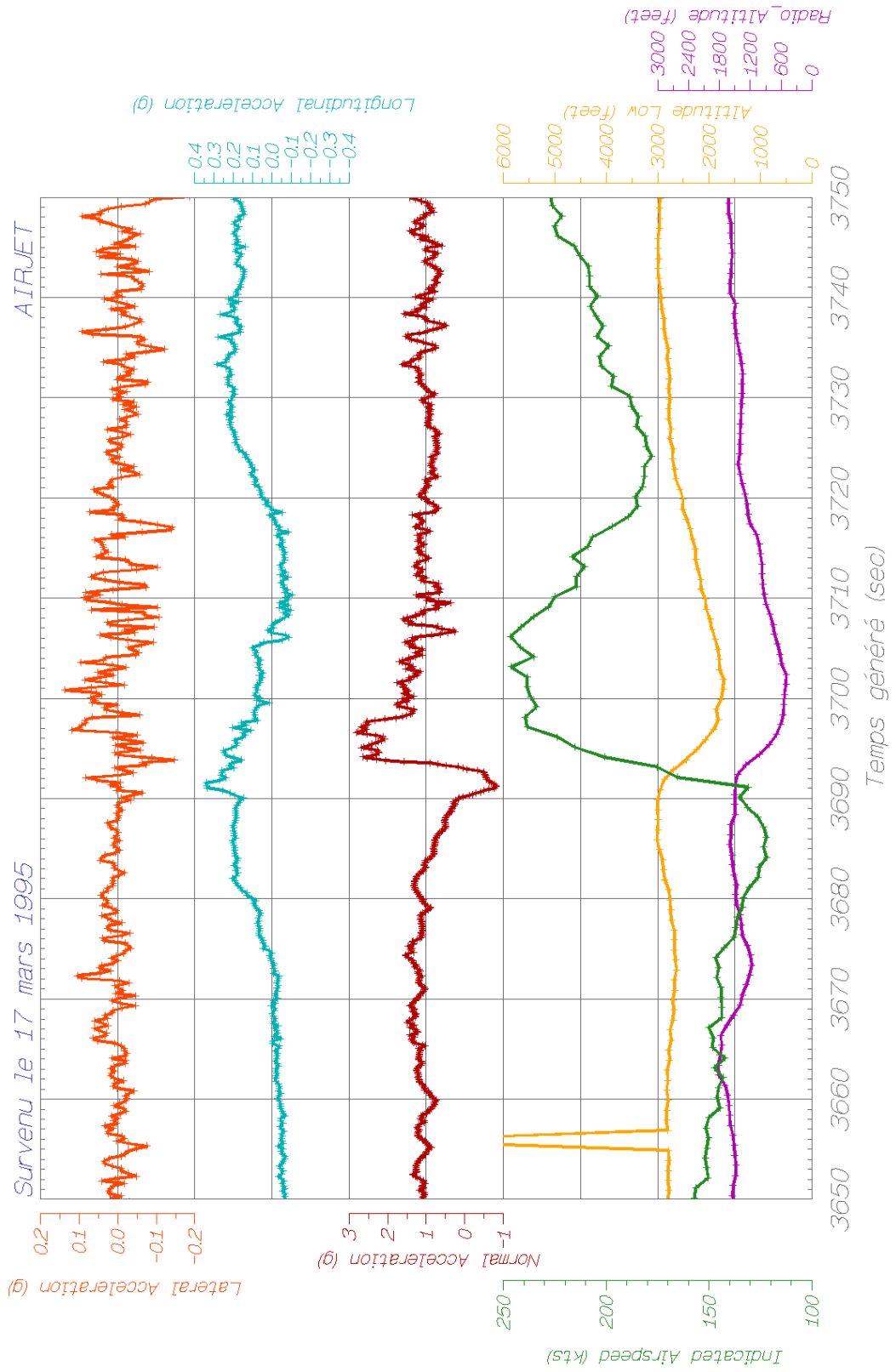
BAe146 F-GOMA



Grphe 8: Paramètres moteurs / 80s

Laboratoires du B.E.A.

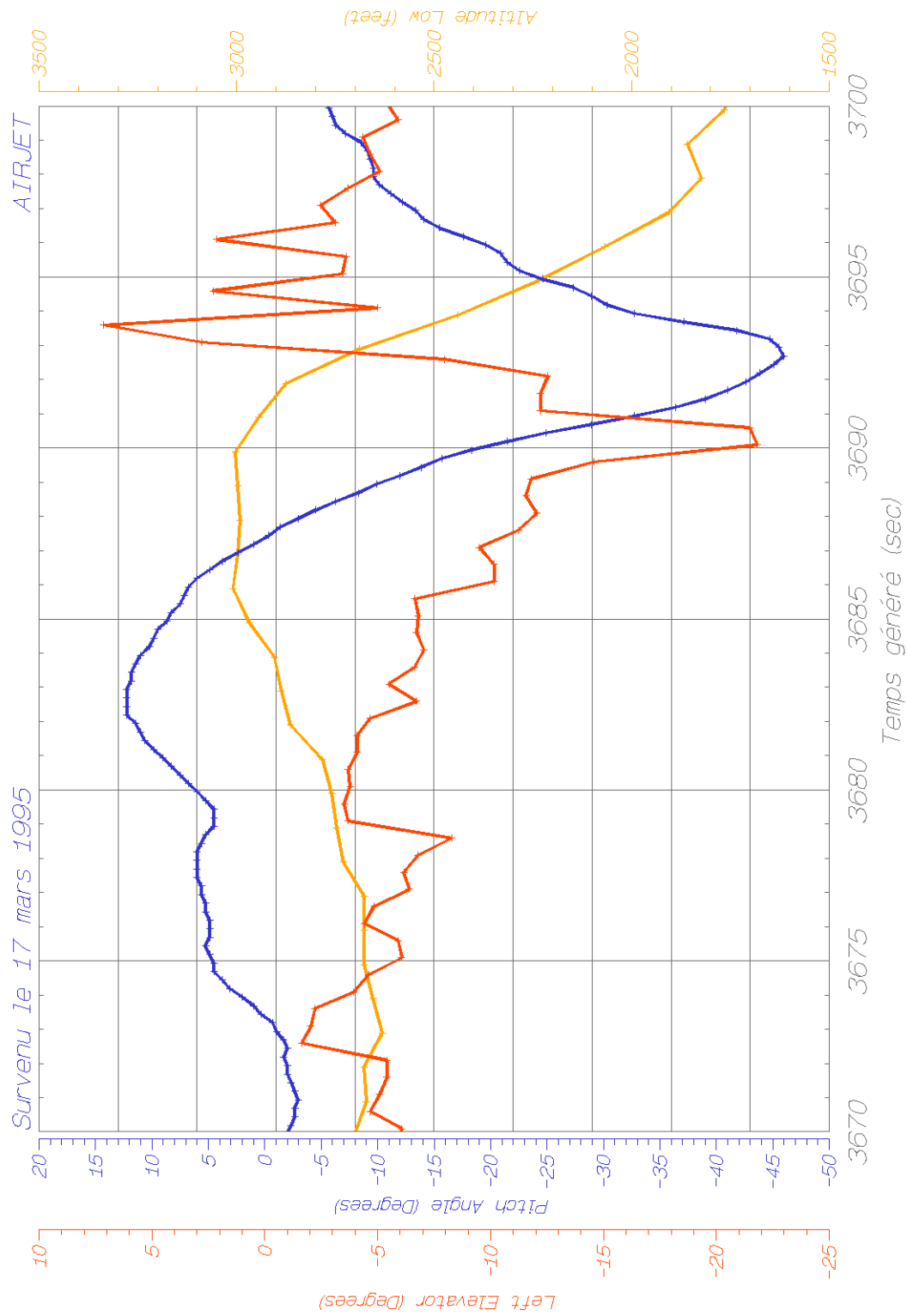
BAe 146 F-GOMA



Grappe 9: Accélération / 100s

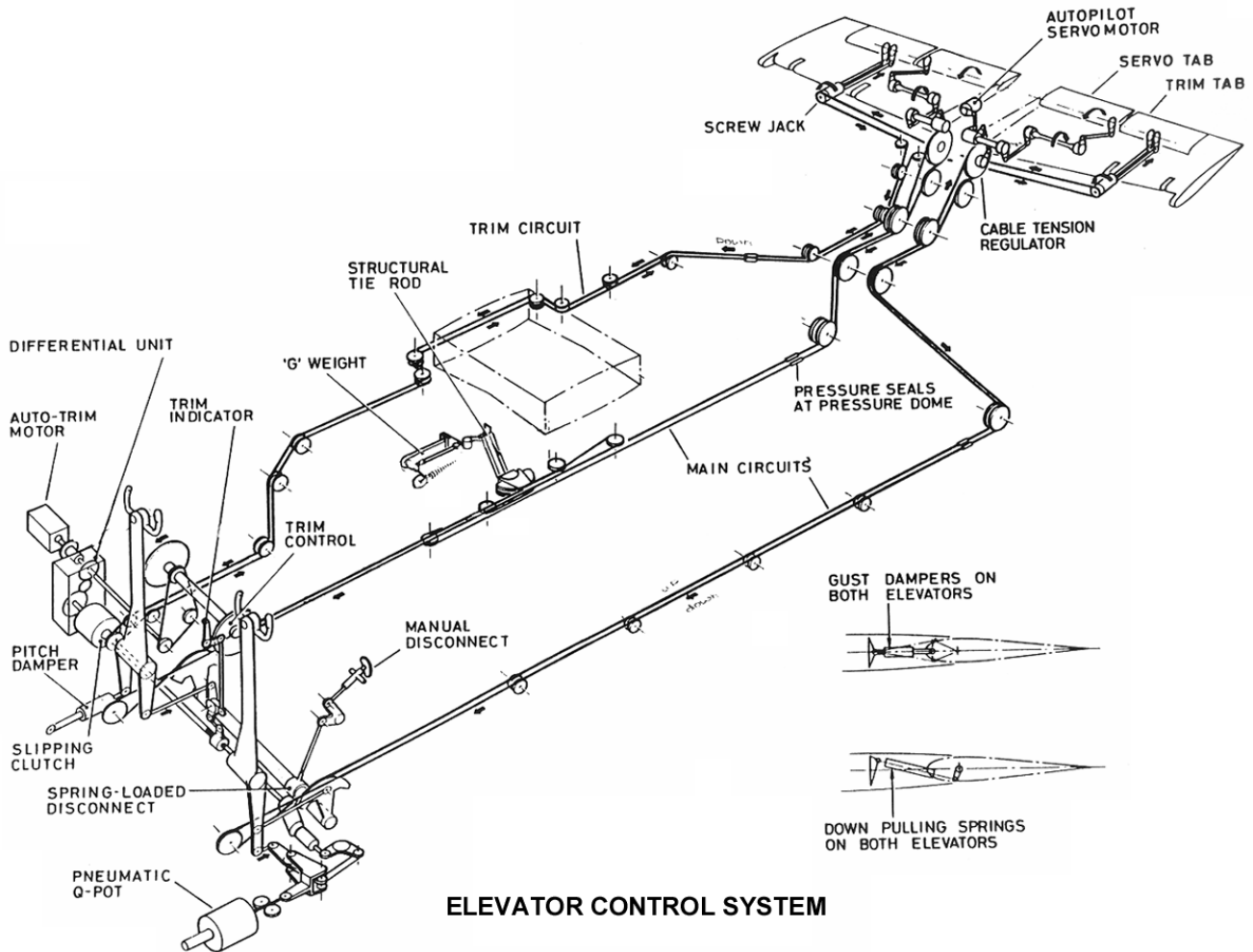
Laboratoire B.E.A.

BAe146 F-GOMA

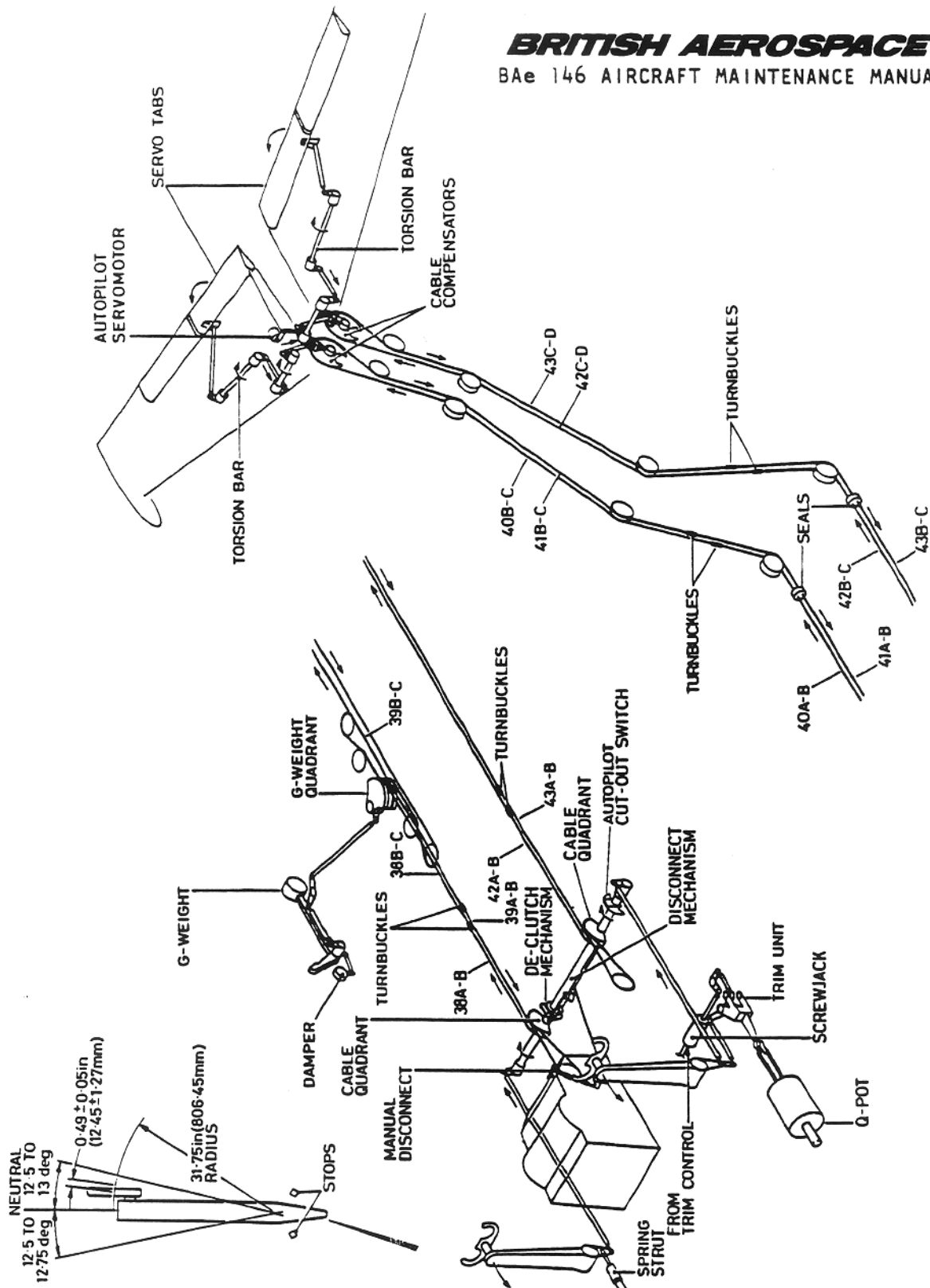


Graphe 10: Profil longitudinal / 30s

Laboratoires du B.E.A.

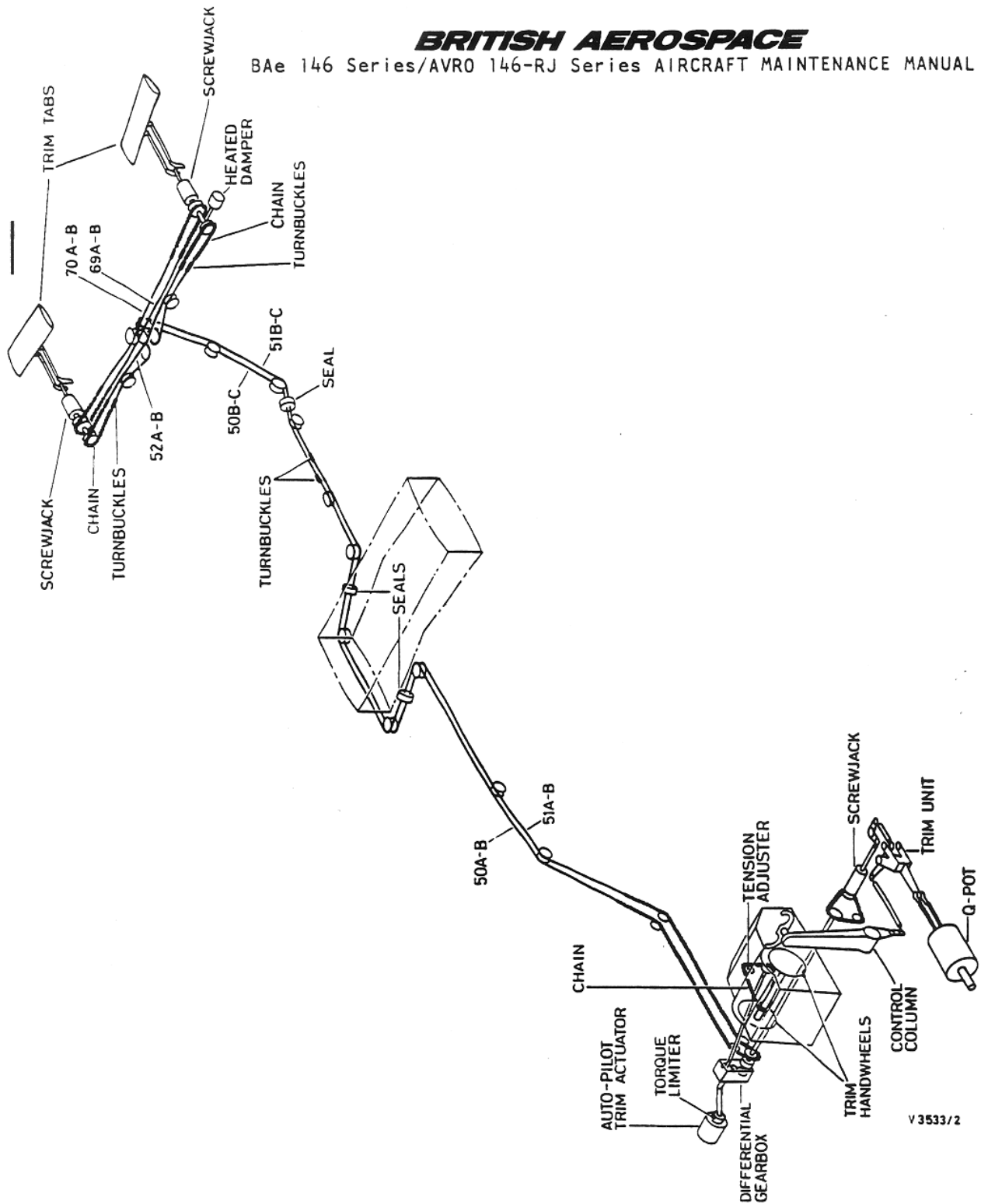


ELEVATOR CONTROL SYSTEM



Elevator controls system
 Fig.2

27-31-00

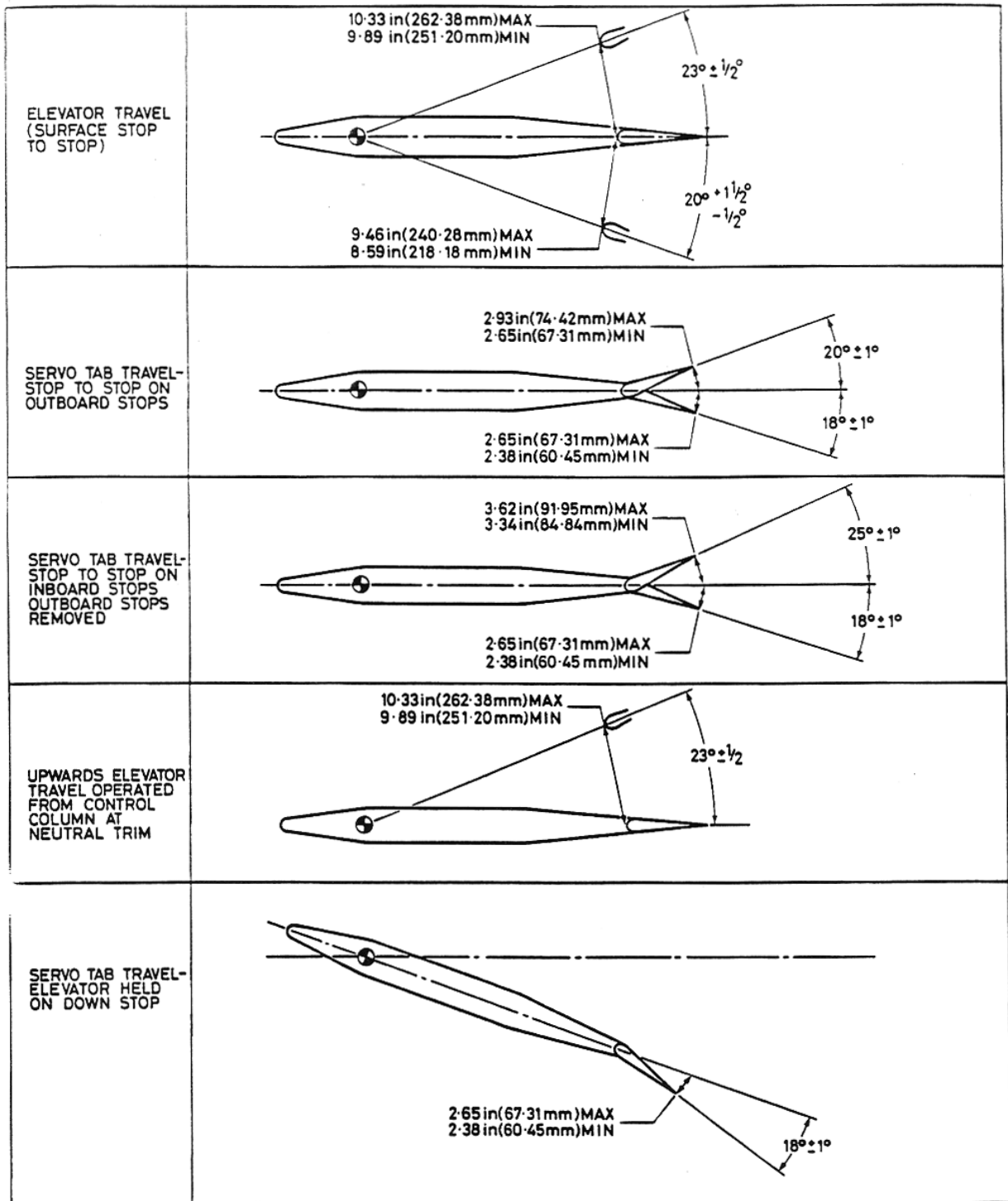


Elevator trim control system
Fig.4

27-32-00

BRITISH AEROSPACE

BAe 146 Series/AVRO 146-RJ Series AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL



NOTE: MEASURE LINEAR MOVEMENT AT INBOARD END OF ELEVATOR, AND OUTBOARD END OF SERVO TAB
MEASURE ANGULAR MOVEMENTS NORMAL TO HINGE LINE

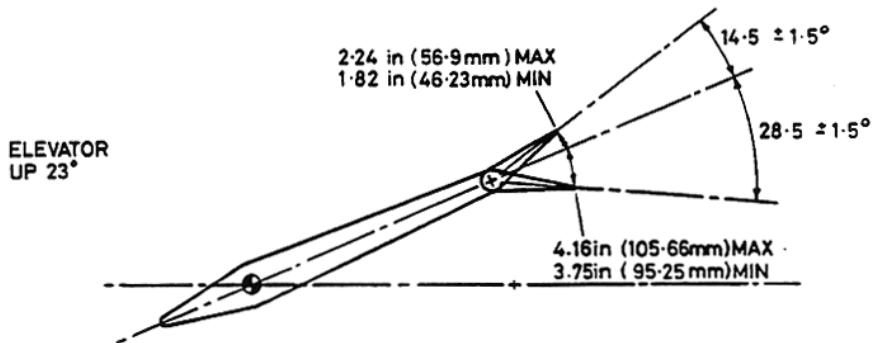
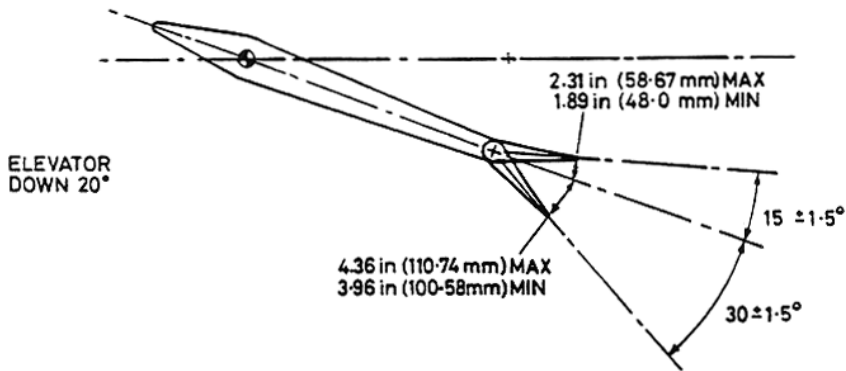
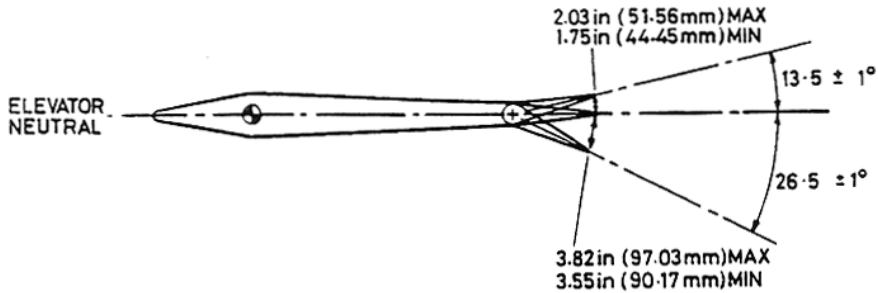
V10699

Elevator and servo tab movements

27-31-00

BRITISH AEROSPACE

BAe 146 Series/AVRO 146-RJ Series AIRCRAFT MAINTENANCE MANUAL



- NOTES 1. LINEAR MOVEMENT MEASURED FROM OUTBOARD END OF TRIM TAB.
2. ANGULAR MOVEMENT MEASURED NORMAL TO HINGE LINE.

V6869/1

Elevator trim tab movements
Fig.504

27-32-00

PHASE Temps UTC	FAIT technique ou opérationnel	Paramètres avion							- Situation résultante - Alarmes - Observations
		Alt (FL)	Radio Alt	IAS	Pitch	Incidence	Elev Trim	Elev Posn	
APPROCHE VERS L'AERODROME 11 h 36 min 24 s	Début de descente du niveau 60 vers 3 200 pieds QNH, avec modes ALT ACQUIRE et PITCH ATT HOLD.	6 000	3 195	207	+1,7	+5,1	-1,0	+0,7	En route vers le VOR EPL. Pilote Automatique enclenché.
Début de mise en configuration d'attente 11 h 36 min 28 s	Sélection des volets à 18°.	5 975	3 195	205	+1,3	+5,3	-1,0	+0,0	Régime des moteurs (N1) à 45%. Volets établis en position 18° 18 secondes plus tard.
Déconnexion PA 11 h 37 min 19 s	Déconnexion manuelle du pilote automatique, le directeur de vol restant enclenché.	4 688	3 195	198	-6,0	+0,5	+4,4	-5,7	Poursuite de la descente vers la verticale EPL.
Descente vers l'hippodrome 11 h 37 min 54 s	Capture d'altitude, 3 200 pieds QNH.	3 670	2 570	192	-6,0	+0,8	+4,0	-5,4	Virage entamé par la droite pour revenir vers le LOC EMT.
11 h 38 min 54 s	Mode ALT HOLD activé. MSA de 3 200 pieds atteinte.	3 287	1 928	170	+0,6	+1,6	+4,0	-5,2	Passage d'EMT.
11 h 39 min 10 s	Sélection des volets à 24°.	3255	2174	188	+0,6	+1,5	+4,1	-5,3	Position à 24° établie en 4 sec.
Poursuite de la descente 11 h 39 min 19 s	Nouvelle descente de 3200 vers 2600 pieds QNH (altitude de protection de l'hippodrome).	3400	2094	171	-2,6	-1,1	+4,1	-8,7	Eloignement d'EMT.
11 h 39 min 56 s	Capture d'altitude, 2600 pieds QNH.	2970	1487	153	-6,0	+0,1	+4,1	-5,8	Poursuite de l'éloignement.
11 h 40 min 27 s	Activation du mode ALT HOLD. 2600 pieds QNH établis.	2690	1526	144	-2,3	+2,6	+4,0	-3,1	N1 à 61%.
ALARME GPWS 11 h 40 min 31 s	Appareil en palier avec altitude oscillant autour de 2600 pieds QNH.	2655	1214	146	-1,7	+1,7	+4,1	-5,4	Alarme GPWS de mode IIa et type "terrain pull up".
REMISE EN PUISSANCE MANUELLE 11 h 40 min 32 s	Action sur la gouverne de profondeur pour obtenir un mouvement à cabrer.	2641	1168	145	-0,7	+1,9	+4,1	-2,0	N1 encore établis à 61%.
11 h 40 min 34 s	Sollicitation des moteurs avec augmentation des N1.	2678	1257	143	+4,9	+4,7	+4,1	-6,1	L'avion adopte une assiette à cabrer de +5° environ et gagne de la hauteur.
11 h 40 min 36 s	Bref palier des N1 à 75%.	2654	1374	137	+5,6	+2,2	+4,1	-6,4	La vitesse commence à diminuer.
PERTE DE CONTROLE 11 h 40 min 40 s	Sélection des volets à 18°, et augmentation du braquage à piquer de la profondeur.	2822	1469	130	+9,8	+4,5	+4,1	-4,1	Le pitch continue de croître et la vitesse diminue encore. N1 à 83%.
11 h 40 min 41 s	L'assiette longitudinale atteint son maximum.	2875	1516	126	+12,2	+5,7	+4,0	-4,7	N1 à 85%. Route moyenne au Nord-Est 050 en éloignement.

PHASE Temps UTC	FAIT technique ou opérationnel	Paramètres avion							- Situation résultante - Alarmes - Observations
		Alt (FL)	Radio Alt	IAS	Pitch	Incidence	Elev Trim	Elev Posn	
11 h 40 min 46 s	Volets établis à 18°.	2994	1580	122	+1,0	+1,7	+4,1	-9,5	L'avion ne monte plus, le pitch diminue et la vitesse minimale est atteinte.
Braquage rapide des elevators 11 h 40 min 49 s	La gouverne de profondeur passe brutalement du braquage -11,8° à -21,8°. N1 établis à 90%.	2979	1502	135	-21,4	-2,4	+4,3	-21,8	L'appareil commence à descendre, et l'accélération normale devient négative.
Retour rapide de la profondeur 11 h 40 min 50 s	La gouverne de profondeur remonte presque instantanément à -12,2°.	2910	1487	131	-36,4	-5,2	+4,1	-12,2	Accélération minimale de -0,8 g.
RESSOURCE 11 h 40 min 52 s	Assiette maximale à piquer de 46°. Action sur le manche à cabrer pour négocier la ressource.	2564	1281	175	-44,7	-4,6	+4,0	+2,8	N1 à 88%.
11 h 41 min 01 s	Sélection des volets à 0°.	1756	500	238	-2,0	+0,3	+4,0	-6,1	La pente redevient positive, hauteur minimale. Le facteur de charge a atteint +2,8g.
11 h 41 min 03 s	L'assiette redevient positive.	1815	623	235	+1,0	+0,2	+4,0	-5,3	Vitesse maximale de 247 kt.
CONTROLE DE L'APPAREIL RECOUVRE 11 h 42 min 39 s	L'appareil atteint le niveau 50 en direction du LOC EMT afin d'entamer une nouvelle procédure.	5075	3195	171	+8,7	+8,1	+1,1	+0,9	N1 à 79%.
Reconnexion PA 11 h 47 min 31 s	Pilote automatique réengagé.	5138	3195	172	+0,6	+1,7	+3,7	-5,6	
Atterrissage 12 h 02 min 29 s	L'avion se pose sur la piste.			90			+4,7		N1 à 45%. Vent du 200 pour 20 à 30 kt.

MINISTERE DE L'EQUIPEMENT, DES TRANSPORTS ET DU TOURISME

Inspection Générale de l'Aviation Civile
et de la Météorologie

Le Bourget, le 14 avril 1995

BUREAU ENQUETES-ACCIDENTS

N° 523 IGACEM/BEA/O

M. le Directeur Général
de l'Aviation Civile
s/c de
M. le chef de l'IGACEM

Objet : Incident du BAe 146 F-GOMA, 17 mars 1995.
P.J. : 2

L'enquête relative à l'incident survenu le 17 mars à Epinal à un appareil de la compagnie Air JET a fait apparaître un comportement d'ensemble particulièrement préoccupant. En particulier, après cet incident grave, le vol prévu sur Paris a quand même été effectué, avec 62 passagers. Cette décision a été prise sans que la perte de contrôle survenue ait été expliquée et après une simple inspection visuelle de l'aéronef. L'équipage s'était longuement concerté avec sa compagnie.

De plus, deux heures après l'incident, l'autre BAe 146 de la même compagnie a effectué une arrivée IFR sur Epinal-Mirecourt. La transcription des radiocommunications avec le CLA de Nancy-Ochey (voir P.J.) met en évidence une phraséologie et des procédures améliorables.

En conséquence, je recommande qu'une inspection SFACT/OCV de cette compagnie soit effectuée rapidement.

Copies : SFACT
OCV
DNA

Bâtiment 153 - Aéroport du Bourget - 93352 LE BOURGET Cedex
Téléphone (33.1) 49 92 72 00 Télécopie (33.1) 49 92 72 03