



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Sicherheitsuntersuchungsstelle SUST
Service suisse d'enquête de sécurité SESE
Servizio d'inchiesta svizzero sulla sicurezza SISI
Swiss Transportation Safety Investigation Board STSB

Rapport final n° 2401

du Service suisse d'enquête de sécurité SESE

concernant l'incident grave
de l'avion Learjet LJ45, D-CNMB,

survenu le 18 décembre 2019

15 km au sud-est de Briançon, Hautes-
Alpes (F)

Table des matières

Introduction	6
Enquête	6
Synopsis	6
Causes.....	7
Recommandations et avis de sécurité	7
1 Renseignements de base	8
1.1 Faits antécédents et déroulement du vol	8
1.1.1 Généralités	8
1.1.2 Faits antécédents	8
1.1.3 Déroulement du vol.....	8
1.1.4 Lieu et temps de l'incident grave	9
1.2 Personnes blessées	10
1.3 Dommages à l'aéronef.....	10
1.4 Autres dommages.....	10
1.5 Renseignements sur le personnel	10
1.5.1 Equipage.....	10
1.5.1.1 Commandant de bord	10
1.5.1.2 Copilote	10
1.6 Renseignements sur l'aéronef.....	11
1.6.1 Renseignements généraux.....	11
1.6.2 Systèmes de l'aéronef en cause.....	12
1.6.2.1 Généralités.....	12
1.6.2.2 Système hydraulique.....	12
1.6.2.3 Commandes de vol	12
1.6.2.3.1 Système de commandes de vol d'inclinaison latérale.....	12
1.6.2.3.2 Système compensateur en inclinaison latérale.....	13
1.6.2.3.3 Déporteurs spoileron.....	14
1.6.2.4 Fonctions du bouton Control Wheel Master Switch	14
1.6.2.5 Affichage de la position des déporteurs	15
1.6.2.6 Asservissement de la commande d'inclinaison latérale.....	16
1.6.2.6.1 Boucle de commande latérale.....	16
1.6.2.6.2 Performance de l'asservissement	18
1.6.2.6.3 Oscillations auto-entretenues de cycle limite	18
1.6.2.6.4 Dispositifs avertisseurs de l'aéronef : avertissement « AP AIL MISTRIM » ..	18
1.6.3 Listes de vérifications pertinentes.....	19
1.6.3.1 AP AIL MISTRIM.....	19
1.6.3.2 Roll or Yaw Axis Uncommanded Motion	20
1.6.4 Déporteurs spoileron, protocole de maintenance	21

1.7 Renseignements météorologiques	22
1.7.1 Situation météorologique générale	22
1.7.2 Information météorologique d'aérodrome à Genève	22
1.8 Aides à la navigation	22
1.9 Télécommunications	22
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	23
1.10.1 Généralités	23
1.10.2 Equipements et dimensions des pistes	23
1.10.3 Services de sauvetage et de lutte contre les incendies	23
1.11 Enregistreurs de bord	23
1.11.1 Enregistreur de conversation de poste de pilotage	23
1.11.1.1 Généralités	23
1.11.1.2 Données pertinentes	24
1.11.2 Enregistreur de données de vol	24
1.11.2.1 Généralités	24
1.11.2.2 Données de vol	24
1.11.2.2.1 Généralités	24
1.11.2.2.2 Données de vol pendant le déroulement de l'incident grave	25
1.11.2.2.3 Données de vol du vol de contrôle post incident	26
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	27
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	27
1.14 Incendie	27
1.15 Questions de survie	27
1.16 Essais et recherches	27
1.17 Renseignements en matière d'organisation et de gestion	28
1.17.1 Exploitant	28
1.17.2 Services de maintenance	28
1.18 Renseignements supplémentaires	28
1.18.1 Capteur RVDT	28
1.18.1.1 Principe de fonctionnement	28
1.18.1.2 Capteurs RVDT du manche pilote	29
1.18.2 Aspects relatifs à la maintenance avant l'incident	30
1.18.2.1 Bulletins de service maintenance pertinents	30
1.18.2.1.1 Bulletin de service lié à l'incident grave	30
1.18.2.1.2 Bulletins de service et lettre d'information liés au système de déporteurs	30
1.18.2.2 Travaux de maintenance effectués sur le bloc de capteurs RVDT	31
1.18.2.2.1 Derniers travaux de maintenance	31
1.18.2.2.2 Inspections de maintenance post incident	31
1.19 Techniques d'investigation utiles ou efficaces	33

2	Analyse	34
2.1	Aspects techniques	34
2.1.1	Enregistreur de données de vol	34
2.1.2	Servomoteur ailerons	34
2.1.3	Oscillations de cycles limites	34
2.1.4	Activation des alertes « AP AIL MISTRIM »	35
2.1.5	Perte de linéarité de l'asservissement de la commande d'inclinaison latérale	35
2.1.6	Déphasage temporel entre les commandes manuelles d'inclinaisons latérales et la réponse de l'aéronef	36
2.2	Aspects opérationnels et facteurs humains	36
2.2.1	Aspects opérationnels	36
2.2.1.1	Liste de vérifications « Roll or Yaw Axis Uncommanded Motion »	36
2.2.1.2	Bulletin de service Bombardier SB 45-27-20 ATA-27-60	37
2.2.1.3	Affichage de la position des déporteurs	37
2.2.2	Aspects humains	38
2.2.2.1	Réaction des pilotes face aux alarmes	38
2.2.2.2	Inversion de la fonction spoileron	38
3	Conclusions	40
3.1	Faits établis	40
3.1.1	Aspects techniques	40
3.1.2	Aspects opérationnels	40
3.1.3	Equipage de conduite	40
3.1.4	Déroulement du vol	41
3.2	Causes	41
4	Recommandations de sécurité, avis concernant la sécurité et mesures prises après l'incident grave	42
4.1	Recommandations de sécurité	42
4.1.1	Actualisation des listes de vérifications	42
4.1.1.1	Déficit de sécurité	42
4.1.1.2	Recommandation(s) de sécurité n° 593	43
4.1.2	Affichage de la position des déporteurs	43
4.1.2.1	Déficit de sécurité	43
4.1.2.2	Recommandation(s) de sécurité n° 594	43
4.2	Avis concernant la sécurité	44
4.2.1	Enregistreur de données de vol	44
4.2.1.1	Déficit de sécurité	44
4.2.1.2	Avis de sécurité n° 47	44
4.3	Mesures prises après l'incident grave	44

Remarques générales sur le présent rapport

Le présent rapport relate les conclusions du Service suisse d'enquête de sécurité (SESE) relatives aux circonstances et aux causes de l'incident grave.

Conformément à l'article 3.1 de la 12^{ème} édition de l'annexe 13, applicable dès le 5 novembre 2020, de la Convention relative à l'aviation civile internationale (OACI) du 7 décembre 1944, ainsi que selon l'article 24 de la loi fédérale sur l'aviation (LA; RS 748.0) du 21 décembre 1948 (état le 1^{er} mai 2022), l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention d'accidents ou d'incidents graves. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un incident grave. Le présent rapport ne vise donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des questions de responsabilité civile.

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

Toutes les informations contenues dans ce rapport, sauf indication contraire, se réfèrent au moment où s'est produit l'incident grave.

Sauf indication contraire, toutes les heures indiquées dans ce rapport le sont en heure universelle coordonnée (*Coordinated Universal Time* – UTC). Au moment où s'est produit l'incident grave, l'heure normale valable pour le territoire suisse (*Local Time* – LT) correspondait à l'heure de l'Europe centrale (*Central European Time* – CET).

La relation entre LT, CET et UTC est : $LT = CET = UTC + 1 \text{ h}$.

Résumé

Introduction

Propriétaire	Aviation Investment GmbH, Herrenwiesstr. 28, 82031 Grunwald, Allemagne
Exploitant	MHS Aviation GmbH, Raiffeisenallee 5, 82041 Oberhaching, Allemagne
Constructeur	Bombardier Learjet Inc., Canada
Type d'aéronef	LJ45
Pays d'immatriculation	Allemagne
Immatriculation	D-CNMB
Lieu	15 km au sud-est de Briançon (F) (près du point de cheminement IRMAR)
Date et heure	18 décembre 2019, 12:43 UTC
Type d'exploitation	Commercial
Règles de vol	Règles de vol aux instruments (<i>Instrument Flight Rules</i> – IFR)
Lieu de départ	Gérone (LEGE)
Destination	Munich (EDDM)
Déroutement	Genève (LSGG)
Phase de vol	Croisière
Nature de l'incident grave	Perte de contrôle

Enquête

L'incident grave s'est produit le 18 décembre 2019 à 12:43 UTC, près du point de cheminement IRMAR situé dans l'espace aérien que la France délègue à la Suisse. Il a été annoncé le même jour à 13:33 UTC au Service suisse d'enquête de sécurité (SESE) qui, d'un commun accord avec le Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la sécurité de l'aviation civile (BEA), a ouvert une enquête le 19 décembre 2019. Le SESE a notifié l'incident aux autorités des États-Unis d'Amérique, de la France et de la République fédérale d'Allemagne, qui ont chacune nommé un représentant accrédité.

Le rapport d'enquête final est publié par le Service suisse d'enquête de sécurité SESE.

Synopsis

Alors que le Learjet 45 immatriculé D-CNMB évolue en croisière au niveau de vol (*Flight Level* – FL) 400, l'avertissement « AP AIL MISTRIM¹ » signale à ses pilotes qu'un mauvais réglage de la compensation des ailerons affecte le fonctionnement du pilote automatique. Lorsque, conformément à la liste de vérifications, l'équipage de conduite passe en pilotage manuel, l'avion s'embarque dans des roulis saccadés vers la gauche que le commandant de bord a beaucoup de peine à maîtriser. Le copilote déclare une situation de détresse (*Mayday*) au contrôle de la circulation aérienne. Il constate que les débattements des déporteurs *spoileron* ne correspondent pas aux ordres de roulis donnés manuellement et désactive la fonction *spoiler* en tirant un de ses 2 disjoncteurs. Les oscillations en roulis cessent et l'avion devient stable

¹ « AP AIL MISTRIM » : *autopilot ailerons mistrim*, mauvais réglage de la compensation des ailerons.

et manœuvrable. Les pilotes déroutent à l'aéroport de Genève (LSGG) et l'atterrissage a lieu sans encombre, en configuration volets rentrés.

L'enquête sur l'incident grave a établi que les capteurs électriques de déplacement de rotation (*Rotary Variable Differential Transformer – RVDT*), placés dans le manche pilote gauche avaient été incorrectement montés 1 année et 8 mois plus tôt, provoquant l'inversion de la fonction des déporteurs *spoileron* : celui de l'aile gauche se déployait au lieu de celui de l'aile droite et vice versa. Pendant cette période, le servomoteur ailerons a ainsi été soumis à des couples résistants qui ont induit du jeu dans son fonctionnement, dégradant la linéarité et conséquemment la stabilité de l'asservissement de la commande de roulis. En conséquence, des oscillations latérales auto-entretenues de cycles limites ont été générées, provoquant le déclenchement de l'avertissement « AP AIL MISTRIM ».

Causes

L'incident grave est dû à une perte de contrôle de l'avion induite par pompages pilotés (*pilot induced oscillations*), survenue consécutivement au débrayage du pilote automatique affecté par un mauvais réglage de la compensation des ailerons.

Facteurs contributifs :

- en raison d'une erreur de maintenance non décelée et commise 1 année et 8 mois avant l'incident grave, la fonction des déporteurs *spoileron* était inversée et a retardé la réponse des commandes de roulis en pilotage manuel ;
- sur la page synoptique des commandes de vol, les index de position des déporteurs gauche et droit sont regroupés autour d'un seul axe vertical et peuvent être facilement confondus lors de la vérification du débattement des gouvernes avant le décollage ;
- suite à l'application du bulletin de service Bombardier SB 45-27-20 ATA-27-60, la fonction du bouton MSW² qui permettait de plaquer les déporteurs vers le bas, a été supprimée sans que l'équipage de conduite en ait été informé.

Recommandations et avis de sécurité

Le rapport met en évidence 3 déficits de sécurité qui ont donné lieu à 2 recommandations de sécurité et un à avis de sécurité.

² MWS : *Control Wheel Master Switch* (MSW), voir chapitre 1.6.2.3.3.

1 Renseignements de base

1.1 Faits antécédents et déroulement du vol

1.1.1 Généralités

Le déroulement de l'incident grave a été établi à l'aide des enregistrements des communications radiotéléphoniques, des données et tracés radar, des enregistrements de données de vol (*Flight Data Recorder – FDR*) et de conversations de poste de pilotage (*Cockpit Voice Recorder – CVR*), ainsi que des dépositions des membres d'équipages de conduite.

1.1.2 Faits antécédents

Au cours de l'année glissante précédant la date de l'incident grave, le Learjet 45 immatriculé D-CNMB, a effectué 152 étapes en 229 heures cale à cale, pilotées par 8 personnes différentes.

Le 17 décembre 2019, l'équipage de conduite impliqué dans l'incident grave a effectué 2 étapes entre les aéroports de La Corone (LECO), Madrid Barajas (LEMD) et Düsseldorf (EDDL). Le lendemain, il décolle à 09:08 UTC et atterrit à l'aéroport de Gérone (LGGE) à 10:51 UTC.

1.1.3 Déroulement du vol

En début d'après-midi du vendredi 18 décembre 2019, le Learjet 45 immatriculé D-CNMB et opérant sous l'indicatif d'appel MHV45B (*Snowcap 45B*) évolue au niveau de vol (*Flight Level – FL*) 400 dans la région de Briançon (département des Hautes-Alpes, France). En provenance de l'aéroport de Gérone (LEGE), l'avion effectue un vol de convoyage à destination de l'aéroport de Munich (EDDM), avec seul à son bord l'équipage de conduite. Le copilote est pilote en fonction (*Pilot Flying – PF*).

À 12:40:31UTC, l'avertissement *Crew Alerting System (CAS)* « AP AIL MISTRIM » est activé dans le poste de pilotage, signalant qu'un mauvais réglage de la compensation des ailerons affecte le fonctionnement du pilote automatique (*autopilot – AP*) ; l'alarme s'était déjà déclenchée pendant un très bref instant quelques secondes plus tôt.

Les pilotes effectuent la liste de vérifications appropriée qui recommande dans un premier temps de tenir fermement les commandes de vol, de réduire la vitesse propre à un nombre de Mach indiqué inférieur ou égal à 0.78, puis de débrayer le pilote automatique en actionnant directement la commande de compensateur (*control wheel trim switch*).

À 12:42:14 UTC, le pilote automatique est débrayé, les efforts à exercer sur le manche ne sont pas anormalement élevés et le copilote active la commande électrique de compensation de roulis³ (*aileron trim*) pour rééquilibrer l'avion. L'équipage de conduite a déclaré que cette action a eu pour effet de provoquer une inclinaison latérale d'abord lente, puis plus rapide vers la droite. Le commandant de bord prend à ce moment les commandes pour corriger ce mouvement indésirable. L'avion s'embarque alors dans des roulis saccadés vers la gauche que le pilote a beaucoup de peine à maîtriser. L'enregistrement des données de vol montre que ces va-et-vient vont durer environ 5 minutes (entre 12:42:14 et 12:47:20 UTC) avec des inclinaisons atteignant jusqu'à 27°.

³ Le terme « roulis » définit aussi bien le mouvement d'oscillation d'un aéronef autour de son axe longitudinal, que l'angle qui caractérise ce mouvement.

À 12:43:13 UTC, le copilote déclare une situation de détresse (*Mayday*) au contrôle de la circulation aérienne, en raison de problèmes sérieux de commandes de vol causés par les déporteurs (*spoilers*). Il précise qu'il ne leur est pas possible de maintenir leur niveau de vol et le cap, puis demande à débiter une descente continue en direction d'un aérodrome de dégagement accessible à proximité. L'équipage de conduite accepte la proposition du contrôleur de la circulation aérienne de dérouter vers l'aéroport de Genève (LSGG).

À 12:43:45 UTC, l'avion quitte son niveau de croisière et descend vers le niveau de vol autorisé FL 250, à la vitesse verticale moyenne de 2000 ft/min. L'avion est toujours difficilement maîtrisable et par moments, le roulis saccadé vers la gauche s'amplifie.

Le copilote qui assure désormais la fonction de pilote assistant (*Pilot Monitoring – PM*) sélectionne alors la page des commandes de vol sur le système de contrôle des paramètres moteur et d'alerte équipage (*Engine Indicating and Crew Alerting System – EICAS*). Il constate que les débattements des déporteurs ne correspondent pas aux ordres d'inclinaisons latérales donnés manuellement. Il en déduit que cela constitue probablement la cause des instabilités et suggère à son collègue de désactiver la fonction *spoiler* en tirant le disjoncteur (*circuit-breaker*) y relatif (SPL CTRL).

Le commandant de bord approuve la proposition et, en se référant aux positions des déporteurs indiquées sur la page des commandes de vol de l'EICAS, le copilote s'attache à isoler le système au moment où les déporteurs sont tous rentrés.

A la suite de cette action effectuée à 12:47:20 UTC, l'enregistrement des données de vol montre que les déporteurs cessent de fonctionner mais que, contrairement au déporteur droit, qui est complètement rentré, le déporteur gauche est resté déployé à un angle de 9°. Les oscillations saccadées en roulis cessent et les pilotes constatent que l'avion est devenu plus stable et manœuvrable ; il passe à ce moment le niveau de vol FL 318 en descente.

L'équipage de conduite a remarqué l'asymétrie entre les déporteurs mais aucun message à cet effet n'est signalé sur le système d'affichage d'alerte et il décide de ne pas réenclencher le disjoncteur de la fonction *spoiler*.

L'avion poursuit sa descente et à 12:54:02 UTC l'équipage de conduite prend contact avec le contrôle d'approche (*Approach Control Unit – APP*) de Genève. Il demande un guidage radar pour effectuer une approche aux instruments (*Instrument Landing System – ILS*) 22 à grande vitesse. Le contrôleur propose une trajectoire d'approche longue de 50 milles marins pour limiter le nombre de virages.

Alors que l'avion se trouve en parcours long vent arrière, le commandant de bord informe le copilote qu'il ne touchera pas aux commandes de compensation ni aux déporteurs sol et qu'il ne changera pas la configuration du moment. Quelques dizaines de secondes plus tard, il constate néanmoins que la commande de compensation de roulis est opérationnelle et qu'il peut l'utiliser.

Le train d'atterrissage est sorti alors que l'avion passe 12 700 ft en descente en parcours de base. Les pilotes ne constatent pas de détérioration de manœuvrabilité. L'atterrissage a lieu sans encombre à 13:14:27 UTC, en configuration volets rentrés.

1.1.4 Lieu et temps de l'incident grave

Date et lieu

18 décembre 2019, 12:43 UTC

Point de cheminement IRMAR

Conditions d'éclairage naturel Jour
 Coordonnées N 44° 48' 00" / E 006° 47' 26" (WGS⁴ 84)
 Altitude FL 400

1.2 Personnes blessées

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Nombre total de personnes à bord	Autres personnes
Mortelles	0	0	0	0
Graves	0	0	0	0
Légères	0	0	0	0
Aucune	2	0	2	sans objet
Total	2	0	2	0

1.3 Dommages à l'aéronef

Intact

1.4 Autres dommages

Aucun

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Equipage

1.5.1.1 Commandant de bord

Personne	Citoyen allemand, année de naissance 1962		
Licence	Licence de pilote de ligne d'avions (<i>Airline Transport Pilot Licence Aeroplane</i> – ATPL(A)) selon l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI), établie par l'Office fédéral allemand de l'aviation civile (<i>Luftfahrt-Bundesamt</i> – LBA)		
Heures de vol	Total		7390 h
	Sur le type en cause		2284 h
	Pendant les 90 derniers jours		38 h
	Dont sur le type en cause		38 h

Les données à disposition du SESE indiquent que le commandant de bord a débuté sa période de service reposé et en bonne santé. Rien n'indique que la fatigue ait pu contribuer à la survenue de l'incident grave.

1.5.1.2 Copilote

Personne	Citoyen allemand, année de naissance 1986
Licence	Licence de pilote professionnel d'avions (<i>Commercial Pilot Licence Aeroplane</i> – CPL(A)) selon OACI, établie par le LBA

⁴ WGS: *World Geodetic System*, système géodésique mondial.

Heures de vol	Total	3481 ⁵ h
	Sur le type en cause	180 h
	Pendant les 90 derniers jours	67 h
	Dont sur le type en cause	36 h

Les données à disposition du SESE indiquent que le copilote a débuté sa période de service reposé et en bonne santé. Rien n'indique que la fatigue ait pu contribuer à la survenue de l'incident grave.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Renseignements généraux

Immatriculation	D-CNMB	
Type d'aéronef	LJ45	
Caractéristiques	Avion lourd, biréacteur d'affaire	
Constructeur	Bombardier Learjet Inc., Canada	
Année de construction	1999	
Numéro de série	45-024	
Propriétaire	Aviation Investment GmbH, Herrenwiesstr. 28, 82031 Grunwald, Allemagne	
Exploitant	MHS Aviation GmbH, Raiffeisenallee 5, 82041 Oberhaching, Allemagne	
Groupes propulseurs	Allied Signal TFE731-20BR-1B	
Nombre total d'heures d'utilisation	Cellule	6852:41 h (TSN ⁶)
	Moteur 1	6521:49 h (TSN)
	Moteur 2	6572:31 h (TSN)
Nombre d'atterrissages	5360	
Masse maximale certifiée	au décollage	9752 kg
	à l'atterrissage	8709 kg
Masse et centrage	La masse et le centre de gravité étaient dans les limites prescrites par le manuel d'exploitation de l'aéronef (<i>Aircraft Flight Manual – AFM</i>).	
Maintenance	Les derniers travaux de maintenance ont été effectués le 18 septembre 2019 à 6798 h TSN.	
Défectuosités	La liste de défectuosité technique (<i>Hold Item List – HIL</i>) contenait une seule entrée mentionnant le fonctionnement par intermittence du système d'atténuation de l'éclairage des instruments de bord. En vertu de la liste minimale d'équipement de référence (<i>Minimum Equipment List – MEL</i>), la défectuosité devait être corrigée en date du 16 décembre 2019.	
Certificat d'immatriculation	Etabli par le LBA le 24 octobre 2018	

⁵ Sur ce total de 3481 h, 2075 h ont été effectuées à bord de planeurs.

⁶ TSN: *Time Since New*, temps d'utilisation depuis neuf.

Certificat de navigabilité	Etabli par le LBA le 25 septembre 2008
Type d'exploitation	Commerciale
Bulletin de service (<i>service bulletin</i> – SB) pertinent	Le bulletin de service Bombardier SB 45-27-20 ATA-27-60 <i>Flight Controls, Modification of the spoiler system control wheel master input</i> a été appliqué le 10 septembre 2008

1.6.2 Systèmes de l'aéronef en cause

1.6.2.1 Généralités

La section 1.6.2 donne une brève description des systèmes du Learjet 45 qui ont été mis en cause dans le cadre de l'incident grave.

1.6.2.2 Système hydraulique

Le Learjet 45 est muni d'un système hydraulique principal qui alimente les dispositifs du train d'atterrissage, des freins, des volets de courbure, des déporteurs et le système d'inverseur de poussée. Lorsque l'avion est au sol, la totalité de ces utilisateurs sont pris en charge par un deuxième système hydraulique, dit auxiliaire, mais qui en vol intervient seulement comme système de secours pour alimenter les dispositifs du train d'atterrissage, des freins et des volets de courbure. Les deux systèmes sont alimentés par une bêche hydraulique commune.

1.6.2.3 Commandes de vol

Les gouvernes primaires (ailerons, gouvernes de profondeur et de direction) sont mécaniques, les gouvernes secondaires (volets hypersustentateurs à une fente Fowler et déporteurs) sont hydromécaniques et gérées électroniquement ; les systèmes de compensation (*trim*) pour les axes de tangage, roulis et lacet sont gérés électroniquement.

1.6.2.3.1 Système de commandes de vol d'inclinaison latérale

Le contrôle du mouvement de l'aéronef autour de son axe longitudinal (roulis) est assuré principalement par les ailerons et renforcé par le système de déporteurs *spoileron*.

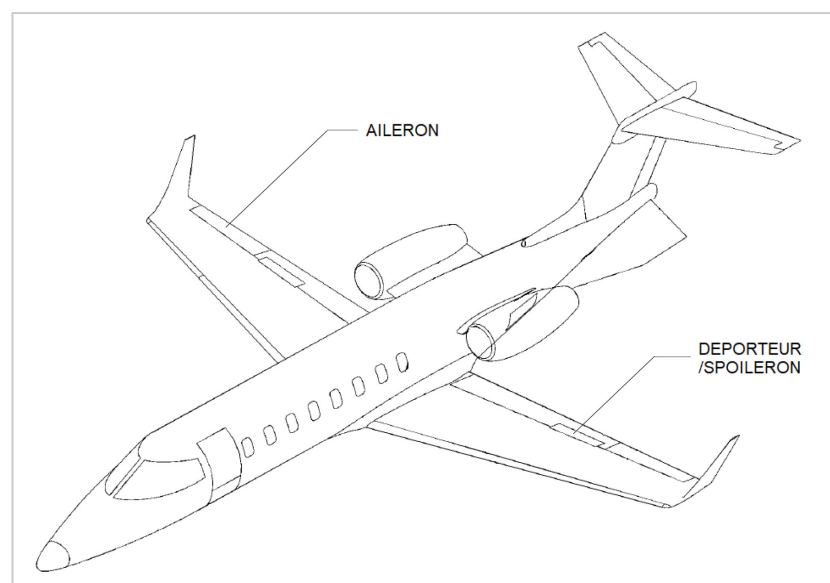


Figure 1 : Commandes de vol d'inclinaison latérale (Source : *Learjet 45 Maintenance Manual*)

Les ailerons ont une chaîne de commande constituée de câbles guidés par des poulies, des guide-câbles, des biellettes de commande, des guignols de renvois et des tendeurs. Ils peuvent être activés directement au moyen des volants pilotes ou au travers du servomoteur électrique ailerons commandé par le pilote automatique.

1.6.2.3.2 Système compensateur en inclinaison latérale

La compensation en roulis ne peut être effectuée que par une action sur le manche pilote, soit directement en pilotage manuel, ou en transparence au travers du pilote automatique. Dans ce dernier cas, la correction est exécutée en actionnant directement la commande de compensateur (*control wheel trim switch*, cf. figure 2) tandis qu'en pilotage manuel il est nécessaire d'activer d'abord le bouton d'armement du système (*arm button*) et de le maintenir appuyé. Cette action combinée débraille le pilote automatique s'il est engagé.

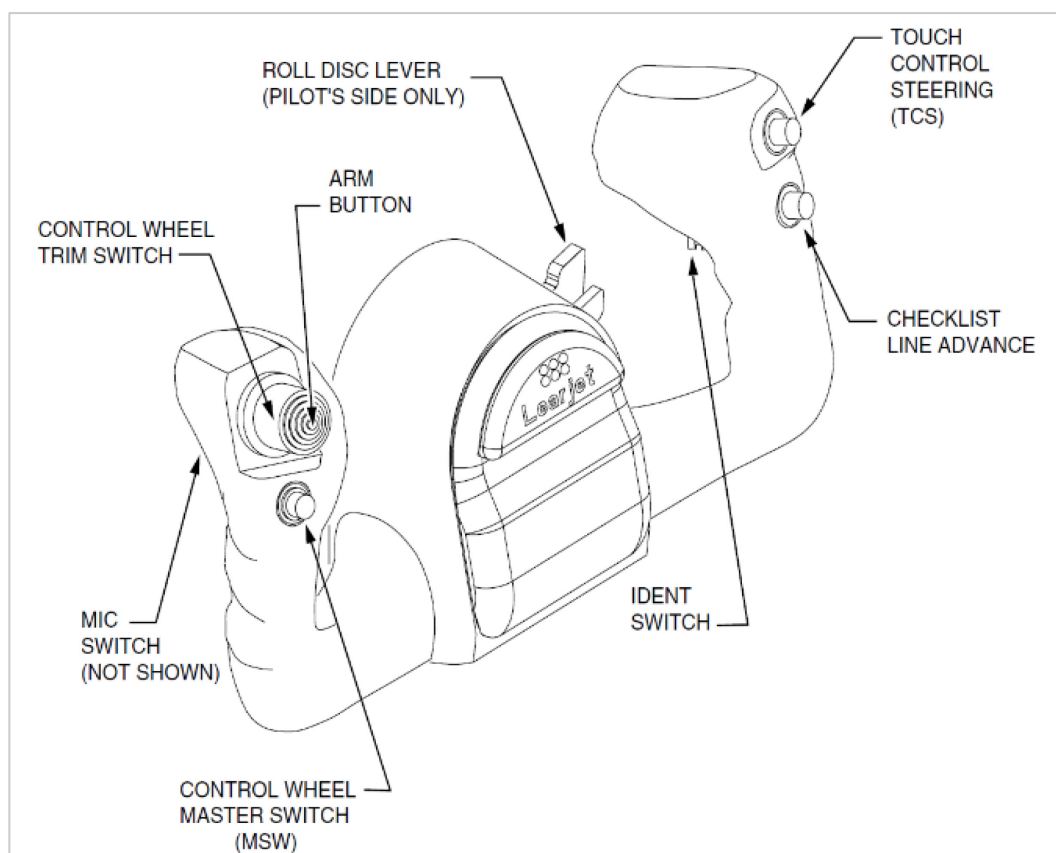


Figure 2 : Volant pilote (Source : Bombardier Learjet 45 Pilot's Manual)

La compensation en roulis permet de maintenir les ailerons dans une position permettant l'équilibre de l'aéronef, sans qu'un effort soit nécessaire à exercer sur les volants pilotes. Elle est exécutée par le biais d'un volet de compensation (*tab*) dont le déplacement est effectué électriquement par un actionneur rotatif monté sur l'aileron gauche. Les pilotes commandent manuellement cette compensation en actionnant un bouton placé sur leur volant, provoquant le déplacement de ce volet qui agit sur l'aileron : lorsqu'il se déplace vers le haut, l'aileron gauche descend et l'aileron droit monte, ceci entraînant un roulis vers la droite. Lorsqu'il descend, l'effet aérodynamique est inversé et le roulis a lieu vers la gauche.

La position du volet de compensation est indiquée de manière analogique et également sur la représentation synoptique des commandes de vol figurant sur l'écran de visualisation EICAS (cf. figure 3) et l'écran multifonctions (*Multi-Function Display* – MFD).

1.6.2.3.3 Déporteurs spoileron

Chaque aile comporte sur son extradors, devant les volets hypersustentateurs, un déporteur actionné par un vérin hydraulique commandé électriquement. Tous deux se déploient à un angle de braquage d'au maximum 60°, symétriquement lorsqu'ils sont utilisés comme freins aérodynamiques et de manière différentielle quand ils renforcent les ailerons (*spoileron*). Au sol et en vol, cette aide au roulis est armée dès qu'un des volants est tourné à un angle de plus de 5°. À l'intérieur du manche gauche se trouvent deux capteurs électriques actifs de déplacements de rotation *Rotary Variable Differential Transformer* (RVDT⁷) qui transmettent les entrées roulis au calculateur de déporteurs *spoileron* (*spoileron computer*). Ce dernier commande leurs braquages en fonction de l'angle de rotation du volant pilote gauche, du nombre de Mach, de la vitesse propre, de l'état d'enclenchement du pilote automatique et de la position des volets de courbure ; lorsque l'un des déporteurs *spoileron* se déploie, l'autre se replie en position rentrée.

Le calculateur de déporteurs spoileron contient un système de surveillance parant à la sortie ou la rentrée intempestives des déporteurs conséquentes à une défaillance mécanique ou électrique. Il est alimenté par la barre L ESS BUS⁸ et le système d'indications des déporteurs par la barre R ESS BUSS. Ces circuits sont protégés par les disjoncteurs SPLR CTRL et SPLR IND⁹ situés sur les panneaux disjoncteurs placés sur les côtés de la planche de bord. Si l'alimentation électrique du calculateur de déporteurs spoileron est coupée par le biais des disjoncteurs SPLR CTRL ou SPLR IND, les déporteurs se rétractent et sont désormais inutilisables quelque soient leurs modes.

Lorsque le système de surveillance détecte une défaillance au travers du système de test intégré (*built-in test*)¹⁰ ou dans le fonctionnement normal du système de déporteurs, il coupe la pression hydraulique dans le système en commandant en 31 millisecondes ou moins la fermeture de la « vanne de fermeture des déporteurs » (*spoiler shutoff valve*). Un circuit hydraulique de retour permet de plaquer les déporteurs en position rentrée. Si le système de surveillance ne rabat pas les déporteurs, l'équipage de conduite initie leur rentrée à l'aide de l'un des boutons *Control Wheel Master Switch* (MSW) situés sur chacun des volants des pilotes. Lorsqu'il est maintenu pressé, la vanne *spoiler shutoff valve* n'est plus alimentée électriquement et se ferme ; les déporteurs sont plaqués vers le bas mais il se peut qu'ils ne se replient pas totalement.

1.6.2.4 Fonctions du bouton Control Wheel Master Switch

En plus de la fonction décrite dans le paragraphe précédent, le bouton MSW déconnecte toutes les commandes relatives aux servomoteurs du pilote automatique et de l'amortisseur de lacet (*yaw damper*). Il est mis à contribution dans plusieurs listes de vérification du *Quick Reference Handbook* (QRH¹¹).

⁷ Le principe de fonctionnement du RVDT est décrit au chapitre 1.18.1.1.

⁸ L ESS BUS : *left essential bus*.

⁹ SPLR CTRL : *spoiler control* ; SPLR IND : *spoiler indication*.

¹⁰ Il s'agit du test intégré CBIT (*continuous built-in-test*), l'un des trois types de tests intégrés avec le PBIT (*power-on built in test*) et WBIT (*warm-boot built-in test*) que le système *spoileron* effectue pour se diagnostiquer lui-même.

¹¹ QRH : livret qui regroupe les procédures d'utilisation de l'aéronef en situation normale, anormale, de détresse, ainsi que les procédures anormales complémentaires.

1.6.2.5 Affichage de la position des déporteurs

Les écrans de visualisation EICAS et MFD sont situés sur le tableau de bord (cf. figure 3) et représentent synoptiquement à leur bas (cf. figure 4), une partie des commandes de vol.



Figure 3 : Disposition des écrans de visualisation EICAS et MFD

Les informations sont divisées en deux blocs : à gauche se trouvent les indications des compensations autour des 3 axes, tangage « PITCH », roulis « AILERON » et lacet « RUDDER » ; à droite sont donnés les braquages des commandes de vol secondaires, déporteurs « SPLRS » et volets de courbure « FLAPS ».

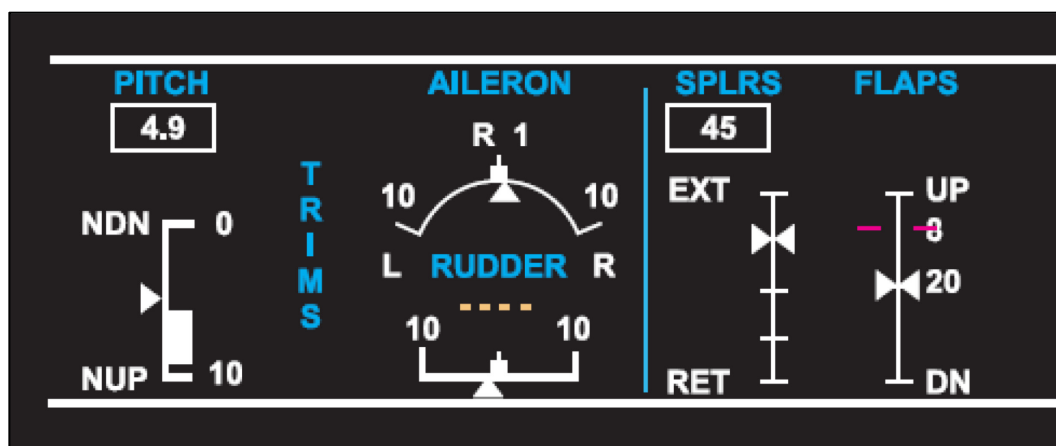


Figure 4 : Représentation synoptique de la page d'une partie des commandes de vol (Source : Bombardier)

Chaque déporteur (gauche et droit) est représenté par un index qui se déplace en temps réel de part et d'autre d'un axe vertical divisé en 4 secteurs égaux de 15° d'amplitude (*analog scale*) (cf. figure 5) La valeur indiquée dans l'encadré (*digital scale*) donne l'angle de braquage des déporteurs lorsqu'ils sont utilisés en mode *autospoiler* (déploiement automatique à l'atterrissage et en cas d'interruption de décollage) ou comme freins aérodynamiques. Les valeurs des braquages différentiels en mode *spoileron* ne sont pas données.



Figure 5 : Détail de la représentation synoptique des déporteurs

La vérification des commandes de vol (*Flight Control Check*) et donc à fortiori celle des déporteurs, fait partie des procédures d'utilisation de l'aéronef en situation normale. Elle est exécutée avant chaque décollage en manœuvrant les commandes jusqu'à leurs butées, pour en vérifier le bon fonctionnement. Seuls les débattements des déporteurs sont reportés sur la représentation synoptique des commandes de vol.

Lors du vol de l'incident grave, les pilotes du Learjet 45 ont déclaré n'avoir rien constaté d'anormal lors de la vérification du débattement des gouvernes avant le décollage.

1.6.2.6 Asservissement de la commande d'inclinaison latérale¹²

1.6.2.6.1 Boucle de commande latérale

Le Learjet 45 est équipé d'un pilote automatique à une voie, géré par le calculateur avioniques intégré¹³ (*integrated avionics computer*) IC-600#2 qui, en fonction des modes dictés par un des deux directeurs de vol (commandant ou copilote), pilote l'avion par le biais de servomoteurs agissant sur les gouvernes de profondeur, d'ailerons et de direction.

La cause du déclenchement de l'avertissement « AP AIL MISTRIM » n'a pas pu être déterminée lors des inspections de maintenance réalisées post incident. Afin d'en identifier la raison, il convient dans un premier temps de décrire de manière conceptuelle l'asservissement de la commande d'inclinaison latérale. Attendu que le phénomène de roulis hollandais¹⁴ (*dutch roll*) n'a pas été observé et que l'amortisseur de lacet n'était pas défectueux, l'asservissement entre le mouvement de roulis et de lacet n'est pas considéré dans cette description.

Le pilote automatique dispose de plusieurs modes latéraux (suivi de cap, suivi de trajectoires de systèmes de navigation, suivi d'un radiophare d'alignement de piste (*localizer*), etc.) dont l'asservissement est modélisé par le schéma de principe de

¹² L'explication détaillée de l'asservissement de la commande de l'inclinaison latérale sort du cadre de l'enquête mais le lecteur intéressé pourra se référer à la thèse de Jean Nicholas Brisset intitulée *Synthèse d'un contrôleur par inversion dynamique avec estimation de modèle pour un avion de ligne* (2018).

¹³ Le Learjet 45 est équipé de 2 calculateurs avioniques intégrés IC-600#1 et IC-600#2, éléments principaux de l'équipement électronique de l'avion. Ils échangent des informations avec les autres éléments électroniques, constituent les interfaces entre l'ensemble des systèmes de l'avion et élaborent l'affichage de leurs données sur les écrans de visualisation des paramètres de bord.

¹⁴ Le roulis hollandais est une oscillation latérale/directionnelle de l'angle d'inclinaison latérale, de cap et d'accélération latérale, qui est le résultat d'une glissade et d'un couplage réciproque des axes latéral et directionnel (source : Manuel d'enquêtes sur les accidents et incidents d'aviation, Partie III Enquêtes, OACI Doc 9756 AN/965).

la figure 6 ; pour des raisons de simplification, seule y est représentée la consigne de cap ψ_{ref} (cap commandé).

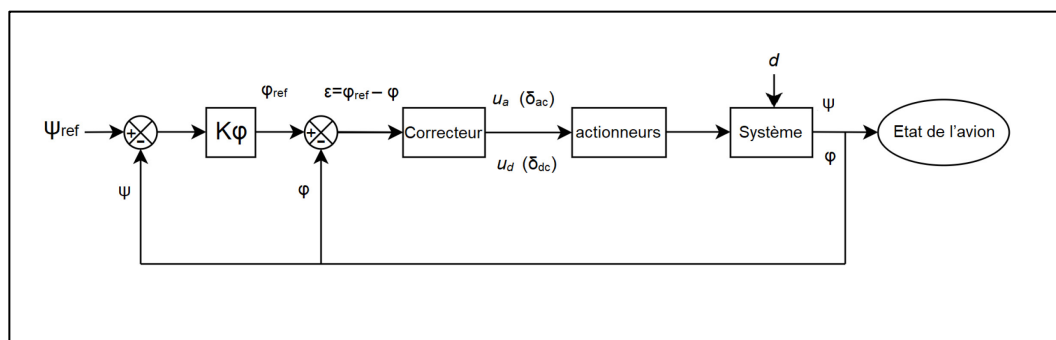


Figure 6 : Boucles de commande latérale, schéma de principe

En suivant l'asservissement depuis l'entrée :

ψ_{ref}	Cap commandé, consigne
K_φ	Contrôleur (générateur d'angle de roulis commandé)
φ_{ref}	Roulis (angle) commandé (consigne)
ε	Signal d'erreur
Correcteurs	Elaborent les lois de commande u_a, u_d
u_a	Loi de commande ailerons
u_d	Loi de commande des déporteurs <i>spoileron</i>
δ_{ac} ,	Déflexion de la commande d'ailerons commandée
δ_{dc}	Déflexion de la commande des déporteurs spoileron commandée
Actionneurs	Servomoteur ailerons et vérins hydrauliques des déporteurs
d	Perturbation externe (entrées dans le système non maîtrisables)
Système	Objet d'application de l'automatique, à savoir la chaîne de commande d'inclinaison latérale, à l'exception des actionneurs
ψ	Cap (sortie)
φ	Roulis (angle) (sortie)

Le vecteur de contrôle de l'asservissement de l'avion autour de son axe longitudinal est composé des ailerons et des déporteurs *spoileron*. L'asservissement de la commande de vol latérale est réalisé par une boucle de contrôle fermée en angle de roulis φ . Le pilote n'a pas d'influence sur cet angle et la valeur de cap ψ_{ref} qu'il commande doit donc passer par un contrôleur K_φ qui génère un angle de roulis commandé φ_{ref} .

Le processus de la boucle fermée consiste à constamment mesurer l'angle de roulis φ (sortie) et de le comparer à l'angle de roulis commandé φ_{ref} (entrée). Cet écart (signal d'erreur $\varepsilon = \varphi_{ref} - \varphi$) permet au bloc Correcteur d'ajuster par rétroaction la valeur de l'angle de roulis φ à la valeur commandée φ_{ref} , suivant les lois de commande u_a, u_d qui définissent les déflexions de la commande d'ailerons commandée δ_{ac} et de la commande des déporteurs commandée δ_{dc} appliquées pour ce faire par les actionneurs (servomoteur ailerons, vérins hydrauliques des déporteurs).

1.6.2.6.2 Performance de l'asservissement

L'asservissement en roulis est conçu pour avoir un comportement linéaire, c'est-à-dire que sa sortie est proportionnelle à son entrée (principe de superposition¹⁵). Concrètement, de tels systèmes n'existent pas mais l'asservissement est raisonnablement linéarisé, c'est-à-dire qu'il est linéaire en première approximation. Il est également stable, ce qui signifie qu'à une entrée bornée correspond une sortie bornée. Enfin, il doit être précis, à savoir que la sortie doit suivre la consigne sans erreurs et rejeter rapidement les perturbations.

1.6.2.6.3 Oscillations auto-entretenues de cycle limite

Bien que conçues pour avoir un comportement raisonnablement linéarisé, les commandes automatiques de vol (*automatic flight control system*) peuvent être sujettes à des oscillations auto-entretenues appelées oscillations de cycle limite, induites par des forces de frottement à coefficients négatifs¹⁶ naissant des jeux, hystérésis et retards existant dans ces systèmes. Certains avions, par exemple, montrent un jeu significatif dans la commande de tangage, entre le tambour du servomoteur du pilote automatique et la gouverne de profondeur; un mouvement oscillatoire lent autour de l'axe transversal de l'avion est ainsi rendu possible par l'interaction entre le pilote automatique et les non-linéarités induites par ce jeu. La loi de commande de l'asservissement en tangage est programmée pour le neutraliser en agissant par rétroaction sur la gouverne de profondeur. Sur d'autres aéronefs, les effets d'hystérésis présents dans les systèmes hydrauliques de positionnement des gouvernes peuvent générer des oscillations de basses fréquences autour des axes de tangage et roulis.

De manière générale, les oscillations de cycle limite apparaissent dans des systèmes non linéaires et correspondent à la génération et au maintien d'un mouvement périodique par une source d'énergie dépourvue de toute périodicité ; la force qui l'alimente est générée par le mouvement lui-même et fournit un travail¹⁷ positif, donc une énergie supplémentaire au système. Les oscillations croissent alors exponentiellement jusqu'à se saturer sur un régime d'amplitudes finies en raison de la présence de non-linéarités dans le système.

La plupart du temps, ces oscillations apparaissent par le biais d'une instabilité de la position d'équilibre triviale du système qui, à partir d'une petite perturbation, fait croître l'amplitude des oscillations. Ce phénomène constitue une propriété du système dynamique vers laquelle il tend naturellement.

1.6.2.6.4 Dispositifs avertisseurs de l'aéronef : avertissement « AP AIL MISTRIM »

La tension électrique appliquée au servomoteur ailerons du pilote automatique est une indication directe de la force que celui-ci doit fournir pour actionner sa chaîne de commande. Le déclenchement de l'avertissement « AP AIL MISTRIM » est basé sur la surveillance du signal de cette tension. Ce dernier passe d'abord par un filtre passe bas d'une seconde, permettant d'ignorer les activités momentanées

¹⁵ Un système est linéaire ou relève du principe de superposition si, à la somme de deux entrées correspond la somme des deux sorties correspondantes et, à un multiple d'une entrée correspond le même multiple de la sortie correspondante.

¹⁶ Généralement, dans un mouvement oscillatoire les forces de frottement sont positives et ont un effet amortisseur et donc dissipatif.

¹⁷ Le travail d'une force traduit les échanges d'énergie qui s'opèrent sur un système en mouvement ; il est dit positif si la force accompagne le mouvement.

du servomoteur ; la tension filtrée est ensuite comparée à une hystérésis et à un seuil s'élevant d'abord à $\pm 50\%$ puis à $\pm 30\%$ de la tension à pleine échelle. Si cette étape est atteinte, un antibond de 10 s est appliqué pour déclencher l'avertissement « AP AIL MISTRIM », et de 0.5 s pour sa désactivation. Cette combinaison de filtrage passe bas, de seuil et d'antirebond permet d'éviter les activations intempestives de l'avertissement.

La documentation opérationnelle (*Pilot's Manual – Mistrim Anunciation*) indique que l'avertissement « AP AIL MISTRIM » est déclenché lorsque le pilote automatique est engagé et que le servomoteur ailerons reste sous tension et est donc soumis à un couple résistant excessif, pendant une période plus longue que la normale.

La documentation de maintenance Bombardier précise que le message CAS « AP AIL MISTRIM » apparaît sur l'écran de visualisation EICAS lorsque que le calculateur avioniques intégré IC-600#2 détecte que les charges sur le servomoteur ailerons n'ont pas été allégées par le système de compensateur d'aileron au bout de dix secondes. Ce message indique au pilote que les forces à exercer sur le volant peuvent être élevées lorsque le pilote automatique est débrayé.

1.6.3 Listes de vérifications pertinentes

Référence : *Crew Check List & Quick Reference Handbook*

1.6.3.1 AP AIL MISTRIM

La liste de vérifications « AP AIL MISTRIM » (cf. figure 7) se trouve dans la section du QRH contenant les procédures d'utilisation de l'aéronef en situation anormale (*abnormal procedures*). Ces procédures requièrent l'utilisation de systèmes de l'aéronef spéciaux et/ou de remplacement et, si elles sont suivies, permettent le maintien d'un niveau acceptable de navigabilité ou réduisent le risque opérationnel découlant d'une défaillance.

AP AIL MISTRIM				
If condition persists:				
1. Flight Controls.....		Hold Firmly		
2. Airspeed		≤ 0.78 Mi		
3. Autopilot.....		Use Control Wheel Trim Switch to Disengage		
A-14	<table border="1" style="margin: auto;"> <tr> <td style="text-align: center;">EFFECTIVITY</td> </tr> <tr> <td style="text-align: center;">All</td> </tr> </table>	EFFECTIVITY	All	<small>CL-126C Change 2</small>
EFFECTIVITY				
All				
BOMBARDIER				
4. Fuel Balance.....		Check & Correct		
5. Retrim aircraft if necessary.				
6. Autopilot.....		As Desired		
7. Airspeed		As Desired		
If AP AIL MISTRIM recurs and condition persists:				
8. Airspeed.....		≤ 0.78 Mi		
9. Obtain maintenance before next flight.				

Figure 7 : Liste de vérifications « AP AIL MISTRIM » du QRH

1.6.3.2 Roll or Yaw Axis Uncommanded Motion

La liste de vérifications « *Roll or Yaw Axis Uncommanded Motion* » (cf. figure 8) se trouve dans la section du QRH contenant les procédures d'utilisation de l'aéronef en situation de détresse (*emergency procedures*). Ces procédures requièrent l'utilisation de systèmes de l'aéronef spéciaux et/ou normaux, pour protéger l'aéronef et ses occupants menacés par un danger grave et imminent nécessitant un secours immédiat. Les actions immédiates à effectuer de mémoire (*memory items*) sont présentées dans un encadré.

Roll or Yaw Axis Uncommanded Motion			
12	<ol style="list-style-type: none"> 1. Control Wheel Master (MSW)..... Depress & Hold 2. Attitude Control..... As Required 		
	<ol style="list-style-type: none"> 3. Airspeed..... ≤ Mach Trim Off MMO 4. ● If accompanied by SPOILERS FAIL amber CAS or SPOILER JAM amber CAS: <ol style="list-style-type: none"> a. Control Wheel Master (MSW)Release b. Yaw Damper As Desired c. Refer to SPOILERS FAIL, Tab 18 or SPOILER JAM, Tab 19. d. This checklist is complete. 4. ● If control force continues with MSW depressed: <ol style="list-style-type: none"> a. EICAS/SUMRY or FLT Page Select, Check Trims b. AIL or RUD Circuit Breaker (respective copilot's or pilot's FLIGHT group [TRIM]) Pull Affected Axis c. Control Wheel Master (MSW)Release d. Use asymmetric thrust & decrease airspeed as required to minimize mistrim. e. Autopilot As Desired 		
E-26.1	<table border="1" style="margin: auto;"> <tr> <td style="text-align: center;"> EFFECTIVITY 45-226 & on, and prior aircraft modified by SB 45-55-6 </td> </tr> </table>	EFFECTIVITY 45-226 & on, and prior aircraft modified by SB 45-55-6	CL-126C
EFFECTIVITY 45-226 & on, and prior aircraft modified by SB 45-55-6			

BOMBARDIER	<ol style="list-style-type: none"> f. Yaw Damper..... As Desired g. Refer to Rudder Trim Tab Jammed Landing, Tab 46 or Aileron Trim Tab Jammed Landing, Tab 44. h. This checklist is complete. 4. ● If control force relieves with MSW depressed: <ol style="list-style-type: none"> a. AFCS SERVOS Circuit Breaker (pilot's FLIGHT group)..... Pull b. RUD BOOST..... OFF c. Control Wheel Master (MSW)Release d. Maintain 33,000 feet or below. e. Airspeed..... ≥ 0.65 Mi Until Below 33,000 Feet f. Land as soon as practical. g. This checklist is complete.
-------------------	--

Figure 8 : Liste de vérifications « Roll or Yaw Axis Uncommanded Motion » du QRH

Cette procédure d'urgence remédie aux situations de mouvements non commandés de l'avion autour des axes de lacet et de roulis. Les deux actions initiales sont de mémoire et immédiates, la première des deux consistant à appuyer sur le bouton MSW et à le maintenir poussé, ceci afin d'atténuer l'effet d'un éventuel dysfonctionnement des déporteurs.

La liste de vérifications invite ensuite à considérer conditionnellement les actions à effectuer pour parer aux trois causes possibles de mouvements incontrôlés autour des axes de lacet et de roulis ; elle considère que ces derniers se manifestent physiquement par des efforts inhabituels à exercer sur les manches pilotes.

- 1^{ère} éventualité : « *If accompanied by SPOILERS FAIL amber CAS or SPOILER JAM amber CAS* »

Les mouvements non commandés sont provoqués par une défaillance des déporteurs, signalée par un des deux messages CAS *SPOILERS FAIL* ou *SPOILER JAM*. L'équipage de conduite est redirigé vers les listes de vérifications correspondantes, qui consistent respectivement à réinitialiser le système de déporteurs ou à réduire la vitesse pour minimiser le moment autour de l'axe de roulis provoqué par un déporteur bloqué. Il est alors recommandé d'atterrir au plus vite (*land asap*).

- 2^{ème} éventualité : « *If control force continues with MSW depressed* »

Les mouvements non commandés sont provoqués par un dérèglement de la compensation (*mistrim*) de la commande d'ailerons ou de la gouverne de direction et, puisque indépendantes des déporteurs, persistent lorsque le bouton MSW est maintenu poussé. Le disjoncteur de la commande affectée (*AIL or RUD Circuit Breaker*) doit être tiré et la poussée différentielle utilisée pour réduire les effets du mauvais réglage de la compensation. L'équipage de conduite est ensuite redirigé vers les listes de vérifications *Aileron Trim Tab Jammed Landing, Rudder Trim Tab Jammed Landing*.

- 3^{ème} éventualité : « *If control force relieves with MSW depressed* »

Les mouvements non commandés sont provoqués par une défaillance du système de commandes automatiques de vol (*Automatic Flight Control System – AFCS*) et la solution consiste à isoler ce système en tirant le disjoncteur AFCS SERVOS.

1.6.4 Déporteurs spoileron, protocole de maintenance

Les opérations de maintenance relatives aux déporteurs *spoileron* sont incluses dans celles qui concernent le système des déporteurs dans son ensemble : *Learjet 45 maintenance manual, spoiler system – Maintenance practices (20-60-00 Nov 03/17)*. Ce document de 26 pages comprenant 126 points, est structuré en deux parties :

1. *Adjustment/Test*

A. *Functional Test of the Spoiler System*

B. *Rigging (Alignment) of the Spoiler system*

2. *Inspection/Check*

A. *Spoiler System – Spoiler Authority with Flaps Check*

Lorsqu'il est nécessaire de régler les capteurs RVDT du manche pilote, le protocole doit être exécuté dans son intégralité (1. Réglage/Test et 2. Contrôle/Vérification). Dans toute la procédure et en particulier au point 1.B (15) donnant la marche à suivre pour effectuer leur centrage, il n'est jamais mentionné que les RVDT puissent être déplacés ou désolidarisés du bloc dans lequel ils sont jumelés ; seuls sont permis des ajustements angulaires mineurs de la position du bloc pour régler les positions des points nuls. Un avertissement écrit en caractère gras précise qu'une fois engagé dans le manche pilote, le bloc RVDT ne doit plus être tourné :

une rotation de plus de 2° de part et d'autre de sa position nominale déclenche un message d'anomalie des déporteurs sur l'écran de visualisation EICAS.

En fin de protocole, la partie 2. *Inspection/Check* consiste à confirmer le bon fonctionnement des déporteurs dans toutes les configurations de volets de courbure. À chaque contrôle, il est spécifiquement demandé de vérifier sur la représentation synoptique des déporteurs de l'écran de visualisation EICAS, que leurs débattements sont conformes au sens de rotation du volant pilote.

1.7 Renseignements météorologiques

1.7.1 Situation météorologique générale

En altitude, une dorsale à faibles gradients de pression s'étendait de la mer Adriatique aux Alpes. Ces dernières se trouvaient en bordure d'une zone de haute pression au sol, qui s'étendait sur le sud-est de l'Europe.

1.7.2 Information météorologique d'aérodrome à Genève

Le service automatique d'information de région terminale (*Automatic Terminal Information Service – ATIS*) de 12:50 UTC donnait les renseignements suivants :

« *INFO MIKE RWY: ILS APCH, RWY 22 MET REPORT LSGG 1250Z 18.12.2019 080 DEG, 4 KT, VRB BTN 050 AND 120 DEG VIS CAVOK 14/07 QNH 1017 ONE SEVEN NOSIG* »

En texte clair cela signifie :

Le 18 décembre 2019, peu avant la diffusion de l'observation météorologique d'aérodrome de 12:50 UTC :

Approche en service	ILS 22
Vent	080°, variant entre 050° et 120°, 4 kt
Visibilité météorologique	CAVOK ¹⁸
Température/point de rosée	14 °C / 07 °C
Pression atmosphérique QNH ¹⁹	1017 hPa
Prévision à court terme ²⁰	Pas de changement significatif

1.8 Aides à la navigation

Sans objet

1.9 Télécommunications

Les communications radiotéléphoniques entre l'équipage de conduite et le service de la navigation aérienne se sont déroulées en anglais et étaient de bonne intelligibilité. La situation de détresse du vol MHV45B a été déclarée à 12:43:13 UTC.

¹⁸ L'expression «CAVOK» (*ceiling and visibility OK*) est utilisée à la place des groupes visibilité, temps et nuages dès que la visibilité horizontale est ≥ 10 km, qu'aucun nuage se trouvent en-dessous de 5000 ft ou de l'altitude minimale de secteur (*minimum sector altitude – MSA*), qu'il n'y a pas de cumulonimbus ni de phénomène météorologique significatif au moment de l'observation.

¹⁹ QNH : pression réduite au niveau de la mer, calculée avec les valeurs de l'atmosphère standard de l'OACI.

²⁰ Prévision à court terme : changement significatif attendu pendant les deux heures suivant l'heure d'observation.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

1.10.1 Généralités

L'aéroport de Genève (LSGG) est situé à l'ouest de la Suisse. En 2018, 187'162 mouvements (décollage ou atterrissage) y ont eu lieu.

1.10.2 Equipements et dimensions des pistes

Désignations et revêtement	Dimensions	Equipement
22/04 – béton	3900 x 50 m	22 - ILS Cat III et 04 - ILS Cat I
22/04 – gazon	823 x 30 m	22 - APAPI ²¹ 4.5° et 04 – APAPI 4°

Piste 22 béton

- Distance de roulement utilisable au décollage (*Take Off Run Available – TORA*) : 3900 m
- Distance utilisable à l'atterrissage (*Landing Distance Available – LDA*) : 3900 m

Altitude du seuil de piste : 1365 ft

1.10.3 Services de sauvetage et de lutte contre les incendies

L'Aéroport international de Genève (AIG) est équipé de moyens de lutte contre l'incendie de catégorie 9 selon l'annexe 14 de l'OACI.

Le corps des sapeurs-pompiers professionnels qui lui est dédié (sapeurs d'aviation) est le Service de sauvetage et de lutte contre les incendies aéroportuaire (SSLIA), de service vingt-quatre heures sur vingt-quatre. En cas d'accident, les forces d'intervention peuvent rester en contact permanent avec la tour de contrôle et avec la police grâce à la centrale d'alarme et à un équipement de télécommunication approprié.

Une section sanitaire est intégrée au service du feu et de sauvetage ; elle est dotée de véhicules et de personnel qualifié et est également de service vingt-quatre heures sur vingt-quatre. La section sanitaire dispose d'un poste médical avancé. Elle est raccordée en permanence à la centrale d'appels Urgence Santé.

1.11 Enregistreurs de bord

Le SESE a disposé des enregistrements de conversations de poste de pilotage (*Cockpit Voice Recorder – CVR*) et de données de vol (*Flight Data Recorder – FDR*) relatifs à l'incident grave.

1.11.1 Enregistreur de conversation de poste de pilotage

1.11.1.1 Généralités

Type	Enregistreur de conversations de poste de pilotage à semi-conducteurs (<i>Solid State Cockpit Voice Recorder – SSCVR</i>)
Fabriquant	Honeywell
Système d'enregistrement	Mémoire à semi-conducteurs (<i>solid state memory</i>)
Durée de l'enregistrement	120 minutes

²¹ APAPI: *Abbreviated Precision Approach Path Indicator*, indicateur de trajectoire d'approche de précision simplifié.

L'enregistreur de conversations de poste de pilotage était en bon état et ses données exploitables.

1.11.1.2 Données pertinentes

L'équipage de conduite a déclaré que l'avertissement « AP AIL MISTRIM » avait été déclenché à deux reprises peu de temps avant l'incident grave. Le premier, très brièvement, n'est pas perceptible dans l'enregistrement CVR. Le deuxième, qui a conduit au débrayage du pilote automatique conformément à la liste de vérifications « AP AIL MISTRIM » est audible à 12:40:31 UTC.

1.11.2 Enregistreur de données de vol

1.11.2.1 Généralités

Type	FA2100, enregistreur de données de vol à semi-conducteurs (<i>solid state flight data recorder</i>)
Fabriquant	L3Harris
Nombre de paramètres	Les débattements des commandes de vol primaires (gouvernes de profondeur, de roulis et de direction) ainsi que l'activité de leurs servomoteurs ne sont pas enregistrés.
Système d'enregistrement	Mémoire à semi-conducteurs (<i>solid state memory</i>)
Durée de l'enregistrement	25 h

Les enregistrements de données de vol étaient exploitables.

1.11.2.2 Données de vol

1.11.2.2.1 Généralités

Les enregistrements des données de vol ont été exploités en deux temps : en premier lieu pour l'analyse des aspects directement relatifs à l'incident grave, ensuite pour celle des données du vol de contrôle post incident, qui a eu lieu le 18 février 2020, une fois les travaux de maintenance achevés. Les paramètres significatifs retenus sont les statuts des systèmes de commandes automatiques de vol ainsi que les éléments relatifs à la trajectoire et à la dynamique de vol.

Dans les graphiques suivants, des valeurs de roulis situées au-dessus de l'axe horizontal correspondent à une inclinaison de l'aéronef à droite par rapport à l'horizontale, à gauche pour celles situées en dessous. La pente de la courbe qu'elles décrivent par rapport au temps est le taux de roulis : au-dessus de l'axe horizontal du temps, lorsque le roulis à droite augmente la pente de cette courbe est positive, en dessous, lorsque le roulis à gauche augmente la pente est négative.

Sur certains graphiques le taux de roulis a été calculé et est représenté par une courbe noire.

1.11.2.2.2 Données de vol pendant le déroulement de l'incident grave

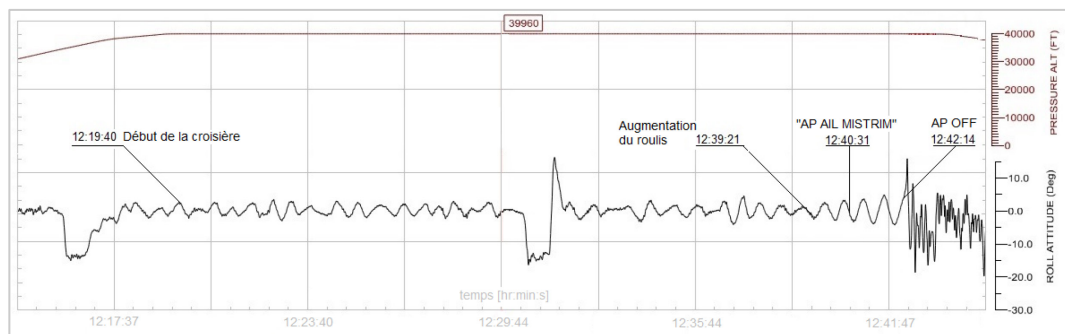


Figure 9 : Oscillations en roulis au niveau de vol de croisière FL 400

Les données FDR montrent que lorsque l'avion a atteint son niveau de croisière FL 400 (12:19:40 UTC), un régime d'oscillations en roulis s'est établi, d'une période de 37 s et d'amplitude 3° en moyenne (cf. figure 9). Environ 20 minutes plus tard, toujours avec la même fréquence l'amplitude des oscillations augmente de manière significative, les données CVR attestent que l'avertissement « AP AIL MISTRIM » est activée à 12:40:31 UTC et, 1 min 43 s plus tard, l'équipage de conduite débraie le pilote automatique.

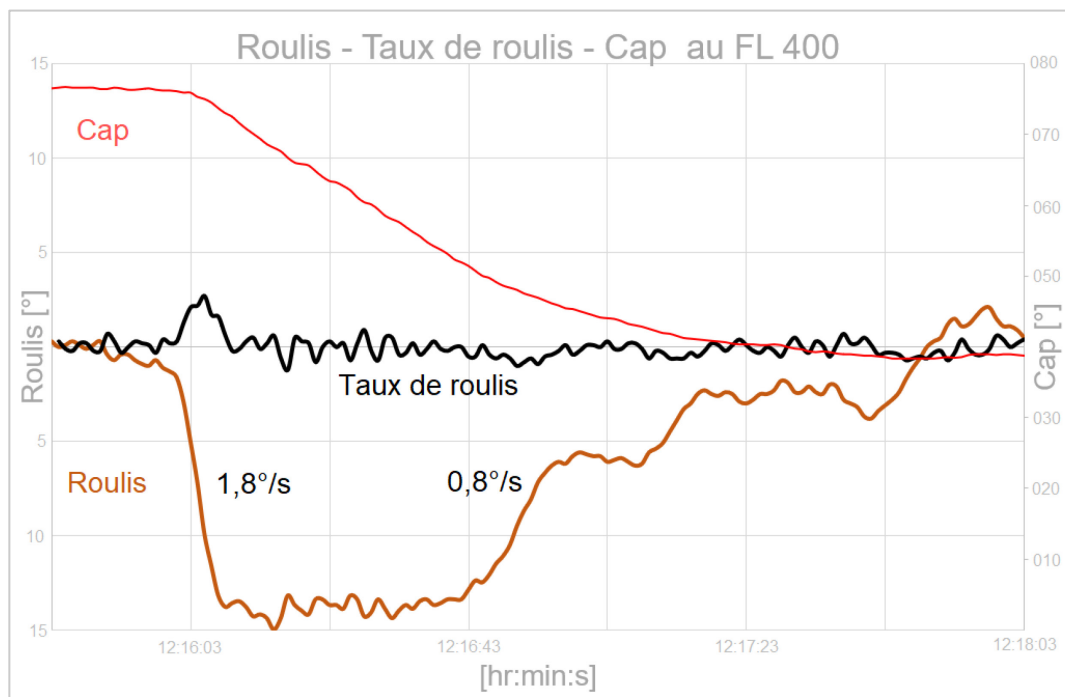


Figure 10 : Taux de roulis lors du premier virage au niveau FL 400

Pendant la croisière, l'avion a changé deux fois de cap en effectuant des virages à gauche à 15° d'inclinaison latérale. Une hystérésis en taux de roulis d'un facteur 2 est constatée entre l'entrée et à la sortie des virages (cf. figure 10). Des instabilités d'inclinaison latérale d'amplitudes moyennes de 3° sont également observées pendant les virages.

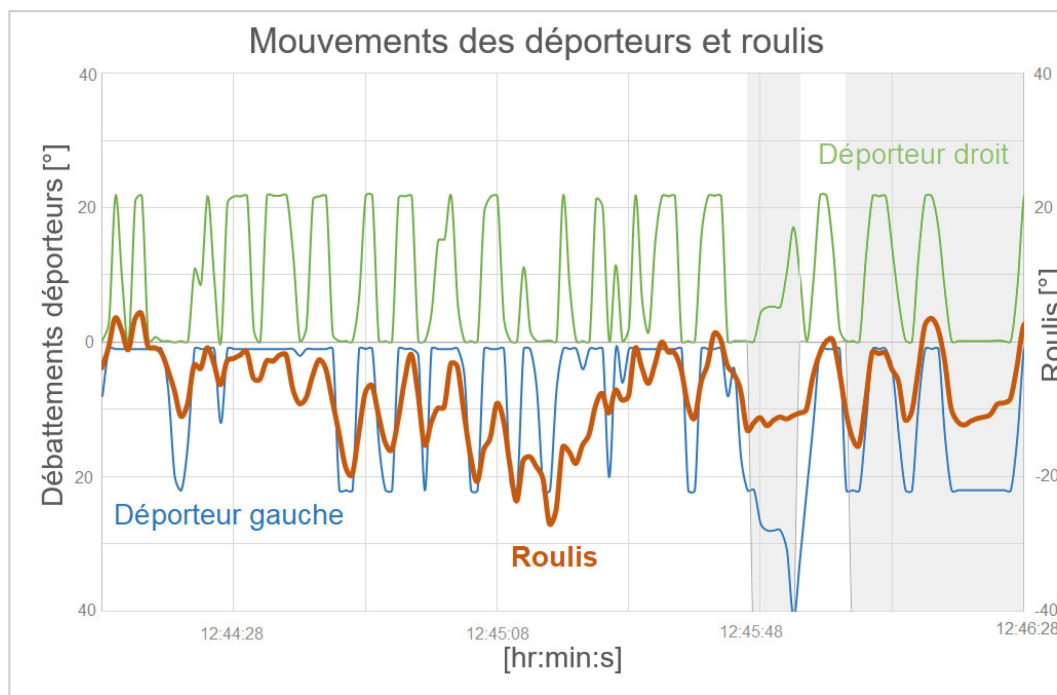


Figure 11 : Mouvements des déporteurs et roulis après le débrayage du pilote automatique

La figure 11 montre l'effet induit par l'inversion de la fonction des déporteurs *spoileron* sur l'inclinaison latérale, en pilotage manuel (à partir de 12:42:14UTC). Les parties grises indiquent les phases de vol où ils sont aussi utilisés comme freins aérodynamiques.

1.11.2.2.3 Données de vol du vol de contrôle post incident

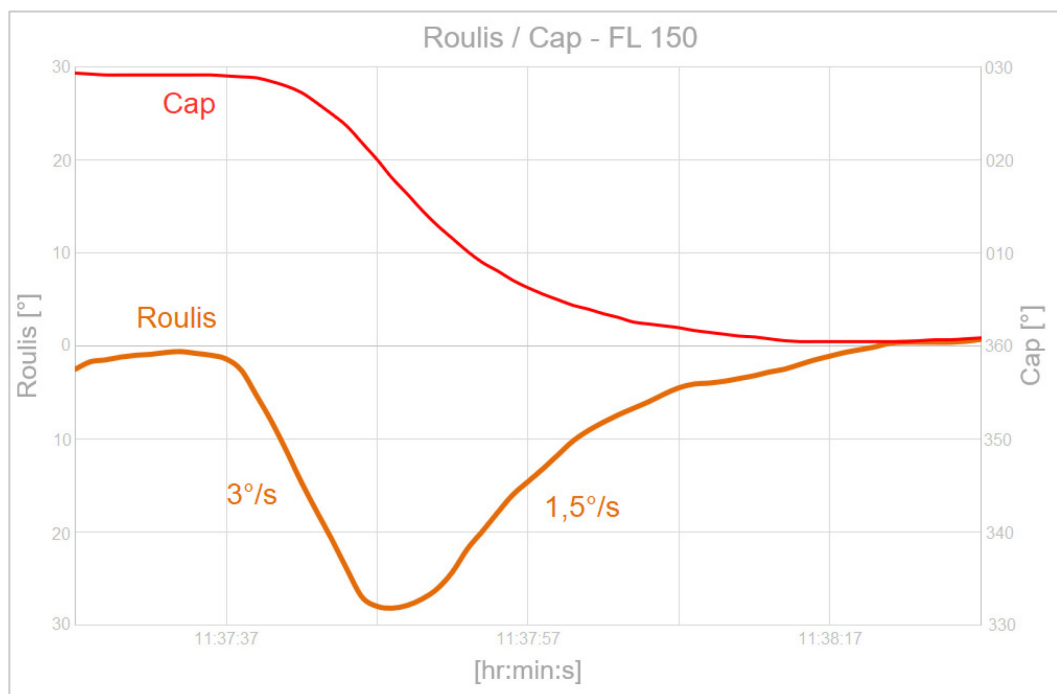


Figure 12 : Vol de contrôle post incident : roulis et cap lors d'un virage à gauche au niveau de vol FL 150, pilote automatique enclenché

Lors du vol de contrôle post incident, en pilotage automatique, la même hystérésis affectant les taux de roulis a été observée pour les inclinaisons latérales (cf. figure 12). Les instabilités en roulis pendant les virages ont par contre disparu.

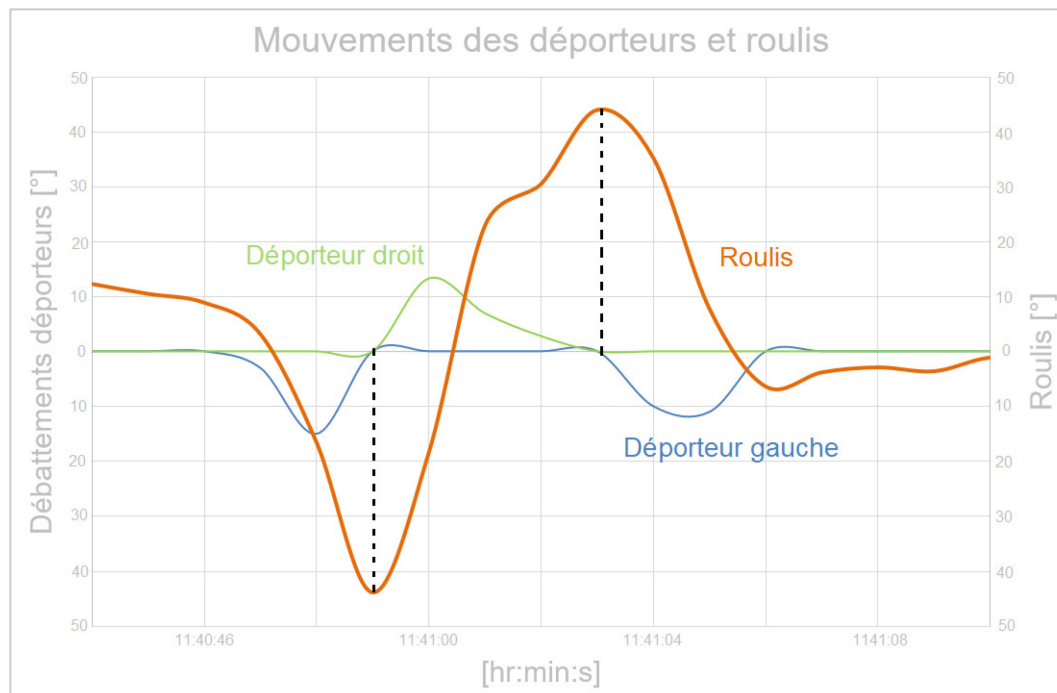


Figure 13 : Vol de contrôle poste incident : mouvements des déporteurs et roulis au niveau de vol FL 150, pilotage manuel

Les déporteurs *spoileron* se sont déployés qu'à une reprise, à l'occasion d'un battement d'ailes gauche/droite d'inclinaisons latérales de 45° effectuées en pilotage manuel. La rentrée du déporteur gauche se fait en même temps que le déploiement du déporteur droit (débattement 0° sur la figure 13) et cet instant correspond au changement de sens du roulis.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

Sans objet

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Sans objet

1.14 Incendie

Sans objet

1.15 Questions de survie

Sans objet

1.16 Essais et recherches

Sans objet

1.17 Renseignements en matière d'organisation et de gestion

1.17.1 Exploitant

MHS Aviation GmbH est une compagnie aérienne allemande de gestions d'aéronefs, d'affrètement de vols et de gestion du maintien de la navigabilité (*Continuing Airworthiness Management Organisation – CAMO*), dont le siège se trouve à Oberhaching dans l'arrondissement de Munich en Allemagne. Elle exploite des jets d'affaires de différents types.

1.17.2 Services de maintenance

Compte tenu du dénouement en sécurité de l'incident grave, le SESE a décidé qu'une enquête sur l'adéquation de la maintenance effectuée, la capacité de gestion de la maintenance et les facteurs humains, telle que recommandée par l'OACI²², ne serait pas menée.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Capteur RVDT

1.18.1.1 Principe de fonctionnement

Le RVDT est un capteur de position électromécanique inductif utilisé pour déterminer des déplacements angulaires, en convertissant un mouvement de rotation en une tension alternative qui lui est proportionnelle.

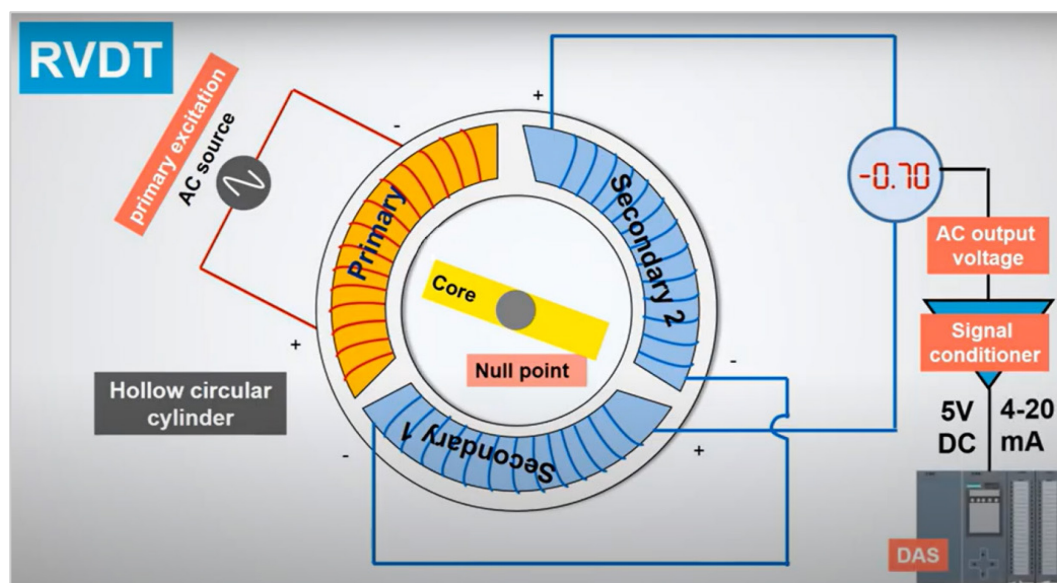


Figure 14 : Schéma de principe d'un capteur RVDT (source : www.electronicclinic.com)

Basé sur les principes physiques du transformateur, le RVDT est constitué d'un stator cylindrique creux, formé de deux parois entourant un volume dans lequel pivote un rotor à noyau ferromagnétique (cf. figure 14).

Le cylindre creux contient un bobinage primaire alimenté par une source de courant alternatif d'amplitude constante (excitation primaire – *primary excitation*) qui induit un champ magnétique dans un circuit secondaire formé de 2 bobinages

²² Manuel d'enquêtes sur les accidents et incidents d'aviation, Partie III Enquêtes, OACI Doc 9756 AN/965, Chapitre 14 : Enquête sur la maintenance.

identiques (S_1 et S_2 sur la figure 15) connectés en série. Ils sont disposés symétriquement par rapport à l'axe du cylindre, de sorte que la force électromotrice²³ alternative E_0 qui y est induite soit nulle lorsque le rotor est centré en un point appelé « point nul (*null point*) ». En revanche, lorsque le rotor pivote de part et d'autre de ce point, son noyau ferromagnétique augmente l'inductance du bobinage secondaire dont il traverse le champ et une force électromotrice différentielle $E_0 = E_{S1} - E_{S2}$ est générée, dont la phase dépend du sens de rotation et du déplacement angulaire du rotor. Un circuit de conditionnement de signaux (*signal conditioner*) logé à l'intérieur de la structure du RVDT convertit cette tension différentielle en une tension continue ou en un courant, exploitables par le système d'acquisition et d'exploitation des données (*Data Acquisition System – DAS*) du RVDT.

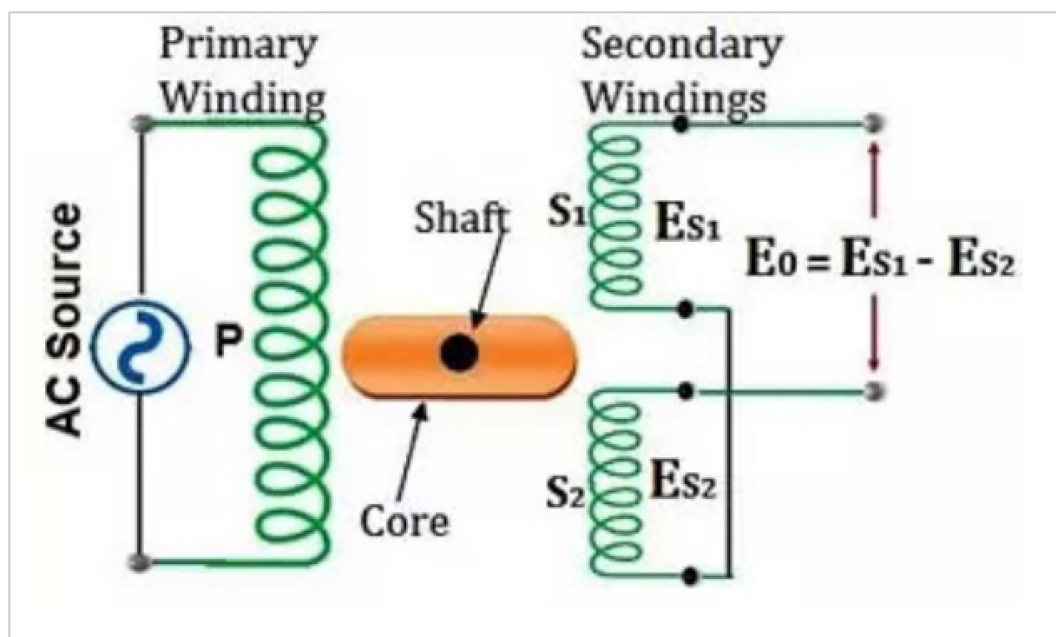


Figure 15 : Schéma électrique d'un capteur RVDT (source : www.electrical-technology.com)

Notes explicatives de la figure 15: lorsque le rotor à noyau ferromagnétique est centré au point nul, les flux induits dans les deux bobines secondaires S_1 et S_2 sont les mêmes et la force électromotrice du bobinage secondaire résultante E_0 est nulle ($E_0 = E_{S1} - E_{S2} = 0$).

Lorsque le rotor s'écarte du point nul, son noyau ferromagnétique provoque un changement du couplage magnétique dans le bobinage secondaire, générant une force électromotrice résultante car E_{S1} et E_{S2} ne sont plus égaux. S'il tourne dans le sens des aiguilles d'une montre, la force électromotrice E_{S1} augmente, le différentiel E_0 est positif et est en phase avec la tension du bobinage primaire. Lorsque le rotor tourne dans le sens contraire, E_0 est négative et en opposition de phase avec la tension du bobinage primaire.

1.18.1.2 Capteurs RVDT du manche pilote

Le manche pilote gauche du Learjet 45 loge un bloc de 2 capteurs RVDT qui transmettent les valeurs commandées de roulis au calculateur de déporteurs *spoileron*,

²³ Lorsque le flux d'un champ magnétique variable dans le temps traverse un circuit conducteur, il y induit une tension générant un courant s'opposant à la variation du flux ; cette tension est appelée force électromotrice et s'exprime en volt.

à des fins de consignes et de surveillance. Les capteurs RVDT sont jumelés autour d'un même arbre lié mécaniquement à l'axe de rotation du volant pilote, dont il réduit linéairement l'amplitude angulaire de $\pm 110^\circ$ à une plage de $\pm 30.05^\circ$ exploitable pour la mesure²⁴. L'arbre est équipé d'un ressort de rappel qui ramène le rotor à noyau ferromagnétique de chaque RVDT à son point nul, lorsque pour des raisons de maintenance le bloc de capteurs est retiré du manche pilote.

1.18.2 Aspects relatifs à la maintenance avant l'incident

1.18.2.1 Bulletins de service maintenance pertinents

1.18.2.1.1 Bulletin de service lié à l'incident grave

Bombardier SB 45-27-20 ATA-27-60 *Flight Controls, Modification of the spoiler system control wheel master input*, appliqué le 10 septembre 2008.

Des cas de déploiement intempestif des déporteurs ont été observés sur des Learjet 45, lorsque le bouton MSW était poussé et relâché rapidement pour débrayer le pilote automatique.

Ce bulletin de service s'applique aux Learjet 45 de numéros de série 45-005 à 45-294 et améliore la fiabilité du système de déporteurs. Il supprime la fonction du bouton MSW qui, lorsqu'il est maintenu pressé, plaque les déporteurs vers le bas en coupant la pression hydraulique dans leurs vérins. Selon le constructeur, la seule façon de récupérer alors cette fonction de plaquage consisterait à tirer l'un des disjoncteurs SPLR CTRL ou SPLR IND ; elle ne fait cependant pas l'objet d'une procédure ou note opérationnelle particulière car son recours n'est prévu dans aucune situation normale, anormale ou de détresse.

Toutes les autres fonctions du bouton MSW restent inchangées.

Il est indiqué dans le bulletin de service, que les pilotes qui sont en fonction sur les avions modifiés à cet effet, doivent connaître les changements opérationnels qu'il occasionne ; l'équipage de conduite impliqué dans l'incident grave a déclaré que le QRH n'avait pas été modifié en conséquence.

1.18.2.1.2 Bulletins de service et lettre d'information liés au système de déporteurs

Les bulletins de service et lettre d'information (*service information letter* – SIL) liés au système de déporteurs ont été appliqués aux dates suivantes :

Date	Bulletin	Raison
4 mai 2001	SB 45-27-6	A la suite de cas de déploiements asymétriques et intempestifs des déporteurs, vérification de l'intégrité du câblage du système de déporteurs.
25 octobre 2002	SB 45-27-8	Remplacement du calculateur <i>spoileron</i> (A19) par un modèle à taux de fiabilité plus élevé.
6 octobre 2007	SB 45-27-27	Modification du câblage d'entrée de la barre essentielle dans le calculateur <i>spoileron</i> . Les entrées de puissances gauche et droite de la barre essentielle dans le calculateur <i>spoile-</i>

²⁴ Les capteurs RVDT ont en général une plage de détection de $\pm 40^\circ$ et une sensibilité de 2 à 3 mV par degré de rotation.

		<i>ron</i> pouvaient être à l'origine d'un comportement incorrect si le mauvais disjoncteur était tiré lors d'une recherche de panne d'un problème potentiel.
15 janvier 2009	SB 45-27-10	Remplacement des vérins hydrauliques des déporteurs par des vérins à flexibles de connexion empêchant une configuration de connexion transversale par erreur.
Inconnu (date de sortie du SB 18 juin 1999)	SIL 22-002	Remplacement des boulons de fixation à tête hexagonale du servomoteur ailerons par des boulons à tête creuse.

Tableau 1 : Bulletins de service et lettre d'information liés au système de déporteurs

1.18.2.2 Travaux de maintenance effectués sur le bloc de capteurs RVDT

1.18.2.2.1 Derniers travaux de maintenance

Les derniers travaux de maintenance effectués sur le bloc des capteurs RVDT placé dans le manche pilote gauche ont été consignés en date du 23 avril 2018, à savoir 1 année, 7 mois et 25 jours avant l'incident grave ; l'ordre de travaux correspondant demandait entre autres en son point 4, d'en effectuer le réglage. Peu explicite, le rapport de travail relatif à cette intervention fait état d'un décalage de 7 à 9° existant entre les mesures provenant des deux capteurs RVDT, mais que leur fonction était jugée satisfaisante lorsque les volants pilotes sont tournés de 110° dans les deux sens.

1.18.2.2.2 Inspections de maintenance post incident

Les pilotes ayant suspecté un déploiement intempestif des déporteurs *spoileron* en vol, les inspections de maintenance ont été orientées en premier lieu vers les recherches de pannes relatives à ce système. Sa chaîne de commande a été contrôlée, les circuits et les vérins hydrauliques des déporteurs ont été vérifiés, le fluide qui les alimentait a été analysé en quête d'une éventuelle erreur commise sur leur type. En parallèle ont été entreprises les inspections relatives aux éléments déclencheurs de l'avertissement « AP AIL MISTRIM », dont les causes probables sont le calculateur avioniques intégré IC-600#2 ou le servomoteur ailerons. La recherche de panne recommandée dans ce cas consiste d'abord à vérifier si le système ailerons est correctement agencé et libre de contraintes, vérifier le calculateur IC-600#2 et le servomoteur ailerons. Seules sont donc mentionnées ci-dessous les déficiences qui ont pu avoir un effet dans ce contexte ; elles sont listées suivant les éléments de la chaîne d'asservissement modélisée sur le schéma de principe de la figure 6.

A. Bloc Correcteur

La figure 15 présente le bloc des capteurs RVDT de commande des *spoileron* tel qu'il se trouvait lors de l'inspection de maintenance post incident. Comparé à la disposition correcte présentée sur la figure 16, le bloc était décalé de 150° vers la gauche, avec l'un des capteurs tourné de 150° à droite par rapport à sa position nominale. Le ressort de rappel de l'arbre qui le lie mécaniquement à l'axe de rotation du volant pilote était brisé.

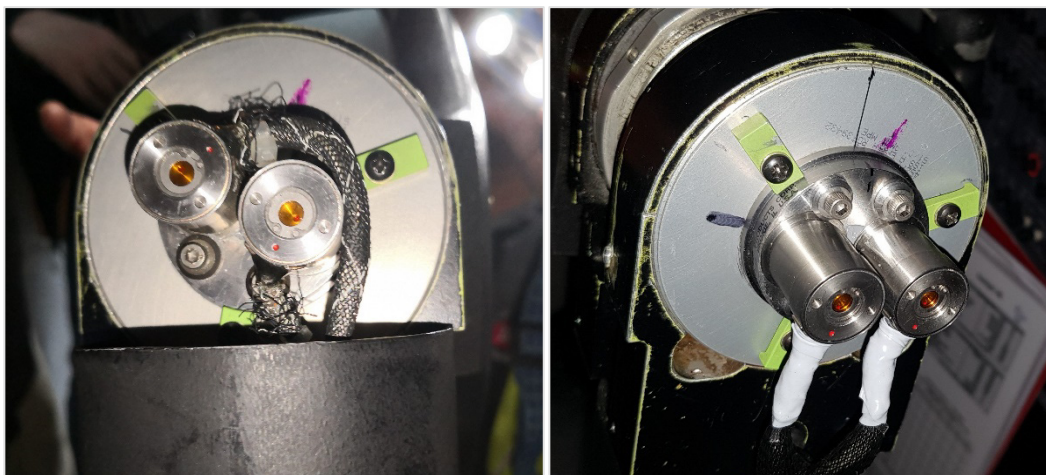


Figure 16 et 17 : Blocs des capteurs RVDT de commande des déporteurs *spoileron* : à gauche installation avant l'incident (bloc endommagé), à droite installation correcte (bloc neuf).

Les tensions de sorties des RVDT ont été constatées inversées et la loi de commande *spoileron* gouvernait donc des déplacements inversés des déporteurs : le *spoileron* de l'aile gauche se déployait au lieu de celui de l'aile droite et vice versa (cf. figure 18).

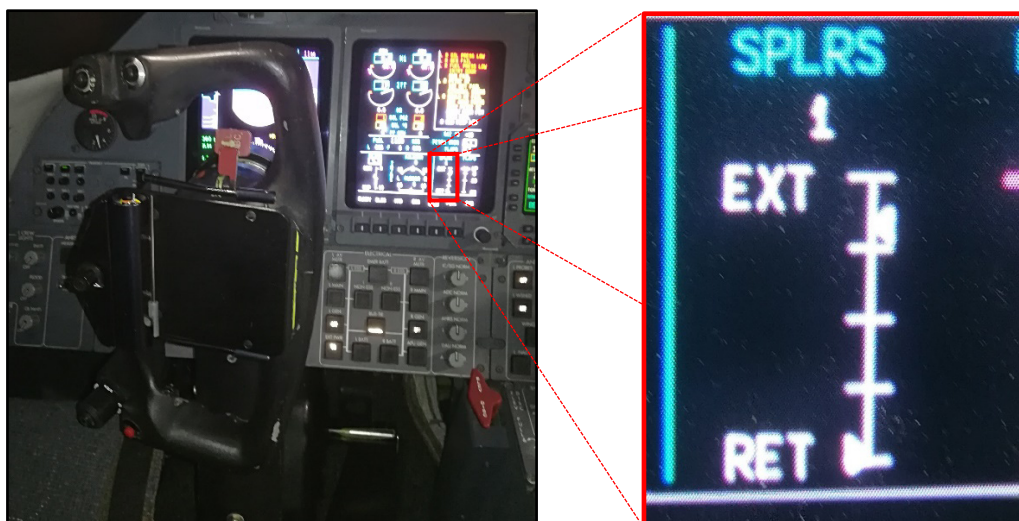


Figure 18 : Le volant pilote est tourné vers la gauche, le déporteur *spoileron* de l'aile droite se déploie

B. Bloc Actionneurs

Servomoteur ailerons

Le contrôle approfondi du mécanisme du servomoteur ailerons ne faisait pas partie des inspections de maintenance à effectuer post incident. Le servomoteur a été testé et avéré fonctionnel mais n'a pas subi d'essais de fonctionnement complets, en particulier dans des conditions de charge qui reproduiraient l'effet du débattement des ailerons dans les deux sens et à certaines vitesses.

Vérins hydrauliques des déporteurs

Les déporteurs gauche et droit montraient du ballottage en position déployés : les inspections de maintenance ont conclu qu'il provenait de défauts constatés sur leurs vérins hydrauliques.

C. Bloc Système

- Une déviation dans le cheminement du câble de commande de l'aileron gauche a été constatée dans l'aile gauche de l'avion : à un endroit proche du bord de fuite, où il doit normalement se déplacer libre de tous frottements (e.g. poulie, guide, etc.), le câble déviait de son parcours nominal en passant dans un des colliers de serrage du câble flexible de la commande de volet de courbure. Sa tension était néanmoins dans les limites prescrites par le constructeur et les forces à exercer sur les volants pilotes, pour activer la commande de roulis, étaient dans les tolérances.
- Le réglage du système de commande des ailerons était hors tolérances, le débattement vers le haut des deux ailerons étant limité à 15° au lieu de 18°.
- Les joints brosses d'étanchéité des ailerons étaient en mauvais état et n'étaient pas suffisamment lubrifiés. Dans le manuel d'entretien (*maintenance manual*), le constructeur indique qu'il faut veiller à ce que les interstices de ces brosses ne contiennent pas de lubrifiant afin que l'humidité puisse s'évacuer. Si ce n'est pas le cas, à haute altitude l'eau peut s'y accumuler et geler, ce qui peut restreindre le contrôle de l'aileron, ce dernier pouvant même geler et se fixer à la structure de l'aile.
- Le déporteur de l'aile gauche avait un débattement hors tolérance à 57.6°.
- Le type de fluide hydraulique était adéquat mais contenait une concentration de particules métalliques plus élevée que la norme ; le constructeur a considéré qu'elle provenait de l'usure normale des organes des deux systèmes hydrauliques.

D. Calculateur avionique intégré IC-600#2

Le calculateur avionique intégré IC-600#2 traite toutes les données fournies au pilote automatique. Il a été testé et avéré fonctionnel.

1.19 Techniques d'investigation utiles ou efficaces

Sans objet

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

2.1.1 Enregistreur de données de vol

Les débattements des commandes de vol primaires ne figurant pas au nombre des paramètres enregistrés, l'analyse du comportement dynamique de l'avion autour de son axe longitudinal n'a pu être conduite qu'à l'aide des données indirectes de roulis et des mouvements des déporteurs *spoileron* ; leur opposition à la commande de roulis n'a donc pas pu être directement comparée aux débattements des ailerons, pour en déterminer l'effet antagoniste sur l'inclinaison latérale résultante.

Les messages CAS ne sont également pas enregistrés et les instants des déclenchements des avertissements « AP AIL MISTRIM » ont dû être déterminés de manière indirecte.

2.1.2 Servomoteur ailerons

En raison de l'installation incorrecte dans le manche pilote gauche des capteurs électriques actifs de déplacement de rotation (*Rotary Variable Differential Transformer* – RVDT) d'entrée de roulis, les déporteurs *spoileron* n'ont pas constitué une aide, mais bien une opposition aux commandes d'inclinaisons latérales.

En pilotage automatique, chacun de leurs déploiements a donc soumis le servomoteur ailerons à des couples résistants qui, au long d'une période opérationnelle d'une année et 8 mois, ont vraisemblablement fini par occasionner des jeux dans son mécanisme. Les oscillations latérales observées avant le déclenchement de l'avertissement « AP AIL MISTRIM » ainsi que l'hystérésis dans les virages, en sont vraisemblablement les conséquences. Cette assertion est renforcée par le fait qu'elles ont été à nouveau observées lors du vol de contrôle post incident (cf. figure 12). Les instabilités en roulis ont en revanche disparu, ceci étant expliqué par la suppression des petites contraintes cumulées dans le système ailerons (déviation dans le cheminement du câble de commande de l'aileron gauche, hors tolérance du réglage du système de commande des ailerons, débattement hors tolérance du déporteur gauche).

Dans les chapitres suivants, l'hypothèse du jeu qui s'est insinué dans le mécanisme du servomoteur ailerons et de sa contribution dans le développement des oscillations de cycles limites s'est révélée être la plus plausible.

2.1.3 Oscillations de cycles limites

Les oscillations en roulis observées pendant la phase de vol de croisière (cf. figure 9) vérifient les 3 critères qui caractérisent les oscillations de cycle limite : elles ne sont pas commandées, périodiques et entretenues. La valeur faible de leur amplitude moyenne (3°) associée à la lenteur du mouvement avec une période moyenne de 37 s expliquent que le servomoteur ailerons n'intervient pas directement dans ce mouvement. Ce sont les non-linéarités induites par le jeu dans son mécanisme qui interagissent avec le pilote automatique pour générer les oscillations.

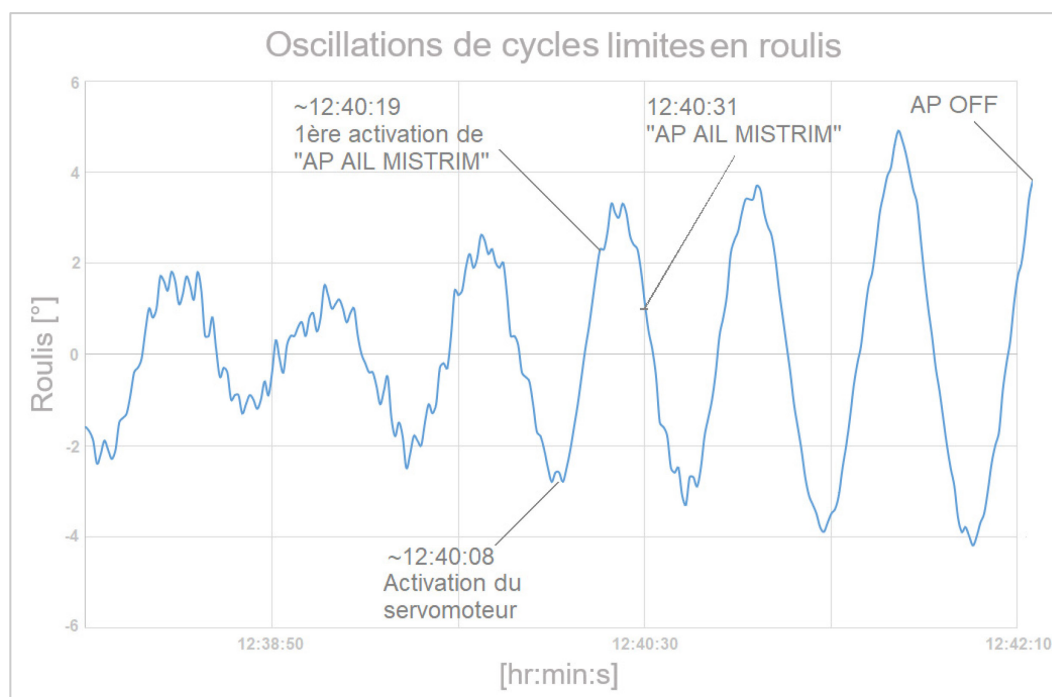


Figure 19 : Oscillations de cycles limites en roulis et activations des alertes

2.1.4 Activation des alertes « AP AIL MISTRIM »

La figure 19 révèle qu'à 12:40:08 UTC, le régime d'oscillations de cycles limites établi depuis le début de la croisière est perturbé, et un nouveau régime d'oscillations auto entretenues, de même période mais d'amplitudes croissantes se développe. Les taux de roulis jusqu'alors irréguliers, deviennent constants, indiquant que le servomoteur ailerons est entré en fonction pour amortir le cycle d'inclinaisons latérales. Son intervention rompt l'équilibre jusqu'alors entretenu du cycle limite et est à l'origine de l'augmentation des amplitudes. Les oscillations sont lentes et les actions du servomoteur ailerons pour les amortir le sont également, retardées en plus par le jeu dont il est le siège. Il reste dès lors sous tension suffisamment longtemps pour que les conditions du déclenchement de l'avertissement « AP AIL MISTRIM » soient atteintes. La forme des oscillations permet d'avancer que la première alarme de courte durée signalée par les pilotes a eu lieu à 12:40:19 UTC. Une dizaine de secondes plus tard, le CVR enregistre la deuxième alarme (12:40:31 UTC), qui est restée active et a conduit les pilotes à effectuer la liste de vérifications appropriée.

2.1.5 Perte de linéarité de l'asservissement de la commande d'inclinaison latérale

Le montage incorrect des capteurs RVDT placés dans le manche pilote gauche a généré les couples résistants qui ont affecté le fonctionnement du servomoteur ailerons chaque fois que les déporteurs *spoileron* devaient aider à l'inclinaison latérale. Ces efforts extraordinaires ont induit du jeu dans son fonctionnement, manifesté par l'apparition d'oscillations de cycles limites en roulis, phénomène propre à un asservissement latéral ayant perdu sa linéarité. À l'origine du déclenchement de l'avertissement « AP AIL MISTRIM », l'augmentation de l'amplitude des oscillations est preuve que la réponse de l'asservissement en roulis n'est plus bornée et que ce dernier a donc perdu sa stabilité.

La fonction *spoileron* des déporteurs est principalement active lorsque l'avion évolue à basses vitesses, à savoir en phases initiale de départ et finale d'approche ; ceci, conjugué au fait qu'à ces occasions le pilotage est souvent manuel, explique en partie que la détérioration du servomoteur n'ait pas été identifiée plus tôt.

2.1.6 Déphasage temporel entre les commandes manuelles d'inclinaisons latérales et la réponse de l'aéronef

La figure 20 présente le roulis et le débattement des déporteurs *spoileron* du Learjet 45 pendant la première minute de pilotage manuel qui a suivi le déclenchement de l'avertissement « AP AIL MISTRIM ».

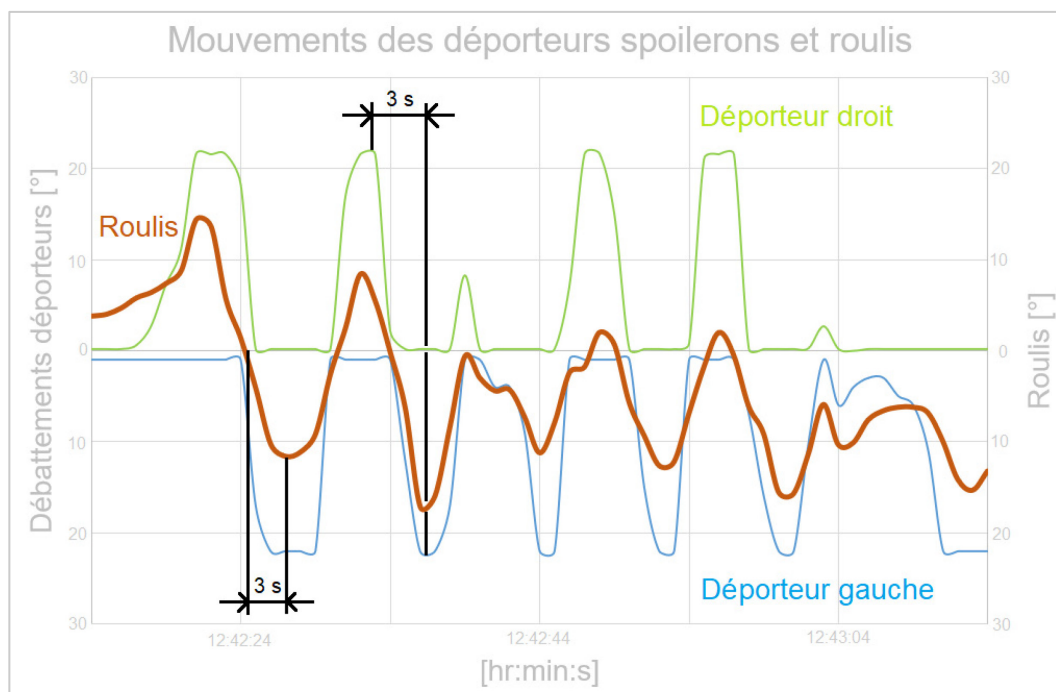


Figure 20 : Retard en roulis et cadence de rotation des volants pilotes

En raison de l'installation incorrecte dans le manche pilote gauche des capteurs RVDT, le déploiement des déporteurs *spoileron* s'oppose à la commande d'inclinaison latérale et en ralentit la réponse. Ce retard est matérialisé par la distance horizontale entre le point de rentrée/sortie de ces derniers et le changement de sens du roulis. Il s'élève en moyenne à 3 s et est du même ordre de grandeur que la cadence de rotation des manches pilotes, donnée par le temps séparant les rentrées/sorties des déporteurs.

2.2 Aspects opérationnels et facteurs humains

2.2.1 Aspects opérationnels

2.2.1.1 Liste de vérifications « Roll or Yaw Axis Uncommanded Motion »

La liste de vérifications « *Roll or Yaw Axis Uncommanded Motion* » est centrée sur la structure conditionnelle de l'action du bouton MSW sur le mouvement incontrôlé de l'avion autour des axes de lacet et de roulis. Or, avec l'application du bulletin de service Bombardier SB 45-27-20 ATA-27-60 *Flight Controls, Modification of the spoiler system control wheel master input*, la fonction de ce bouton plaquant les déporteurs vers le bas lorsqu'il est maintenu pressé est supprimée et la liste de vérifications devient en grande partie caduque.

La première éventualité (voir chapitre 1.6.3.2) reste applicable puisqu'elle concerne une défaillance des déporteurs évidente, directement signalée par des messages CAS. Ensuite, seule la deuxième éventualité prévaut car, le bouton MSW étant désactivé, les efforts inhabituels à exercer sur les volants pilotes persisteront obligatoirement. La liste de vérifications conclut alors prématurément à un dérèglement de la compensation (*mistrim*) de la commande d'ailerons ou de la gouverne

de direction. Les pilotes sont aiguillés vers cette seule panne et la défaillance du système de commandes automatiques de vol, qui constitue la troisième éventualité, n'entre plus en ligne de compte. Dans ces circonstances, le suivi de cette liste de vérifications inadaptée peut conduire à isoler inutilement le système de compensateur de roulis ou de lacet.

2.2.1.2 Bulletin de service Bombardier SB 45-27-20 ATA-27-60.

Le bulletin de service introduit une modification du système de déporteurs qui a un impact direct sur une procédure d'urgence. Opérationnellement, pour garantir la cohérence liée à ce changement et éviter toute confusion chez les pilotes, il convient de modifier en conséquence le fond et la forme des listes de vérifications qu'il affecte.

Techniquement, la fonction de plaquage des déporteurs vers le bas par l'action du bouton MSW a été supprimée pour parer à une pratique probablement inappropriée de débrayage du pilote automatique. Selon le constructeur, la seule manière de la récupérer est de tirer l'un des disjoncteurs SPLR CTRL ou SPLR IND, ce qui n'est pas mentionné dans la liste de vérifications « *Roll or Yaw Axis Uncommanded Motion* ».

2.2.1.3 Affichage de la position des déporteurs

Lors de la vérification des commandes de vol avant le décollage, l'équipage de conduite impliqué dans l'incident grave n'a pas remarqué l'inversion de la fonction des déporteurs *spoileron*. Le même cas s'est produit pour tous les pilotes qui ont été pendant 1 année et 8 mois aux commandes de l'avion défectueux ; dès lors, cette inadvertance ne peut être mise au seul compte de facteurs humains tels que la complaisance²⁵, l'inattention, le manque de vigilance, l'attention canalisée²⁶ ou la saturation cognitive²⁷. Elle est aussi induite par le fait que sur la représentation synoptique de la page des commandes de vol, les index de position des déporteurs gauche et droit sont regroupés autour d'un seul axe vertical et peuvent être facilement confondus (cf. figure 21). Lors de la vérification des déporteurs *spoileron* avant le décollage, les pilotes sont ainsi susceptibles de tomber dans un biais de confirmation en se trompant d'index et confirmer une séquence de débattements qu'ils estiment être vraie. Le même biais cognitif est probablement à l'origine du défaut de détection de l'inversion de la fonction *spoileron* lors des travaux de maintenance du 23 avril 2018.

À titre de comparaison, la figure 22 montre la représentation synoptique de commandes de vol (Airbus A320) disposées schématiquement conformément à leurs positions sur l'avion. Les déporteurs gauche et droit sont dissociés, réduisant ainsi le risque de biais de confirmation.

²⁵ Complaisance : état où le niveau d'attention consciente d'une personne est réduit par un sentiment de sécurité et de confiance en soi. L'excès de confiance et un sentiment d'ennui en sont des indices caractéristiques, qui peuvent entraîner une dégradation importante des performances (source : Manuel d'enquêtes sur les accidents et incidents d'aviation, Partie IV Communication des résultats, OACI Doc 9756 AN/965).

²⁶ Attention canalisée : état d'esprit observé lorsqu'une personne concentre toute son attention sur un stimulant à l'exclusion de tout autre. Cause des problèmes lorsque cette personne n'accomplit pas une tâche ou ne donne pas suite à une information plus prioritaire et n'est en conséquence pas en mesure d'observer ou de réagir à une situation qui appelle une attention immédiate (source : Manuel d'enquêtes sur les accidents et incidents d'aviation, Partie IV Communication des résultats, OACI Doc 9756 AN/965).

²⁷ Saturation cognitive : situation où la quantité d'informations à traiter est supérieure à la capacité d'attention d'un individu (source : Manuel d'enquêtes sur les accidents et incidents d'aviation, Partie IV Communication des résultats, OACI Doc 9756 AN/965).

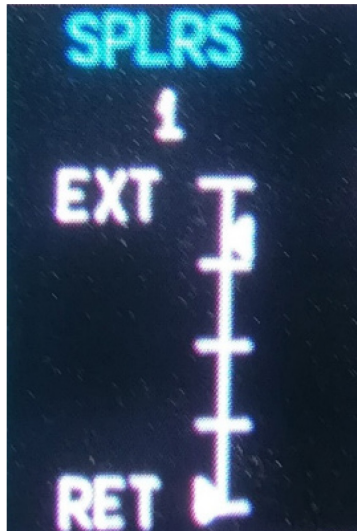


Figure 21 : Index de positions des déporteurs

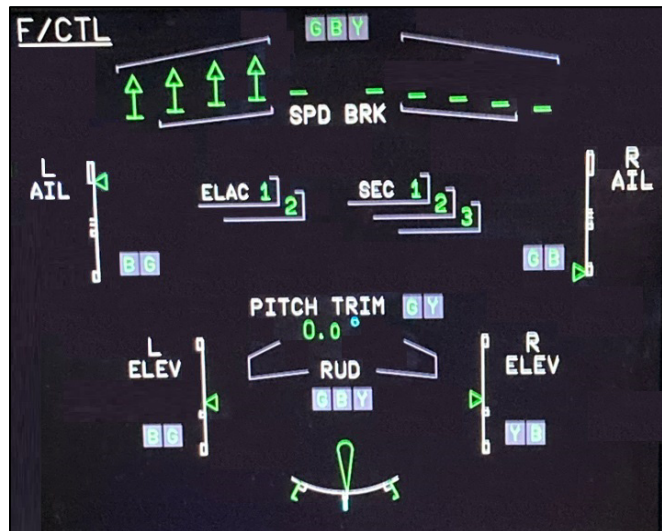


Figure 22 : Représentation synoptique de la page des commandes de vol de l'Airbus A320

2.2.2 Aspects humains

2.2.2.1 Réaction des pilotes face aux alarmes

En réaction à l'avertissement « AP AIL MISTRIM », les pilotes ont effectué la liste de vérifications appropriée jusqu'au point 3 qui recommande de débrayer le pilote automatique. Ensuite, en pilotage manuel, leur attention a été entièrement accaparée par les efforts à fournir pour maintenir le contrôle latéral de l'avion, dégradé par l'activation à contresens des déporteurs *spoileron*. Ils n'ont pas précisé s'ils avaient appuyé et maintenu poussé le bouton MSW, mais confrontés à une situation critique inexplicable et devant l'urgence qu'il y avait à stabiliser le vol, il est peu probable qu'ils aient pensé aux actions initiales de mémoire de la liste de vérifications caduque, « *Roll or Yaw Axis Uncommanded Motion* ».

La réponse décalée aux commandes d'inclinaisons latérale les a confrontés à un déphasage entre la réaction de l'avion et les ordres qu'ils donnaient. Le pilotage manuel se pratique rarement à haute altitude car l'air rarifié et les vitesses élevées auxquelles les aéronefs y évoluent en rendent les effets plus réactifs que dans les basses couches de l'atmosphère. En raison du déploiement inversé des déporteurs *spoileron*, la conduite de l'avion s'en est trouvée difficilement gérable et les oscillations incontrôlées qu'elle a générées sont connues sous le nom de « *pompage piloté* » (*Pilot Induced Oscillation – PIO*).

Opérationnellement, il n'existait aucune liste de vérifications applicable à cette situation de perte de contrôle et celle qui s'en rapprochait le plus était caduque. La décision de désactiver la fonction *spoiler* était avisée, de manipulation délicate puisqu'elle consistait à choisir le moment où les déporteurs se trouvaient les deux rentrés, alors qu'ils se déployaient simultanément toutes les 3 s.

2.2.2.2 Inversion de la fonction spoileron

L'explication plausible de l'inversion de la fonction *spoileron* réside dans une erreur commise lors des travaux de maintenance effectués le 23 avril 2018 sur le bloc de capteurs RVDT du manche pilote gauche.

Tourner le bloc des 2 capteurs sur le manche pilote maintenu immobile provoque le même effet sur les RVDT que de tourner le volant pilote lorsque le bloc est fixé sur le manche, à savoir la rotation des noyaux ferromagnétiques. Constatant que les ajustements angulaires permis (moins de $\pm 2^\circ$) du bloc RVDT ne suffisaient

pas à annuler le décalage de 7 à 9° existant entre les mesures des deux capteurs RVDT, le bloc a été tourné d'un angle de 150° vers la gauche, jusqu'à ce que les points zéro des deux RVDT soient simultanément atteints (cf. figure 23). Il est probable que ce soit lors de cette manipulation que le ressort de rappel de l'arbre qui lie mécaniquement le bloc à l'axe de rotation du volant ait été brisé. Ce positionnement erroné a disposé les câbles de branchement des capteurs dans une position indésirable. Pour en réduire l'encombrement, l'un des capteurs a été désolidarisé du bloc et tourné d'environ 150° vers la droite pour en ramener le câble à son orientation verticale d'origine.

La rotation d'environ 150° du bloc des capteurs RVDT correspond à 5 fois la plage de $\pm 30.05^\circ$ exploitable pour la mesure de leurs forces électromotrices. Ce multiple impair a provoqué l'inversion de la position des noyaux ferromagnétiques des capteurs RVDT par rapport à leur point nul et par conséquent le changement de signe des tensions de sortie mesurées. La fonction *spoileron* s'en est donc trouvée inversée.

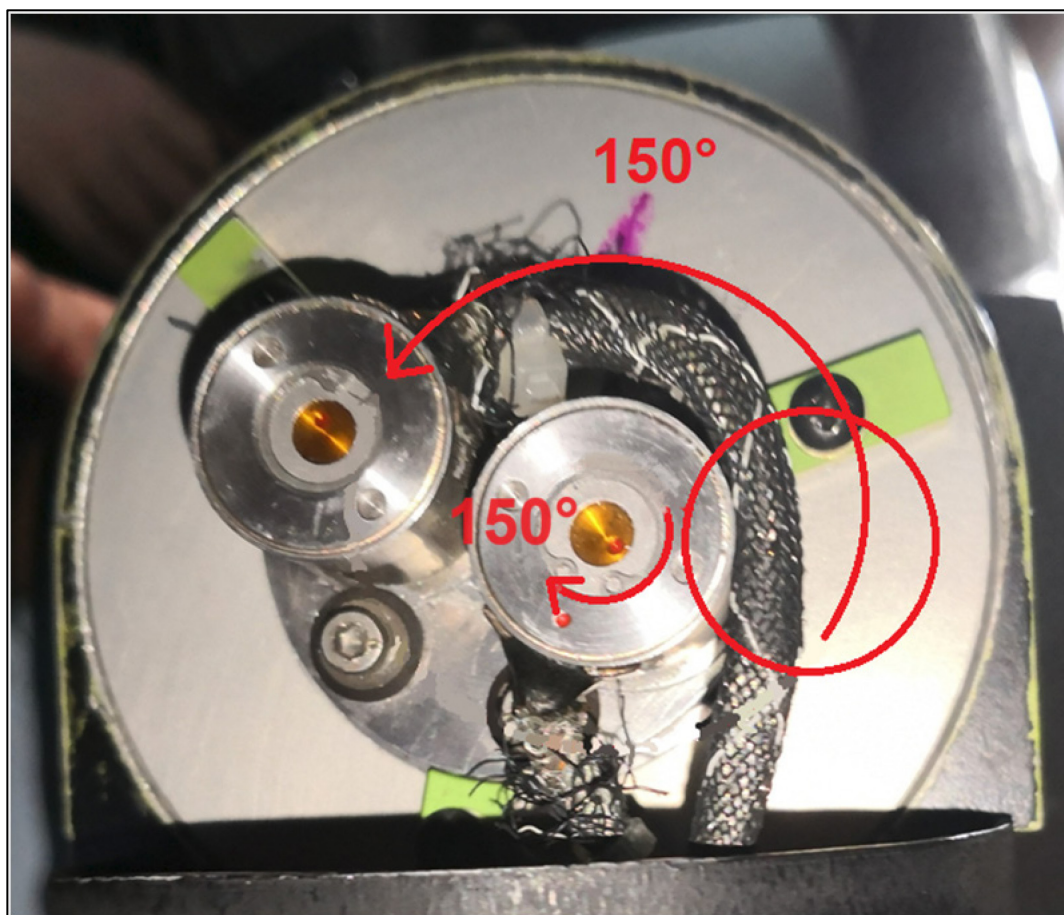


Figure 23 : Le bloc des 2 capteurs RVDT a été tourné de 150° vers la gauche, le capteur à droite sur la figure, a été tourné de 150° vers la droite pour en ramener le câble de branchement à son orientation verticale d'origine.

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Aspects techniques

- Les débattements des commandes de vol primaires (gouvernes de profondeur, de roulis et de direction) ne sont pas au nombre des paramètres enregistrés du FDR.
- Sur la représentation synoptique de la page des commandes de vol, regroupés autour d'un seul axe vertical les index de positions des déporteurs gauche et droit peuvent être facilement confondus.
- Le bulletin de service Bombardier SB 45-27-20 ATA-27-60 *Flight Controls, Modification of the spoiler system control wheel master input*, a été appliqué au Learjet 45 de numéro de série 45-024 le 10 septembre 2008.
- Les capteurs électriques actifs de déplacement de rotation (*Rotary Variable Differential Transformer – RVDT*) placés dans le manche pilote gauche avaient été incorrectement installés lors des travaux de maintenance du 23 avril 2018, provoquant l'inversion de la fonction des déporteurs *spoileron*.
- Aussi bien lors du vol de l'incident grave qu'au cours du vol de contrôle post incident, une hystérésis en taux de roulis d'un facteur 2 a été constatée entre l'entrée et à la sortie des virages.
- Pendant les 5 minutes de pilotage manuel qui ont précédé la désactivation de la fonction *spoiler*, un déphasage temporel d'en moyenne 3 s a été constaté entre les commandes de roulis et la réponse de l'avion.
- L'hypothèse du jeu qui s'est insinué dans le mécanisme du servomoteur ailerons et de sa contribution dans le développement des oscillations de cycle limite s'est révélée être la plus probable.

3.1.2 Aspects opérationnels

- La liste de vérifications « *Roll or Yaw Axis Uncommanded Motion* » n'a pas été corrigée conformément aux modifications opérationnelles apportées par l'application du bulletin de service Bombardier SB 45-27-20 ATA-27-60.
- Au cours d'une année et 8 mois qui ont précédés l'incident grave, aucun des équipages de conduite qui a été aux commandes du Learjet 45 n'a remarqué l'inversion de la fonction des déporteurs *spoileron*.
- Les changements opérationnels relatifs à l'application du bulletin de service Bombardier SB 45-27-20 ATA-27-60 n'ont pas été communiqués par la compagnie aérienne MHS Aviation GmbH à l'équipage de conduite.
- Les pilotes du Learjet 45 ont déclaré n'avoir rien constaté d'anormal lors de la vérification du débattement des gouvernes avant le décollage du vol de l'incident grave.

3.1.3 Equipage de conduite

- L'équipage de conduite détenait les licences et qualifications nécessaires pour la conduite du vol conformément aux règlements en vigueur.
- L'équipage de conduite était médicalement en état de voler et reposé pour la conduite du vol.

3.1.4 Déroutement du vol

- Lorsque le Learjet 45 a atteint son niveau de croisière FL 400, un régime d'oscillations en roulis s'est établi, d'une période de 37 s et d'amplitude 3° en moyenne.
- À 12:40:31 UTC, l'avertissement CAS « AP AIL MISTRIM » est activé dans le poste de pilotage.
- Conformément à la liste de vérifications « AP AIL MISTRIM », le copilote débraye le pilote automatique à 12:42:14 UTC, au niveau de vol FL 400.
- Entre 12:42:14 et 12:47:20 UTC, le Learjet 45 a une trajectoire accusant des roulis saccadés vers la gauche, difficilement maîtrisables, avec des inclinaisons atteignant jusqu'à 27°.
- À 12:43:13 UTC, le copilote déclare une situation de détresse (*Mayday*) au contrôle de la circulation aérienne.
- L'équipage de conduite décide de dérouter vers l'aéroport de Genève.
- Afin d'atténuer les oscillations de roulis, d'un commun accord avec le commandant de bord le copilote tire un des 2 disjoncteurs de la fonction *spoiler* à 12:47:20 UTC.
- À la suite de cette action les oscillations saccadées en roulis cessent et l'avion devient stable et manœuvrable.
- Le Learjet 45 atterrit sans encombre à l'aéroport de Genève (LSGG) à 13:14:27 UTC, en configuration volets rentrés.

3.2 Causes

Dans le but d'accomplir sa mission de prévention, tout service d'enquête de sécurité doit se prononcer sur les risques et les dangers qui ont impacté l'incident examiné et doivent être évités à l'avenir. Les termes et formules utilisés ci-après s'entendent donc exclusivement dans une perspective préventive. La désignation des causes et facteurs ayant contribué à un accident n'implique aucune attribution de faute ni détermination de la responsabilité administrative, civile ou pénale.

L'incident grave est dû à une perte de contrôle de l'avion induite par pompages pilotés (*pilot induced oscillations*), survenue consécutivement au débrayage du pilote automatique affecté par un mauvais réglage de la compensation des ailerons.

Facteurs contributifs :

- en raison d'une erreur de maintenance non décelée et commise 1 année et 8 mois avant l'incident grave, la fonction des déporteurs *spoileron* était inversée et a retardé la réponse des commandes de roulis en pilotage manuel ;
- sur la page synoptique des commandes de vol, les index de position des déporteurs gauche et droit sont regroupés autour d'un seul axe vertical et peuvent être facilement confondus lors de la vérification du débattement des gouvernes avant le décollage ;
- suite à l'application du bulletin de service Bombardier SB 45-27-20 ATA-27-60, la fonction du bouton MSW qui permettait de plaquer les déporteurs vers le bas, a été supprimée sans que l'équipage de conduite en ait été informé.

4 Recommandations de sécurité, avis concernant la sécurité et mesures prises après l'incident grave

4.1 Recommandations de sécurité

Selon l'Annexe 13 de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) et l'art. 17 du règlement (UE) n° 996/2010 du Parlement européen et du Conseil du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile et abrogeant la directive 94/56/CE, toutes les recommandations de sécurité formulées dans le présent rapport sont adressées aux autorités de surveillance de l'État concerné, qui peuvent choisir de les appliquer en tout ou partie. Cependant toutes les organisations, entreprises et personnes sont invitées à améliorer la sécurité aérienne conformément aux objectifs poursuivis par les recommandations de sécurité.

Concernant les recommandations de sécurité, la législation suisse prévoit dans l'ordonnance sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports (OEIT) la réglementation suivante :

« Art. 48 *Recommandations en matière de sécurité*

¹ *Le SESE adresse les recommandations en matière de sécurité à l'office fédéral compétent et en informe le département compétent. En cas de problèmes de sécurité urgents, il informe immédiatement le département compétent. Il peut donner son avis sur les rapports de mise en œuvre de l'office fédéral à l'attention du département compétent.*

² Les offices fédéraux informent périodiquement le SESE et le département compétent de la mise en œuvre des recommandations ou des raisons pour lesquelles ils ont renoncé aux mesures.

³ *Le département compétent peut adresser des mandats de mise en œuvre à l'office fédéral compétent. »*

Le SESE publie les réponses de l'office fédéral compétent ou des autorités de surveillance étrangères sur son site (www.sust.admin.ch), offrant de la sorte un aperçu quant au degré de mise en œuvre de la recommandation de sécurité correspondante.

4.1.1 Actualisation des listes de vérifications

4.1.1.1 Déficit de sécurité

En croisière au niveau de vol 400, les pilotes d'un Learjet 45 sont confrontés à un avertissement d'anomalie signalant que le pilote automatique est défaillant. Lorsque, conformément à la liste de vérifications, ils passent en pilotage manuel, l'avion s'embarque dans des roulis saccadés vers la gauche difficilement maîtrisables et amplifiés par pompage piloté (*Pilot Induced Oscillations – PIO*). Les pilotes constatent que les débattements des déporteurs *spoileron* ne correspondent pas aux ordres de roulis donnés manuellement et désactivent la fonction *spoiler* en tirant un de ses 2 disjoncteurs. Les oscillations en roulis cessent et l'avion devient stable et manœuvrable.

L'enquête a révélé que sur cet avion la fonction des déporteurs était inversée : celui de l'aile gauche se déployait au lieu de celui de l'aile droite et vice versa.

L'avion était modifié selon le bulletin de service Bombardier SB 45-27-20 ATA-27-60 qui améliore la fiabilité de son système de déporteurs, mais supprime cependant la fonction du bouton *Control Wheel Master Switch (MSW)* qui permet aux pilotes de les plaquer vers le bas en cas de mouvements non commandés de

l'avion autour des axes de lacet et de roulis. Cette fonction constitue l'élément central de la liste de vérifications « *Roll or Yaw Axis Uncommanded Motion* », conditionnant la recherche systématique de la cause du mouvement incontrôlé.

L'enquête a établi que cette liste de vérifications n'avait pas été actualisée conformément aux modifications apportées par l'application du bulletin de service et qu'elle perdait dès lors sa fonction d'atténuation de dysfonctionnement opérationnel de l'avion.

4.1.1.2 Recommandation(s) de sécurité n° 593

L'Autorité de surveillance américaine (*Federal Aviation Authority* – FAA) devrait assurer que le constructeur actualise des listes de vérifications conformément aux modifications apportées par un bulletin de service.

4.1.2 Affichage de la position des déporteurs

4.1.2.1 Déficit de sécurité

En croisière au niveau de vol 400, les pilotes d'un Learjet 45 sont confrontés à un avertissement d'anomalie signalant que le pilote automatique est défaillant. Lorsque, conformément à la liste de vérifications, ils passent en pilotage manuel, l'avion s'embarque dans des roulis saccadés vers la gauche difficilement maîtrisables et amplifiés par pompage piloté (*Pilot Induced Oscillations* – PIO). Les pilotes constatent que les débattements des déporteurs *spoileron* ne correspondent pas aux ordres de roulis donnés manuellement et désactivent la fonction *spoiler* en tirant un de ses 2 disjoncteurs. Les oscillations en roulis cessent et l'avion devient stable et manœuvrable.

L'enquête a établi que l'inversion de la fonction des déporteurs *spoileron* occasionnée par une erreur de maintenance, n'avait jamais été détectée par la totalité des équipages de conduite ayant piloté l'avion avant l'incident grave. Sur la représentation synoptique de la page des commandes de vol, les index de positions des déporteurs gauche et droit sont regroupés autour d'un seul axe vertical et peuvent être facilement confondus. Lors de la vérification des déporteurs *spoileron* avant le décollage, les pilotes sont ainsi susceptibles de tomber dans un biais de confirmation en se trompant d'index et confirmer une séquence de débattements qu'ils estiment être vraie.

4.1.2.2 Recommandation(s) de sécurité n° 594

L'Autorité de surveillance américaine (*Federal Aviation Authority* – FAA) devrait assurer que le constructeur modifie l'affichage des commandes de vol de manière à éviter au mieux la possibilité de confusion entre les déporteurs gauche et droit ; il conviendrait que cette recommandation concerne tous les aéronefs équipés d'affichages similaires.

4.2 Avis concernant la sécurité

Le SESE peut publier des avis concernant la sécurité en réaction à des déficits de sécurité constatés lors de l'enquête. Des avis concernant la sécurité sont formulés lorsqu'une recommandation de sécurité au sens du règlement (UE) n° 996/2010 semble inadéquate, n'est formellement pas possible ou lorsque la forme moins contraignante de l'avis concernant la sécurité aura vraisemblablement plus d'impact. Les avis concernant la sécurité du SESE se fondent juridiquement sur l'art. 56 OEIT :

« Art. 56 Informations pour la prévention des accidents

Le SESE peut préparer et publier des informations générales utiles pour la prévention des accidents. »

4.2.1 Enregistreur de données de vol

4.2.1.1 Déficit de sécurité

En croisière au niveau de vol 400, les pilotes d'un Learjet 45 sont confrontés à un avertissement d'anomalie signalant que le pilote automatique est défaillant. Lorsque, conformément à la liste de vérifications, ils passent en pilotage manuel, l'avion s'embarque dans des roulis saccadés vers la gauche difficilement maîtrisables et amplifiés par pompage piloté (*Pilot Induced Oscillations – PIO*). Les pilotes constatent que les débattements des déporteurs *spoileron* ne correspondent pas aux ordres de roulis donnés manuellement et désactivent la fonction *spoiler* en tirant un de ses 2 disjoncteurs. Les oscillations en roulis cessent et l'avion devient stable et manœuvrable.

Dans l'enquête des éléments d'information essentiels tels que les débattements des commandes de vol primaires ne figuraient pas au nombre des paramètres de l'enregistreur de données de vol (*Flight Data Recorder – FDR*). L'analyse du comportement dynamique de l'avion n'a pu être conduite que de manière indirecte, au travers des mouvements des déporteurs *spoileron* et du roulis.

4.2.1.2 Avis de sécurité n° 47

Le constructeur devrait assurer que les données essentielles de vol figurent au nombre des paramètres enregistrés du FDR.

4.3 Mesures prises après l'incident grave

Aucune

Ce rapport final a été approuvé par la commission du Service suisse d'enquête de sécurité SESE (art. 10 lit. h de l'Ordonnance sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports du 17 décembre 2014).

Berne, 12 septembre 2023

Service suisse d'enquête de sécurité