

# **RAPPORT D'ENQUÊTE DE SÉCURITÉ**

**F-16D BLK 50  
N° DE SÉRIE 93-1084 341SQ/111CW  
DE LA FORCE AÉRIENNE GRECQUE**

**BASE AÉRIENNE DE LOS LLANOS, ALBACETE (ESP)  
26 JANVIER 2015**

Ce document est une traduction libre du rapport final (SAFETY INVESTIGATION REPORT HELLENIC AIR FORCE F-16D BLK 50 S/N 93-1084 341SQ/111CW ALBACETE AFB (ESP), ALBACETE 26 JANUARY 2015). Le seul document faisant foi, demeure celui en langue anglaise, approuvé par tous les membres du groupe d'enquête international regroupant la France, l'Italie, l'Espagne, l'Allemagne et les Etats-Unis, et présidé par la Grèce.

---

## DÉCLARATION

---

Conformément au STANAG (ACCORD DE STANDARDISATION) 3531 de l'OTAN et à l'AFSP-1.3, la commission d'enquête de sécurité (SIB) a été créée le 27 janvier 2015 sous la présidence grecque (voir Annexe A), par délégation des nations concernées. Les nations concernées sont l'Espagne, la France, l'Allemagne, l'Italie, les États-Unis et la Grèce.

Le cadre de la présente enquête est le STANAG 3531 et l'AFSP-1.3.

Conformément à l'AFSP-1.3, le groupe d'enquête de sécurité (SIB) publie le rapport en précisant que : « L'enquête sur l'accident d'aéronef n'a pas pour objectif de déterminer les fautes et responsabilités. L'unique objectif de l'enquête et du rapport final est la prévention des accidents et des incidents ».

À ce titre, l'avis des enquêteurs sur la cause de l'accident et les facteurs qui y ont contribué, tels que présentés dans le rapport d'enquête de sécurité, ne doit pas être considéré comme une preuve dans le cadre de poursuites civiles ou criminelles résultant d'un accident d'aéronef, et ces informations ne doivent pas être considérées comme un aveu de responsabilité par quelque État que ce soit ou par quelque personne que ce soit, mentionné dans les conclusions ou déclarations.

Le SIB stipule également que : « Sauf indication contraire, les recommandations faites dans le présent rapport s'adressent aux organismes de régulation ayant autorité pour les sujets concernant la recommandation. Il incombe à ces autorités de décider des actions à mettre en œuvre, le cas échéant ».

Le matériel militaire concerné constitue par nature des informations sensibles et la divulgation des informations qui en sont dérivées fait l'objet de restrictions. Les nations concernées doivent indiquer les informations sensibles nécessitant d'être protégées en ce qui concerne leur confidentialité, leur intégrité, leur disponibilité et leur divulgation.

---

## SYNOPSIS

---

Le F-16D BLK 50 N° de série 93-1084 de la Force aérienne grecque (HAF) (ci-après l'aéronef accidenté) du 341<sup>ème</sup> escadron (SQ), était le numéro 2 d'une formation de 2 aéronefs décollant pour une mission d'entraînement dans le cadre du Tactical Leadership Programme (TLP) 2015-1 de la base aérienne de Los Llanos (Albacete AFB), à Albacete en Espagne le 26 Janvier 2015. L'aéronef accidenté s'est écrasé à 15:16 heure locale (14:16 UTC), environ 7,8 secondes après le décollage de la piste 27 (RWY 27). Le pilote en place arrière s'est éjecté en dehors du domaine sûr d'éjection défini pour le siège. L'accident a provoqué la mort des deux pilotes et la destruction totale de l'aéronef accidenté.

Les principales causes de l'accident étaient :

- L'aéronef accidenté n'était pas correctement compensé pour le décollage car avant le roulage, le compensateur en lacet avait été accidentellement calé sur la compensation maximale en lacet à droite (12° à droite), ce qui affecta considérablement l'aérodynamique de l'aéronef pendant le décollage.
- Le pilote aux commandes appliqua la checklist « avant décollage » sur la zone de stationnement (parking E2) environ 20 minutes avant le décollage.

Après le décollage, les actions au niveau du manche du pilote et les calages des gouvernes qui en résultèrent furent insuffisantes pour maintenir l'aéronef en vol contrôlé.

L'impact et l'incendie qui suivit ont détruit ou endommagé huit autres aéronefs et tué neuf membres de l'armée de l'air française et fortement endommagé les équipements au sol et les infrastructures de la base aérienne de Los Llanos et du TLP à proximité du parking E2 et devant le hangar du TLP.

---

## TABLE DES MATIÈRES

---

DÉCLARATION .....	2
SYNOPSIS .....	3
TABLE DES MATIÈRES .....	4
1    INFORMATIONS FACTUELLES .....	6
1.1    Historique du vol .....	6
1.2    Blessures corporelles .....	6
1.3    Dommages à l'aéronef .....	7
1.4    Autres dommages .....	7
1.5    Informations sur le personnel .....	7
1.6    Informations sur l'aéronef et la maintenance .....	8
1.6.1    Informations générales - Documentation .....	8
1.6.2    Informations concernant les systèmes sélectionnés et analyse .....	9
1.7    Informations météorologiques .....	10
1.8    Aides à la navigation .....	11
1.9    Communications .....	11
1.10    Informations sur l'aérodrome .....	11
1.11    Enregistreurs de vol .....	12
1.11.1    Mémoire du système de commandes de vol – Enregistreur de données de siège (SDR)	12
1.11.2    Boîtier de mémoire résistant à l'écrasement (CSMU) .....	12
1.11.3    Boîtier d'acquisition des signaux (SAU) .....	12
1.11.4    Autres enregistreurs .....	13
1.12    Informations sur l'épave et l'impact .....	13
1.13    Informations médicales et pathologiques .....	13
1.14    Incendie .....	14
1.15    Aspects relatifs à la survie .....	14
1.16    Essais et recherche .....	15
1.17    Informations relatives à l'organisation et la gestion .....	16
1.18    Informations complémentaires .....	17
1.18.1    Procédures normales .....	17
1.18.2    Inspection en bout de piste .....	17
1.18.3    Incidents antérieurs .....	18
1.18.4    Vol précédent .....	20
1.18.5    Système de compensation – Autres types d'avions .....	20

1.18.6	Spécification des caractéristiques de vol .....	21
2	ANALYSE .....	22
2.1	Chronologie d'événements sélectionnés sur la base de données du SDR et du CSFDR .....	22
2.2	Séquence d'événements .....	25
2.2.1	Préparation du vol .....	25
2.2.2	Etape précédant le roulage .....	25
2.2.3	Du décollage à WOW .....	26
2.2.4	De la rotation jusqu'au crash .....	27
2.3	Principaux facteurs impliqués dans l'accident .....	32
2.3.1	Avion et maintenance .....	32
2.3.2	Pilotes .....	32
2.3.3	Systèmes (panneau de commande de compensation) .....	34
3	CONCLUSIONS .....	36
3.1	Résultats .....	36
3.2	Causes .....	40
4	RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ .....	41
5	ANNEXES .....	42

---

# 1 INFORMATIONS FACTUELLES

---

## 1.1 Historique du vol

Le lundi 26 janvier 2015, la mission 4 du TLP, concernant 22 aéronefs, était planifiée conformément au programme du Tactical Leadership Programme (TLP). L'aéronef accidenté (MA) était le numéro 2 d'une patrouille (formation) de 2 appareils portant l'indicatif « ARROW 31-32 ». La patrouille « ARROW » avait pour mission de protéger un ensemble d'aéronefs amis. Le vol était coordonné par le Commandant de Mission (MC).

La préparation du vol et le briefing de l'équipage étaient conformes à la chronologie attendue de la mission. Pendant le briefing, les procédures spécifiques au F-16D (version biplace) furent analysées. Les F-16 grecs étaient stationnés sur le parking E2 (voir Annexe B).

Le F-16 emportait un missile d'exercice de type AIM-9 en Station 1, un pylône d'armement en Station 3, un pylône carburant et son réservoir pendulaire largable de 370 gallons en Stations 4 et 6, un pylône carburant et son réservoir pendulaire largable de 300 gallons en Station 5 ( point central), un pylône armement avec un missile d'entraînement CATM-88B en Station 7 et un pod ACMI en Station 9. Tous les réservoirs pendulaires largables étaient remplis de carburant.

Les procédures normales au sol furent accomplies conformément au mémento technique (TO) GR1F-16CJ-1 FLIGHT MANUAL HAF SERIES F-16C/D BLOCKS 50 et BLOCK 52+ AIRCRAFT (ci-après « -1 »). La formation appliqua la checklist « avant décollage » sur la zone de stationnement (E2). Le F-16 attendit ensuite 8 minutes au parking avant d'obtenir l'autorisation de roulage pour le décollage. Pendant ce temps, une légère compensation en roulis à droite fut appliquée et le compensateur en lacet fut calé en butée droite (-12°).

Le F-16 roula et décolla avec un braquage de gouverne de direction calé sur la position maximale de compensation en lacet à droite. Il s'est écrasé peu de temps après le décollage près de l'abri D4 de la base aérienne d'Albacete, provoquant la mort des deux pilotes et la destruction totale de l'avion.

L'impact et l'incendie qui suivit ont détruit ou endommagé huit autres aéronefs, tué neuf membres de l'armée de l'air française, fait de nombreux blessés et fortement endommagé les équipements au sol et les infrastructures de la base aérienne de Los Llanos et du TLP à proximité du parking E2 et devant le hangar du TLP.

## 1.2 Blessures corporelles

Blessures	aéronef accidenté	Autres
<b>Mortelles</b>	2 (GRC)	9 (FRA)
<b>Graves</b>		7 (FRA), 10 (ITA)
<b>Mineures</b>		14 (FRA), 2 (ITA)
<b>Total</b>	2	42

## 1.3 Dommages à l'aéronef

L'aéronef accidenté a été détruit par la force de l'impact et par l'incendie qui a suivi.

## 1.4 Autres dommages

L'impact et l'incendie qui a suivi ont détruit ou endommagé huit autres aéronefs (voir Annexe B) :

- M-2000D N° de série 651 FRA (totalement détruit)
- M-2000D N° de série 669 FRA (fortement endommagé)
- Alpha Jet N° de série E047 FRA (totalement détruit)
- Alpha Jet N° de série E096 FRA (fortement endommagé)
- Rafale N° de série B335 FRA (légèrement endommagé)
- AMX N° de série 7193 ITA (totalement détruit)
- AMX N° de série 7192 ITA (légèrement endommagé)
- F-15E N° de série 202 USA (légèrement endommagé)

Des équipements au sol et des infrastructures de la base aérienne d'Albacete et du TLP à proximité du parking E2 et devant le hangar du TLP ont également été fortement endommagés (voir Annexe B).

## 1.5 Informations sur le personnel

Les deux pilotes étaient qualifiés pour la mission.

Le pilote en place avant était le pilote aux commandes (PF). C'était un homme âgé de 36 ans. Il était depuis peu certifié en tant que instructeur pilote. Le PF était un pilote expérimenté détenant les qualifications de *mission commander* (MC) et celle de chef d'escadrille.

Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans les 2 derniers mois	Dans la dernière semaine	Le dernier jour
	sur tout type	dont F-16C/D	sur F-16C/D	sur F-16C/D	sur F-16C/D
Total (h)	1527h	29h30	11h40	4h	0h

L'homme en place arrière, âgé de 32 ans, pilote non en fonction (PNF) était un pilote moyennement expérimenté et qualifié comme chef d'escadrille de quatre appareils.

Heures de vol comme pilote :

	Total		Dans les 2 derniers mois	Dans la dernière semaine	Le dernier jour
	sur tout type	dont F-16C/D	sur F-16C/D	sur F-16C/D	sur F-16C/D
Total (h)	1140h	536h	15h	3h20	0h

Les deux pilotes étaient médicalement aptes pour la mission.

Le repos de l'équipage pendant le weekend, y compris le dimanche, était conforme à la réglementation.

## 1.6 Informations sur l'aéronef et la maintenance

### 1.6.1 Informations générales - Documentation

Le F-16D BLK50 N° de série 93-1084, construit par Lockheed Martin Aeronautics Company (LM), a été livré à la force aérienne grecque (HAF) le 7 janvier 1997. Il totalisait 4 056,6 heures de vol avant l'accident (à l'exclusion de la fraction relative à la sortie de l'accident). Le moteur du F-16 était un F110-General Electric-129 N° de série 538399A. Avant l'accident, il totalisait 2 166,7 heures de vol moteur et le nombre de cycles cumulés totaux<sup>1</sup> était de 6 235,9.

La dernière inspection programmée (cycle de 400 heures) fut réalisée le 16 octobre 2014 à 3 984,4 heures, soit 72,2 heures avant l'accident. La dernière inspection moteur des 50 heures fut réalisée le 12 décembre 2014 à 2 142,1 heures, soit 24,6 heures avant l'accident.

Un examen du dossier avion a été effectué. Aucun travail reporté n'a été enregistré. Tous les services bulletins constructeurs (TCTO) avaient été appliqués ou n'avaient pas encore atteint les dates limites. Tous les services bulletins de sécurité avaient été appliqués. Toutes les inspections périodiques/horaires documentées avaient été respectées à l'exception du rinçage (tous les 15 jours) de l'avion.

Un examen des registres de maintenance non programmée montre que les anomalies les plus récentes incluaient un « dysfonctionnement de l'Advanced Identification Friend of Foe (AIFF) » (9 janvier 2015) et une « dépose et repose de la poignée du manche latéral avant en raison d'un interrupteur DMS cassé » (21 janvier 2015). L'avion avait effectué une sortie (23 janvier 15) sans dysfonctionnement. L'historique des pièces déposées et remplacées ne présentait aucune indication d'anomalie.

L'analyse spectrométrique SEM/EDX de l'huile moteur et du détecteur de limailles au cours des trente jours précédant l'accident n'a révélé aucune anomalie. La masse et le centrage de l'avion étaient dans les normes.

<sup>1</sup> Cycles cumulés totaux : type de mesure de la durée de vie permettant de suivre les composants moteur majeurs.



Une synthèse des dossiers de formation et médicaux de toutes les personnes ayant effectué la maintenance sur cet avion pour la mission de l'accident et la maintenance non programmée au cours des 15 derniers jours a montré qu'elles étaient adéquatement formées et qualifiées pour réaliser le travail.

Selon les techniciens qui ont effectué les inspections « de pré-vol », « de tractage » et « en bout de piste » le 26 janvier 2015, aucune anomalie n'a été constatée sur cet avion.

## **1.6.2 Informations concernant les systèmes sélectionnés et analyse**

### *1.6.2.1 Description du système de commandes de vol (FLCS)*

Le F-16 utilise un système numérique de commandes de vol électriques à quatre canaux qui positionne hydrauliquement les gouvernes. Les signaux électriques sont générés par l'intermédiaire d'un manche, d'un palonnier et d'un panneau compensateurs manuels. Un des éléments majeurs du FLCS est le calculateur de commandes de vol (FLCC). Une redondance est prévue au niveau des branches électroniques, des circuits hydrauliques, des alimentations électriques et des systèmes de capteurs (voir Annexe C).

Les signaux de commande à destination du FLCC sont générés en appliquant une force sur le manche et le palonnier. Ces signaux sont traités par le FLCC avec les signaux provenant de la centrale aérodynamique, des gyromètres de commandes de vol, des accéléromètres et du système de navigation inertielle (INS). Les signaux traités sont transmis aux servomoteurs intégrés (ISA) aux empennages horizontaux, aux flaperons et à la gouverne de direction, qui sont positionnés de manière à engendrer la réponse demandée.

Le mouvement en tangage est commandé par le déplacement symétrique des empennages horizontaux. Le mouvement en roulis est commandé par le déplacement différentiel des flaperons et des empennages horizontaux. Le mouvement en lacet est commandé par la gouverne de direction. La coordination en roulis est assurée par le couplage ailerons-gouverne de direction (ARI). La fonction ARI est indisponible dès lors que la vitesse des roues du train d'atterrissage principal (MLG) dépasse 60 nœuds ou si l'incidence (AOA) dépasse 35 degrés. Après le décollage, l'ARI est activé 2 secondes après que le levier de train d'atterrissage ait été levé (système de freinage des roues). Si le levier de train d'atterrissage reste abaissé, 10-20 secondes sont alors nécessaires pour l'arrêt de rotation des roues du MLG et pour activer l'ARI. L'ARI n'a pas été activé pendant le vol de l'accident.

Le F-16 utilise un système de commande de vitesse angulaire de roulis. La compensation en roulis et les informations du manche de roulis s'additionnent. Lorsque l'aéronef est mis en roulis (par le pilote), les gouvernes correspondantes se braquent pour initier le roulis. Leur braquage diminue à mesure que la vitesse angulaire de roulis ordonnée est atteinte.

La force appliquée au palonnier s'ajoute à la compensation en lacet pour générer un signal de commande en lacet. Les ordres de lacet varient linéairement en fonction du signal indiqué ci-dessus.

### 1.6.2.2 Compensateurs

Le FLCS du F-16 utilise des compensateurs en tangage, en roulis et en lacet afin de réduire les efforts du pilote sur le manche et le palonnier. Les signaux d'entrée des compensateurs en tangage et en roulis peuvent être générés au moyen de la commande de compensateurs sur le manche de l'avion ou des volants de compensateurs en tangage et en roulis sur le panneau de compensateurs manuels (Voir Annexe D). Les signaux d'entrée de compensateur en roulis ordonnent également le braquage proportionnel de la gouverne de direction via la fonction ARI qui contre automatiquement le dérapage. La compensation de direction est initiée au moyen de la molette de compensateur en lacet au panneau de compensateurs manuels uniquement.

Le panneau de compensateurs manuels est situé sur la partie arrière du pupitre gauche, uniquement dans le cockpit avant. Le signal d'entrée de compensateur en lacet de la butée gauche à la butée droite (12 degrés) nécessite environ un demi-tour de molette (180°)(le signal d'entrée maximal de la gouverne de lacet par le palonnier est de 30 degrés). Trois joints toriques comprimés sont montés entre la molette et le panneau pour offrir la friction adéquate pour que la molette de compensateur en lacet reste en position. Deux caches de sécurité sont montés à l'avant et à l'arrière de la molette de compensateur en lacet pour empêcher toute action accidentelle sur celle-ci (voir Annexe D).

Le F-16 est dépourvu de système alertant le pilote en cas de compensation incorrecte avant ou pendant le décollage.

## 1.7 Informations météorologiques

Selon le bulletin météorologique d'aérodrome (METAR) émis et diffusé par les services météorologiques de la base aérienne de Los Llanos d'Albacete le 26 janvier 2015 à 14:00 UTC, le temps était : « LEAB 261400Z 31009 280V340 CAVOK<sup>2</sup> 11/M04 Q1026 NOSIG ». La prévision d'aérodrome (TAF) (complément du METAR qui informe sur le temps prévu plutôt que sur le temps actuel) émis et diffusé par les services météorologiques et de prévision de l'Agencia Estatal de Meteorología (AEMET, Madrid) à 11:00 Z était : « LEAB 261100Z 2612/2621 29008KT CAVOK ». Les conditions météorologiques annoncées par la tour d'Albacete sur la fréquence sol à 14:03:47 UTC à la patrouille ARROW, lorsqu'elle demanda l'autorisation pour le roulage, faisaient état d'un vent actuel de 310° pour 8 kt et d'un QNH de 1 026 hPa (3 030 mmHg). À environ 14:15:33 UTC, la tour d'Albacete annonça un vent local de « 330/9 » lorsqu'Arrow fut autorisé à décoller de la piste 27.

La position géographique du soleil était de 32 degrés en site et 194 degrés en gisement par rapport à la position de décollage d'Arrow. La luminosité naturelle a été mesurée à 49 480 LUX et caractérisée comme une lumière directe (32000–100000 lux), selon la photométrie.

<sup>2</sup> Plafond et visibilité appropriés ; spécifiquement, (1) aucun nuage en-dessous de 5 000 pieds à la verticale de l'aérodrome ou à l'altitude minimale de secteur (selon lequel des deux est le plus élevé) et aucun cumulonimbus ou cumulus bourgeonnant ; (2) la visibilité est au moins de 10 kilomètres (6 milles terrestres) ; et (3) aucun phénomène météorologique important actuel ou prévu tel que précipitation, orages, brouillard mince ou chasse-neige basse.

## 1.8 Aides à la navigation

Le système de navigation aérienne tactique (TACAN) et le système d'atterrissage aux instruments (ILS) pour la piste 27, nécessaires pour le départ et l'approche aux instruments sur la piste 27, étaient opérationnels et fonctionnels au moment de l'accident. Toutefois, en raison des bonnes conditions météorologiques, la base aérienne d'Albacete était sous le régime des règles de vol à vue (VFR)/conditions météorologiques de vol à vue (VMC).

L'état des aides à la navigation associées n'a pas constitué un facteur contributif à l'accident.

## 1.9 Communications

Les communications aéronautiques et des services téléphoniques fixes étaient efficaces, fonctionnelles et opérationnelles. En outre, aucun problème ou difficulté n'a été rapporté concernant les communications entre les équipages, la base aérienne de Los Llanos d'Albacete et le TLP.

Les communications n'ont pas constitué un facteur contributif à l'accident.

## 1.10 Informations sur l'aérodrome

La base aérienne d'Albacete (OACI : LEAB), est située à environ 4 milles (6 kilomètres) au sud de la ville d'Albacete. Les coordonnées de la base sont : latitude 38°56'55"N, longitude 1°51'49"W. La déclinaison magnétique au niveau de LEAB est 0,47°W.

Il y a une piste appelée 09/27 avec une surface asphaltée de 2 700 × 60 mètres (8 858 pieds × 197 pieds). L'altitude de l'aérodrome est de 702 mètres (2 302 pieds) au-dessus du niveau moyen de la mer. Il y a une voie de circulation parallèle au nord de la piste principale. Entre la voie de circulation parallèle nord et la piste principale. Au plus près des seuils 27 et 09, se trouvent deux points de manœuvre, d'ordinaire utilisé pour le contrôle de fuite utilisées comme aires de stationnement en cas surchauffe des freins et « d'activation ou fuite d'hydrazine » pour stationner les avions en cas d'urgence de ce type.

Il y a 4 zones de stationnement additionnelles (parkings E1, E2, E3 et E4) pour les aéronefs mis en œuvre à partir de LEAB. Le parking E2 est utilisé par les avions participant au programme TLP, il offre une capacité de 31 places de parking pour des avions de chasse.

## 1.11 Enregistreurs de vol

### 1.11.1 Mémoire du système de commandes de vol – Enregistreur de données de siège (SDR)

L'enregistreur de données du système de commandes de vol (FLCS) monté sur siège, communément appelé enregistreur de données de siège (SDR), a été envoyé à LM Aero pour extraction et analyse des informations en présence d'un membre grec du SIB.

Le SDR a indiqué un fonctionnement normal du FLCS et n'a enregistré aucune panne du système de commandes de vol.

Des limiteurs de FLCS sont prévus sur les trois axes pour empêcher tout départ/vrille. En gains « croisière », le limiteur d'incidence (AOA) réduit l'ordre maximal de G positif en fonction de l'incidence. L'incidence maximale dépend de la position de l'interrupteur STORES CONFIG. En CAT I, l'incidence maximale autorisée est 25,8 degrés. En CAT III, l'incidence maximale varie approximativement entre 16 et 20 degrés en fonction de la masse de l'avion et du facteur de charge. En gains « décollage » et « atterrissage », l'interrupteur STORES CONFIG n'a aucun effet sur les limitations ou les gains. Le facteur de charge G positif maximal est fonction de la vitesse propre et de l'incidence. Lors de l'accident, l'interrupteur STORES CONFIG était mis sur la position CAT III, position correcte pour la configuration de l'avion.

En raison de la courte durée du vol de l'accident, il n'y avait que deux lignes de données dans la mémoire du FLCS. C'est la détente de l'amortisseur principal qui démarre la session d'enregistrement. Sur celui-ci figure une alarme de décrochage (alarme sonore basse vitesse), déclenchée 2 secondes après cette détente car l'incidence avait atteint 15 degrés avec la palette de train d'atterrissage abaissée (voir Annexe C).

### 1.11.2 Boîtier de mémoire résistant à l'écrasement (CSMU)

Le CSMU est l'un des deux boîtiers constituant l'enregistreur d'accident de paramètres de vol (CSFDR) (l'autre est le boîtier d'acquisition des signaux). Les données du CSMU sont des événements discrets et des paramètres analogiques enregistrés principalement pour les enquêtes d'accident. L'enregistrement commence lorsque le générateur principal est mis en circuit après le démarrage du moteur au sol. Le CSMU de l'avion a été endommagé par l'incendie. Il a été envoyé à LM Aero. Il a été désassemblé pour extraire les données directement des puces mémoires en présence des membres grec et français du SIB. En raison de l'endommagement par la chaleur d'une des huit puces mémoires du CSMU, il a été impossible de décompresser plusieurs lignes de données (Voir Annexe C).

### 1.11.3 Boîtier d'acquisition des signaux (SAU)

Le SAU est la partie du système CSFDR qui n'est pas protégée pour résister aux accidents. Il transforme les signaux sélectionnés de l'aéronef et les envoie au CSMU pour enregistrement. Il contient des données pour le suivi de la durée de vie en service et de fonctionnement du moteur. Le SAU stocke également des données de Type 5, identiques à celles stockées dans le CSMU (données de Type 1). Les données du SAU ont été extraites avec succès par LM Aero et

décompressées. Des données concernant le vol de l'accident et plusieurs vols antérieurs étaient disponibles, ce qui a permis de récupérer avec succès celles qui n'avaient pas pu être décompressées en raison de l'endommagement du CSMU par la chaleur (Voir Annexe C).

### 1.11.4 Autres enregistreurs

L'aéronef contenait plusieurs autres équipements remplaçables en ligne (LRU) équipés de dispositifs de stockage en mémoire incluant la cartouche de transfert de données (DTC), le calculateur de conduite de tir (FCC), le système de surveillance du moteur (EMS) et le générateur d'affichage programmable (PDG). Ces LRU furent endommagés lors de l'impact et/ou l'incendie et n'ont pu être récupérés. Les seules données disponibles dans le pod (ACMI) étaient celles reçues via la liaison de données (la carte mémoire était endommagée et n'a pu être récupérée). Ces données sont relativement imprécises et elles n'ont été utilisées que pour le tout début de l'enquête jusqu'à ce que des données plus précises aient été reçues (provenant du SDR et du CSFDR).

## 1.12 Informations sur l'épave et l'impact

Le F-16 s'est écrasé près de l'abri B-4, à proximité du parking E2 (Voir Annexe B), 7,8 secondes (environ) après la rotation. L'aéronef a été détruit par la violence de l'impact et l'incendie qui a suivi.

En raison du temps nécessaire pour la transmission et le traitement des signaux, le CSFDR n'a pas pu stocker de données jusqu'au moment exact de l'impact. Environ une demi-seconde de données correspondant à la phase d'accumulation et de traitement ne sera pas enregistrée. En conséquence, les dernières valeurs enregistrées du CSFDR avant l'impact étaient le cap vrai, 329,1 degrés, l'assiette en tangage à -12,77 degrés et l'assiette en roulis à 87,2 degrés. Ces paramètres semblent indiquer que le saumon d'aile droite est la première partie de l'avion à avoir percuté le sol. Cela a été confirmé par la forme du point d'impact initial et la répartition des morceaux de l'avion (Voir Annexe B)

Après plusieurs contrôles sur la piste et de son voisinage, aucun élément appartenant au F-16 n'a été découvert. En partant de la zone de roulage et de la piste, la verrière a été retrouvée en premier, puis une partie du volet de bord d'attaque droit. Pour l'emplacement final et l'état des éléments majeurs de l'épave, voir Annexe B.

Tous les dispositifs de mise à feu des sièges éjectables qui devaient être activés avaient été contrôlés et il a été confirmé qu'ils fonctionnaient correctement conformément au mode de fonctionnement du siège en mode 1 (KCAS 220 nœuds < 250 nœuds, altitude 2 400 ft < 15 000 ft). L'éjection a été déclenchée en dehors du domaine sûr d'éjection.

## 1.13 Informations médicales et pathologiques

Les résultats des enquêtes médicales et pathologiques des pilotes étaient négatifs en ce qui concernent leur état de santé le jour de l'accident. Rien ne prouve donc que des facteurs physiologiques ou une incapacité aient affecté les performances de l'équipage.

Les examens médico-légaux/pathologiques n'ont révélé aucun facteur pathologique concernant l'état de santé des pilotes. Les examens toxicologiques étaient également négatifs pour les deux pilotes.

Il n'a été détecté aucun facteur ou maladie ayant pu diminuer les performances humaines, telles que la présence de monoxyde de carbone, l'insuffisance d'oxygène, la présence d'alcool et/ou d'autres stupéfiants. Rien ne prouve donc que des facteurs physiologiques ou une incapacité aient affecté les performances de l'équipage.

Le PNF a été blessé mortellement après s'être éjecté, une demi-seconde avant l'éjection du pilote en place avant.

Le Pf s'est éjecté presque une seconde avant l'impact. Il a été mortellement blessé lors du contact avec le sol.

## 1.14 Incendie

À 15:15 heure locale (14:16 UTC) l'alarme a été déclenchée par la tour de contrôle. L'accident a provoqué une boule de feu massive visible à des dizaines de kilomètres. Elle a touché plusieurs avions avitaillés sur l'aire de stationnement (Voir Annexe B).

La base aérienne de Los Llanos d'Albacete était en conformité avec les standards OTAN définis dans le STANAG 3712 en matière de niveaux de protection contre l'incendie et les moyens de lutte contre l'incendie.

Malgré l'immédiateté de leurs réactions et face à l'importance de l'incendie, les pompiers de la base aérienne d'Albacete ont dû demander l'assistance du terminal civil de l'aéroport et des services de secours de la ville d'Albacete.

## 1.15 Aspects relatifs à la survie

Une fois l'incendie éteint, les services de neutralisation des explosifs et munitions (NEDEX) ont sécurisé la zone en retirant les substances explosives.

Après l'accident, le réservoir de carburant hydrazine est apparu déformé et de l'hydrazine avait coulé au sol après l'accident (Voir Annexe B). En raison de sa déformation, le réservoir de carburant hydrazine n'a pu être placé dans le conteneur de transport disponible. Les spécialistes de l'équipe de décontamination hydrazine de la HAF ont conditionné et sécurisé le réservoir de carburant hydrazine dans un fût de récupération de remplacement. La terre contaminée a été collectée sur le site de l'accident dans un conteneur pour rebuts chimiques. Ces conteneurs ont été expédiés en Grèce le 5 février 2015 où l'hydrazine contenue a été neutralisée. Aucune autre contamination à l'hydrazine n'a été constatée sur le site de l'accident et un « CERTIFICAT DE DÉCONTAMINATION DE L'HYDRAZINE » a été établi et remis aux autorités espagnoles.

## 1.16 Essais et recherche

La combinaison et les équipements de vol des pilotes décédés étaient conformes aux procédures d'opérations standardisés (SOP).

Après l'accident, la HAF a contrôlé sa flotte de F-16, sans résultats. Ces contrôles ont porté sur les FLCS, les gouvernes, les moteurs et les contacteurs de référence air-sol. L'accent a été mis en particulier sur l'inspection des panneaux de compensateurs manuels (avionnés et en réserve) et sur la friction en rotation de la molette de lacet.

Les échantillons de fluides du F-16 (huile, carburant et fluide hydraulique) collectés sur le site de l'accident et les échantillons des équipements sol utilisés pour l'entretien de l'avion ont été envoyés pour analyse à l'Instituto Nacional de Tecnica Aeroespacial (INTA), en Espagne. Le volume des échantillons était insuffisant pour effectuer une analyse complète. Dans la plupart des cas, il fut uniquement possible d'extraire des particules pour examen au microscope. Une contamination importante était présente du fait des conditions du site de l'accident, même si la plupart des échantillons ont été jugés acceptables.

Les échantillons de carburant prélevés dans le camion-citerne (N° de série : EA-8048-3) qui avait avitaillé l'avion et dans le camion-citerne (N° de série : EA-8048-3) dont le plein avait été initialement fait à partir de la même cuve de carburant de la base aérienne d'Albacete ont été envoyés à l'INTA. Les résultats des tests ont montré que le carburant était conforme.

Conformément à l'analyse des données de General Electric, le moteur de l'avion a fonctionné conformément aux attentes. Cela indique qu'il répondait comme prévu aux ordres du PF. La manette des gaz était positionnée sur postcombustion (PC), jusqu'à l'impact.

Une partie du panneau de compensateurs manuels a été récupérée et envoyée à LM Aero pour analyse. La molette de compensateur de lacet incluant la « butée » correspondante et le potentiomètre séparé ont été récupérés et remis à LM Aero en tant qu'éléments individuels.

Le potentiomètre du compensateur de lacet est identique aux potentiomètres de tangage et de roulis, mais il présente des modifications afin d'être uniquement identifiable en tant que compensateur de lacet. Un examen minutieux des pièces constituant le compensateur de lacet a montré que tous les dommages existants résultaient de l'impact avec le sol. Le positionnement correct de la molette de compensateur de lacet par rapport à l'axe du potentiomètre a été confirmé par examen visuel (Voir Annexe C).

Les volants de commande des compensateurs de tangage et de roulis et leurs trains d'engrenages associés ont été inspectés. Les dommages constatés étaient dus à l'impact avec le sol. La position du volant de compensateur en tangage et l'indicateur à aiguille montrait que le compensateur en tangage était au neutre. La position de l'aiguille du compensateur en roulis fut jugée non fiable du fait de la séparation, au moment de l'impact au sol, du train d'engrenages qui permet la rotation de l'axe de l'aiguille.

LM Aero a effectué sur son simulateur de modèle de vol de multiples vols en utilisant la configuration matérielle et logicielle du F-16D 93-1084 avec les conditions de vent observées lors du décollage (Voir Annexe C). Le premier objectif était de reproduire le profil de décollage avec

des résultats aussi proches que possible de ceux observés lors de l'accident. Une fois cela réalisé, différentes modifications ont été apportées afin d'évaluer en quoi les changements de configuration ou de réaction du pilote face aux performances de l'aéronef affectaient la capacité du pilote à décoller en toute sécurité. La synthèse de ces essais est présentée ci-après :

- Compensateur de direction en butée à droite, 1,5 points de compensateur en roulis à droite, manche en butée arrière gauche après le décollage : l'avion est parti en roulis à droite et n'a pas pu être récupéré.

- Compensateur de direction en butée à droite, 1,5 points de compensateur en roulis à droite, angle d'incidence réduit après le décollage, roulis à gauche au manche pour contrer le roulis à droite : l'avion a été récupéré du roulis à droite pendant le décollage.

- Compensateur de direction en butée à droite, 1,5 points de compensateur en roulis à droite, braquage de la gouverne de direction à gauche après le décollage : l'avion a poursuivi le décollage sans incident.

Plusieurs scénarios intégrant différents changements de configuration et de position des gouvernes furent évalués sur le simulateur de formation des équipages (ATD) F-16 C/D BLK52+ADV de la 116<sup>ème</sup> escadre de combat avec des résultats similaires.

LM Aero a également préparé des scénarios d'animation de vol utilisés pour l'enquête. Les données enregistrées ont été converties d'un format tableau en description d'animation visuelle. Les animations de vols incluaient le profil de vol du F-16, la configuration des charges et les gouvernes articulées, l'imagerie d'arrière-plan pour l'orientation visuelle, les données du manche pilote et de commande des gaz et l'émulation de l'instrumentation et des affichages du cockpit.

Les membres du SIB ont effectué des tests physiques pour contrôler le déplacement accidentel des compensateurs en lacet et en roulis au niveau du panneau de compensateurs manuels. L'enquête a montré l'existence des trois joints toriques comprimés et de deux arceaux rendant difficile tout déplacement accidentel de la molette de lacet. Toutefois, un objet (tel que la checklist TLP) coincé entre la molette de lacet et le cache de sécurité peut provoquer le même déplacement des compensateurs en roulis et en lacet que celui enregistré dans le MA.

## 1.17 Informations relatives à l'organisation et la gestion

La HAF est une organisation indépendante fonctionnant dans le cadre de la législation nationale et conformément aux normes de qualité internationales et à la réglementation de l'OTAN. À ce titre, la HAF a fait évoluer les procédures de formation, qualification et standardisation appliquées à la maintenance et aux opérations aériennes, y compris l'avion et le personnel impliqué dans le vol de l'accident.

L'aéronef accidenté était équipé et entretenu conformément à la réglementation et aux procédures approuvées de la HAF. Le personnel impliqué avait satisfait aux standards nationaux et OTAN en matière de formation, d'évaluation et médical. La HAF, l'OTAN ou le TLP n'ont commis aucune violation de la sécurité concernant les règles, les règlements et/ou procédures de standardisation ayant pu contribuer à l'accident.

Le Tactical Leadership Programme (TLP) est un quartier général multinational établi sur la base aérienne d'Albacete. Dix nations de l'OTAN participent au Programme. Son objectif principal est d'accroître l'efficacité des forces aériennes des nations participantes dans le domaine



du leadership tactique et des initiatives conceptuelles et doctrinales en soutien du Commandant suprême des forces alliées en Europe (SACEUR), du commandant suprême allié Transformation (SACT) et des missions nationales.

## 1.18 Informations complémentaires

### 1.18.1 Procédures normales

La section Procédures normales du -1 présente les actions nécessaires pour l'exploitation normale de l'aéronef. Il est nécessaire que le pilote connaisse et comprenne parfaitement les sections Procédures d'urgence et Limites d'utilisation pour exploiter l'aéronef correctement/en toute sécurité.

La section Procédures normales donne pour instruction de régler et de contrôler trois fois le compensateur en lacet. Pendant la phase de « contrôle intérieur du cockpit », il doit être réglé en position centrale. Pendant la phase « après démarrage moteur », il doit être contrôlé fonctionnellement avec le chef d'équipage et réglé en position centrale. Pendant la phase « avant décollage », les compensateurs de tangage et de lacet sont contrôlés afin de s'assurer qu'ils sont en position centrale et pour régler le compensateur de roulis tel que nécessaire.

Le compensateur de roulis doit être réglé avant le décollage pour empêcher l'enfoncement de l'aile en cas d'emport de charges asymétriques. La valeur de compensation en roulis requise pour des masses de configuration de charges asymétriques doit être calculée conformément au TO GR1F-16CJ-1-1.

L'autorité de compensation en roulis du F-16 peut être outrepassée à l'approche de la vitesse de décollage ou lorsqu'elle est atteinte, même lorsque le moment asymétrique est inférieur aux limites de décollage de l'aéronef.

Lorsque l'ARI s'active après le décollage, le compensateur en roulis pour les charges asymétriques engendre un signal au niveau de la gouverne de direction pouvant provoquer sur l'aéronef un lacet opposé à l'aile emportant la charge asymétrique (aile lourde). Ce lacet est facilement contrôlable par action du pilote sur la gouverne de direction.

### 1.18.2 Inspection en bout de piste

L'« inspection en bout de piste » est effectuée conformément au TO GR1F-16CJ-6WC-1-11 par des techniciens autorisés, immédiatement avant le décollage, à un emplacement désigné généralement proche du côté seuil de piste. Conformément à la réglementation de la HAF, ces exigences ne s'appliquent pas aux aéronefs en alerte et/ou lorsqu'une autorisation spéciale a été donnée par une autorité de surveillance (commandements tactiques ou de soutien). Pendant les cours du TLP, les aéronefs n'étaient pas en alerte et aucun autre emplacement que le bout de piste n'était défini. Les vols du TLP étaient réalisés dans le cadre de procédures normales sol.

La base aérienne d'Albacete dispose, entre la voie de circulation parallèle au nord et la piste 27, d'un point de manœuvre, d'ordinaire utilisé pour le contrôle de fuite, comme aires de

stationnement en cas de surchauffe des freins et « d'activation ou fuite d'hydrazine » pour stationner les avions en cas d'urgence. Cette aire répond aux exigences requises pour que l'« inspection en bout de piste » puisse y être effectuée (Voir Annexe B).

En vertu des règles de sécurité au sol du TLP (« Instructions de ralliement technique »), « il est interdit de conduire sur les voies de circulation ou la piste sans être escorté par du personnel du TLP ou de la base d'accueil » et « aucun véhicule n'est autorisé à circuler sur le parking de stationnement pendant les opérations de départ et de réception ». Le personnel de maintenance de la HAF effectue l'« inspection en bout de piste » pendant que les avions sont sur l'aire de stationnement (parking E2), avant le roulage pour le décollage, afin d'éviter les retards et de respecter les règles de sécurité du TLP. Ce changement par rapport aux procédures normales de la HAF a été adopté par tous les escadrons grecs participant au cours des dernières années. Il constitue la procédure commune acceptée. La décision d'effectuer l'« inspection en bout de piste » sur le parking E2 était une décision du personnel de la HAF destinée à faciliter l'exécution des vols planifiés quotidiennement.

L'« inspection en bout de piste » est une inspection essentiellement effectuée par le technicien (chef d'équipe) sans interaction du pilote et sans utiliser de câble d'interconnexion. Pendant l'« inspection en bout de piste », les seuls contrôles effectués au niveau de la gouverne de direction sont des contrôles d'absence de fuite ou de dommages physiques. Il n'est pas obligatoire de contrôler la position de la gouverne de direction. Depuis leur position pendant cette inspection, les chefs d'équipe sont incapables de définir si le braquage d'une gouverne de direction résulte d'une action sur le palonnier ou autre.

### 1.18.3 Incidents antérieurs

La HAF n'a pas eu connaissance d'incidents semblables. Cela n'exclut pas la possibilité que des erreurs de compensation en lacet se soient produites lors d'incidents au décollage par le passé, mais cela indique simplement qu'elles n'ont pas été rapportées dans la mesure où la configuration des avions et d'autres facteurs peuvent avoir engendré des effets de moindre importance.

Les recherches concernant des incidents antérieurs ont montré que d'autres utilisateurs ont connu des incidents semblables. Les différences en termes de configuration d'avion (symétrique), de masse faible et de type d'avion (version F-16C) ont engendré des résultats différents (éjection et retour en vol contrôlé). Une référence concise est présentée ci-après :

Le 12 juin 1994, un F-16A s'est écrasé au décollage. Le pilote s'est éjecté en toute sécurité avant que l'aéronef ne s'écrase.

La course au décollage sembla normale jusqu'à ce que le pilote déclenche la dirigeabilité de la roulette de nez à environ 60 à 70 nœuds. À ce moment-là, l'aéronef est parti en lacet vers la droite. Le pilote réenclencha ensuite la dirigeabilité de la roulette de nez et l'aéronef est revenu à gauche alors qu'il était toujours sur la piste. À 90 à 100 nœuds, le pilote a de nouveau déclenché la dirigeabilité de la roulette de nez sans connaître d'autres problèmes. Immédiatement après le décollage, à environ 150 nœuds, l'avion est parti en lacet environ 20 à 30 degrés vers la droite et initia ce que le pilote ressentit comme un tonneau non coordonné à droite (tonneau avec soit trop soit pas assez de gouverne de direction). Plusieurs témoins déclarèrent que l'aéronef s'est

brutalement cabré. Les angles de lacet et de tangage de l'aéronef ont continué à augmenter et l'aéronef a initié ce qui semblait être un tonneau à la gouverne de direction (ce qui consiste à déclencher un tonneau avec la gouverne de direction, sans utiliser les ailerons), atteignant environ soixante degrés d'inclinaison plus ou moins dix degrés de roulis. Le pilote s'est éjecté.

Selon l'enquête qui s'ensuivit, l'aéronef s'est écrasé parce qu'il n'était pas correctement compensé pour le décollage. Surpris par la manœuvre de lacet de 20 à 30 degrés immédiatement après le décollage, le pilote n'a pas pu garder le contrôle et s'est éjecté. La raison la plus plausible pour expliquer la compensation incorrecte était que le pilote n'avait pas remis le sélecteur TRIM/AP (compensateur/pilote automatique) sur NORM après le « contrôle après démarrage moteur » et qu'il ne s'était pas assuré que la molette de compensateur en lacet était centrée avant le décollage conformément au -1.

A partir du témoignage du pilote et des témoins des manœuvres en lacet sur la piste et immédiatement après le décollage ainsi que de l'examen des traces d'impact et de brûlure sur les gouvernes de direction et d'empennage et de l'examen du vérin de direction, il a été déterminé que le compensateur de direction était décalé à droite.

Dans la mesure où, immédiatement après le décollage, la vitesse de rotation des roues n'est pas encore inférieure à 60 nœuds, le pilote n'a pas bénéficié du couplage ailerons-gouverne de direction (ARI) lorsqu'il a essayé de contrer l'inclinaison. L'ARI aurait provoqué le braquage approprié de la gouverne de direction pour un vol coordonné lorsque les actions en roulis furent appliquées aux ailerons, même si cela n'avait pas corrigé le dérapage dû à la compensation à droite. Le pilote déclara ne pas avoir poussé le manche car il avait réagi instinctivement à une sensation de roulis sans tangage. Il utilisa les ailerons pour essayer de sortir de l'inclinaison mais ne se rappela pas s'il avait continué à agir sur la gouverne de direction après le décollage.

Le 19 novembre 1997, un F-16C connut plusieurs départs en lacet, le premier s'étant produit pendant la course au décollage et au moment du décollage lors d'un vol de contrôle chez Lockheed Martin Tactical Aircraft Systems (LMTAS).

Le pilote avait vérifié que la molette de compensateur de lacet était centrée avant le vol. Après avoir déclenché la dirigeabilité de la roulette de nez (NWS) pendant la course de décollage, le pilote constata que l'aéronef dérivait de 50' à droite environ avant le décollage. Il compensa cette tendance à dériver à droite en braquant la gouverne de direction à gauche jusqu'à peu après le décollage. Les données de l'enregistreur d'accident de paramètres de vol (CSFDR) indiquent que la gouverne de direction est passée d'environ 6 degrés à droite au décollage à 12 degrés à droite très peu de temps après le décollage, avant de revenir à la position neutre en 10 secondes environ alors que le pilote agissait pour contrer le lacet non désiré. Douze degrés de débattement à la gouverne de direction correspondent à l'autorité totale du compensateur en lacet. Plusieurs autres départs en lacet se sont produits en vol et le pilote constata que la molette de compensateur en lacet était très sensible/facile à bouger.

L'enquête détermina que le panneau de compensateurs manuels (MTP) modifié avec le système d'affichage de nuit (NVIS) était dépourvu des trois joints toriques nécessaires sur l'axe sous la molette de compensateur en lacet. Ces joints toriques sont destinés à créer une force de friction suffisante pour maintenir la molette de compensateur en lacet dans la position choisie par le pilote. Un contrôle sur un second panneau de compensateurs manuels modifié avec le NVIS dans le hangar de modification de LMTAS révéla que les joints toriques nécessaires étaient également

manquants.

LMTAS a mis l'Équipe de gestion de crise (CMT) en action pour traiter le problème de ces MTP NVIS assemblés incorrectement. La raison de l'inquiétude était le risque d'accident lié à une position anormale de la molette de compensateur en lacet. Le TCTO 1F-16-2144 avait été publié afin de vérifier la présence des trois joints toriques et de la friction adéquate.

Conformément à la documentation de maintenance, le TCTO 1F-16-2144 fut appliqué à l'avion. En outre, la HAF effectua plusieurs contrôles sur les panneaux de compensateurs manuels après l'accident. L'accent a été particulièrement mis sur les contrôles des panneaux de compensateurs manuels (avionnés et/ou en magasin). Aucune anomalie n'a été constatée au niveau de la friction en rotation des molettes de lacet et de la présence des trois joints toriques.

En outre, un pilote de F-16 a rapporté en 2015 un cas similaire de déplacement de la molette de compensateur en lacet dû au cheminement incorrect du câblage du viseur tête haute (HMCS).

#### **1.18.4 Vol précédent**

L'analyse du vol précédent (vendredi 23 janvier 2015) (pilote, avion et configuration identique) a montré que le pilote avait braqué la gouverne de direction à gauche pour maintenir l'alignement sur la piste au décollage après le déclenchement de la dirigeabilité de la roulette de nez.

Avant la rotation, le braquage de la gouverne de direction à gauche fut également réduit et la gouverne est revenue en position neutre. Une force de 27 livres vers l'arrière fut appliquée au manche pour le cabrage, ce qui est presque la force appliquée pour le cabrage dans le cas du vol de l'accident.

Le vent venait selon un axe de 330 degrés avec des rafales atteignant 20 à 35 nœuds, provoquant un moment d'affaissement de l'aile droite (RWD).

La technique de décollage adoptée par le PF était essentiellement la même pour le vol précédent et pour le vol de l'accident.

#### **1.18.5 Système de compensation – Autres types d'avions**

Selon la bibliographie relative au F-16, il est inutile de compenser en lacet au décollage, quelle que soit la configuration de l'avion. En outre, la compensation en lacet en vols d'entraînement est limitée à de petites valeurs de compensation (inférieures à 4 degrés) et, dans cette perspective, un réglage de compensation en lacet atteignant un niveau de 12 est inutile pour les vols d'entraînement.

D'autres avions (par exemple M-2000, F-15, F-18) équipés de commandes de vol électriques interdisent de décoller avec des réglages de compensateurs autres que la position de décollage. Ils utilisent une alarme d'erreur de compensation pour avertir le pilote. En outre, il existe un interrupteur dédié (interrupteur de compensation au décollage) qui cale les gouvernes de profondeur, de gauchissement et de lacet en position décollage.

### 1.18.6 Spécification des caractéristiques de vol

Considérant les essais sur simulateur de vol et les caractéristiques de vol provenant de la section correspondante du -1 (Départs), l'hypothèse est que l'amplitude du comportement de l'avion résultant d'une erreur de compensation en direction dépend des facteurs suivants :

- Masse de l'avion. Une masse élevée de l'avion configuré avec des charges a réduit la résistance au départ en lacet (à partir du vol contrôlé) par rapport à une version lisse du F-16C (version monoplace).

- Configuration des charges externes. Un avion configuré avec des charges, notamment une charge centrale, a réduit la résistance au départ en lacet par rapport à une version lisse.

- Type de F-16. Le F-16D (version biplace) avec réservoir central de carburant de 300 gallons a réduit la résistance au départ en lacet par rapport à une version lisse.

- Chargement asymétrique. Un F-16 avec une aile gauche lourdement chargée est plus susceptible de connaître un départ en lacet qu'une version lisse.

- Vent de travers.

## 2 ANALYSE

### 2.1 Chronologie d'événements sélectionnés sur la base de données du SDR et du CSFDR

Le temps du SDR débute à la rotation pendant le décollage. Le temps du CSFDR débute lorsque le système est activé avant le démarrage du moteur (interrupteur « MAIN PWR » sur « BATT »), ce qui se produit vers 14:44 heure locale (13:44 UTC). L'événement utilisé pour synchroniser les temps du SDR et du CSFDR est la rotation au décollage. Cet événement a fait l'objet d'un enregistrement par les deux systèmes. (Cf. Annexe C).

La table 1 fait la synthèse des événements significatifs extraits des données du CSFDR et du SDR. Elle montre le temps du CSFDR en minutes:secondes.centisecondes et ne contient que la liste des événements applicables au vol accidenté. Sur les axes de tangage et de roulis, le CSFDR enregistre à la fois les actions sur les commandes et les positions des gouvernes qui en résultent. Sur l'axe de lacet, le CSFDR enregistre la position de la gouverne de direction, mais pas les actions commandées par le pilote ou générées par le système. Par conséquent, les valeurs de la gouverne de direction enregistrées dans le CSFDR ne reflèteront que la position de sa surface.

Les valeurs répertoriées sont celles enregistrées et sont donc approximatives, car elles n'incluent pas la plage de valeurs associée à chaque paramètre. Ce point est détaillé dans les notes de bas de page concernant les valeurs de la gouverne de direction à la fin de cette table. A titre indicatif, les valeurs positives du flaperon (gouverne des bords de fuite des ailes utilisée à la fois comme volet et comme aileron) et des empennages horizontaux sont bord de fuite vers le bas, et les valeurs de braquage positif de la gouverne de direction sont bord de fuite vers la gauche. Les valeurs de commande du manche côté positif sont les commandes arrière et droite. Les données du CSFDR ont été traitées à l'aide d'un IGS (Logiciel intégré au sol) qui tronque le temps au centième de seconde le plus proche.

Temps (mm:ss)	Temps CSFDR (mm:ss.fs)	Evénement/Commentaires
	01:24.75	Le CSFDR commence à enregistrer
	7:39.75	Vérifications du FLCS achevées ; gouverne de direction au neutre, compensateur en roulis à gauche établi Volet gauche : 18 degrés ; Volet droit : 20 degrés Gouverne de direction : 0 degré ; Commande de gauchissement : -0,5 <sup>3</sup> (gauche) la commande de gauchissement apparaît dans les données comme une valeur biaisée et ne représente pas des actions appliquées sur la commande latérale par le pilote.

<sup>3</sup> -0,5 lb (gauche) la commande de gauchissement apparaît dans les données comme une valeur biaisée et ne représente pas des actions appliquées sur la commande latérale par le pilote.

Temps (mm:ss)	Temps CSFDR (mm:ss.fs)	Evénement/Commentaires
	11:54.75	Application du compensateur en roulis à droite Volet gauche : 18 degrés ; Volet droit : 16 degrés Gouverne de direction : 0 degré ; Commande de gauchissement : -0,5
	11:54.75 à 12:27.94	Vérification de la quantité de carburant
	12:40.69 à 12:40.94	Application du compensateur en lacet à droite Gouverne de direction : -11 degrés (droite)
	32:07.38	Application de la puissance de décollage PLA manette des gaz : 89 degrés
	32:09.75	Enregistrement horodaté Volet gauche : 18 degrés ; Volet droit : 14 degrés Gouverne de direction : -17 degrés (droite) Commande de gauchissement : -1,0 lb (gauche)
	32:11.38	Application de PC max PLA manette des gaz 136 degrés
	32:18.81	Action maximale sur la gouverne de direction (au sol) Gouverne de direction 17 degrés (gauche)
	32:21.44	Action maximale sur la gouverne de direction (au sol) Gouverne de direction 17 degrés (gauche)
	32:22.81	Inversion gouverne de direction Gouverne de direction -3,0 (droite)
	32:23.31	Action maximale sur la gouverne de direction (au sol) Gouverne de direction 17 degrés (gauche)
	32:24.19	Inversion gouverne de direction Gouverne de direction -3,0 (droite)
	32:24.75	Enregistrement horodaté Vi 148 kt ; Flaperon gauche 18 ; Flaperon droit 14 Gouverne de direction 14 degrés (gauche) Commande de gauchissement -1,0 lb (gauche)
	32:25.44	Inversion gouverne de direction Gouverne de direction -9,0 (droite)
	32:26.06	Inversion gouverne de direction Gouverne de direction 15,0 (gauche)
	32:26.88	Application de commande arrière pour rotation Commande arrière 20,0 lb Commande de gauchissement -4,5 lb (gauche)

Temps (mm:ss)	Temps du CSFDR (mm:ss.fs)	Événement/Commentaires
0:00	32:28.25	rotation Vi 192 kt Incidence 4,75 ° Tangage 7 (cabré) Roulis -1,4 (aile gauche basse) Commande de profondeur 12 lb (arrière) Commande de gauchissement -12,5 lb (gauche) Volet gauche 6° Volet droit 20° Gouverne de direction -7,0° (droite)
0:02	32:30.25	AVERTISSEUR DE DÉCROCHAGE DU DFLCS <sup>4</sup> incidence > 15 degrés avec poignée de train vers le bas. Le manuel de vol le définit comme l'avertisseur sonore de basse vitesse
	32:30.44	Incidence du CSFDR supérieur à 15 degrés Incidence 15,12 ° Roulis 38° (droite)
	32:30.88	Action maximale sur la commande de gauchissement Commande de gauchissement : -22 lb (gauche) Commande de profondeur 31,5 lb (arrière)
	32:31.13	Action maximale sur la commande de profondeur Commande de profondeur : 37,0 lb (arrière)
	32:32.35	ALERTE VERRIÈRE OUVERTE (éjection) Vi 220 kt Incidence 18,1° Tangage -2,8° Roulis 68,9° (droite) Commande de gauchissement -10,5 lb (gauche) Flaperon gauche -18° ; Flaperon droit 20° Gouverne de direction -10° (droite)
	32:34.94	Dernier enregistrement complet Incidence 17,23° ; Tangage -7,0° ; Roulis 73,1° (droite) Flaperon gauche -8° Flaperon droit -20°
En raison du délai nécessaire à la transmission et au traitement des signaux, le CSFDR ne peut pas stocker de données jusqu'à l'instant même de l'impact. Environ une demi-seconde de données se trouvant alors en phase d'accumulation et de traitement, ne sera pas enregistrée.		

Table 1 : Chronologie d'événements sélectionnés

<sup>4</sup> AOA > 15 degrés avec poignée de train vers le bas. Le T.O. GR1F-16CJ-1 le définit comme la sonnerie d'alerte faible vitesse.



## 2.2 Séquence d'événements

### 2.2.1 Préparation du vol

La préparation du vol et les briefings de l'élément étaient conformes à la chronologie de la mission. Pendant le briefing de la mission, les procédures relatives à la coordination de l'équipage du F-16D (modèle biplace), comme les interférences entre commandes, la position du sélecteur de commandes, la sélection du mode éjection et l'intercommunication, ainsi que les procédures de compensation relatives au missile HARM, ont toutes été traitées.

Le TLP a fourni trois checklists aux participants. Ces checklists portaient sur le matériel de vol complémentaire. Elles devaient être emportées dans l'avion conformément aux SOP et rangées dans le compartiment de stockage (boîte à cartes) situé dans le pupitre de droite. Le PF a emporté son sac de vol dans le cockpit et l'a rangé dans son compartiment, ne laissant aucun espace de libre. Cette action a empêché l'utilisation ultérieure du compartiment de stockage et le rangement des trois checklists du TLP. Les checklists sont destinées à être utilisées à tout moment pendant le vol en cas de besoin. A cet égard, la possibilité qu'une checklist ait été temporairement placée sur le pupitre du cockpit avant gauche ne peut pas être exclue.

Pendant le briefing collectif, un retard de 10 minutes au décollage a été indiqué par le TLP.

### 2.2.2 Etape précédant le roulage

Les procédures au sol normales ont été appliquées conformément au memento technique (TO) GR1F-16CJ-1 FLIGHT MANUAL HAF SERIES F-16C/D BLOCKS 50 et BLOCKS 52+ AIRCRAFT » (ci-après « -1 »). Appliquant une procédure non standard, l'avion a été avancé d'environ un mètre depuis sa position de stationnement et l'« Inspection en bout de piste » a été réalisée par le personnel de maintenance.

En vertu des règles de sécurité au sol du TLP (« Consignes de ralliement technique »), « la conduite sur les voies de circulation ou sur la piste sera autorisée uniquement sous l'escorte du personnel du TLP ou de la base hôte » et « la conduite de tout véhicule est interdite sur l'aire de stationnement pendant les opérations de départ et de récupération ».

Le personnel de maintenance de la HAF a réalisé l'« Inspection en bout de piste » tandis que le F-16 restait dans la zone de stationnement (parking E2) avant que l'avion ne roule en vue du décollage, ceci afin d'éviter les retards et de se conformer aux règles de sécurité du TLP.

Cette modification des procédures normales de la HAF ayant été adoptée par tous les escadrons grecs participants au cours de ces dernières années, elle a été acceptée comme procédure courante. Les autres nations participant au stage Flying Course 2015-1 du TLP n'avaient pas de dispositions similaires à l'« Inspection en bout de piste ».

La modification de l'ordre de l'« Inspection en bout de piste » a eu pour conséquence que le pilote a effectué la checklist « Avant décollage » très tôt, environ 20 minutes avant le décollage.

A 10:59:1 (heure du CSFDR), l'avion a avancé d'environ un mètre et le personnel de maintenance a procédé à l'« Inspection en bout de piste ». A l'issue de l'inspection, comme l'établit l'analyse du CSFDR, le PF a exécuté les actions de la checklist « Avant décollage » (celles

qui peuvent être vérifiées par l'analyse du CSFDR, à savoir Commandes de vol – Cycle, Vérification carburant) tandis que l'aéronef se trouvait dans la zone de stationnement (parking E2).

A environ 11:54.8 heure du CSFDR, une compensation en roulis vers le bas de l'aile droite a été définie, en incohérence avec la configuration du F-16. Conformément au -1, l'avion aurait dû recevoir une compensation de l'aile gauche vers le bas à 1,7 points afin de contrer la charge asymétrique (8 530 pieds - lb). Parallèlement a été réalisée la vérification du système de carburant (le commutateur de vérification du carburant est situé sur le panneau instruments avant droit). Jusqu'à ce moment, une compensation en roulis vers le bas de l'aile gauche (correcte) était définie.

Juste après la fin de la vérification du carburant (12:40.7), le compensateur en lacet à droite a été réglé rapidement en butée droite (12°) et est resté dans cette position pendant toute la durée du roulage, du décollage et du vol. Les deux compensateurs (lacet et roulis) semblent avoir été décalés accidentellement par un objet. Les enquêteurs du SIB ont montré que le mouvement d'une checklist bloquée le long du panneau de commande de compensation pouvait entraîner des mouvements pratiquement simultanés des compensateurs en roulis et en lacet identiques à ceux enregistrés s'il se produit d'une façon spécifique.

A 21:21.9 (environ 15:05 heure locale, 14:05 UTC), le MA a commencé à rouler depuis E2 jusqu'à l'extrémité départ de la RWY 27. L'heure de roulage prévue était 14:56 heure locale. Pendant le briefing collectif, un retard de 10 minutes au décollage a été indiqué par le TLP.

Après le roulage depuis E2, le MA s'est arrêté et a attendu le décollage au point de manœuvre (entre la voie de roulage parallèle nord et la voie de roulage principale au début de la RWY 27) pendant 3:20 minutes (de 27:21 à 30:42 heure du CSFDR). Ce temps est suffisant pour accomplir les procédures de la checklist « Avant décollage ». Cependant, aucune des procédures (à savoir Commandes de vol - Cycle, Vérification du carburant) surveillées via le CSFDR n'a été réeffectuée. Il importe de souligner que la vérification des compensateurs (compensateur en tangage et en lacet centré et compensateur en roulis selon les besoins) fait partie des procédures « Avant décollage ». En l'absence d'enregistreur de données vocales, le SIB ne dispose pas de données suffisantes pour déterminer si le PNF a demandé confirmation que la checklist « Avant décollage » avait bien été effectuée pendant l'attente au point de manœuvre.

### 2.2.3 Du décollage à WOW

A 30:42 (heure du CSFDR), le F-16 a commencé à rouler vers la RWY 27 pour effectuer un roulage-décollage. A 32:09.7, l'avion était presque aligné sur la RWY 27 et la manette des gaz a été placée sur puissance plein gaz sec. A 32:10.9, la manette des gaz a été placée sur P/C minimum et sur P/C maximum pour le décollage à 32:11.4, et la position de la gouverne de direction est restée à -12° (droite).

La synchronisation des horaires avec l'avion leader (ARROW 31) était de 23 s, conformément aux 20 s indiquées pendant le briefing.

Alors que la dirigeabilité du train avant était engagée, le PF a procédé à des actions sur la commande de gauche en trois occasions distinctes afin de maintenir l'alignement sur la piste. Après le désengagement manuel de la dirigeabilité du train avant (66 kt, 32:17.0), le PF a recouru à quatre

actions distinctes à gauche sur la gouverne de direction pour conserver l'alignement de son avion sur la piste. Trois de ces actions consistaient à porter la commande de la gouverne de direction à son maximum et la quatrième presque au maximum, en tenant compte du fait que la position en butée droite du compensateur en roulis ( $-12^\circ$ ) limitait la position maximale du compensateur en lacet à gauche à  $18^\circ$  (braquage maximum de la gouverne de direction à gauche  $30^\circ$  G- $12^\circ$  D =  $18^\circ$  G).

L'effort de commande vers l'arrière (20 lb) a été appliqué à 32:26.9 en vue de la rotation de l'avion pendant le décollage. Pendant la rotation et avant la détente du train principal, les actions à gauche sur la gouverne de direction ont été réduites et la gouverne de direction s'est retournée vers la droite, enregistrée à  $-7^\circ$  (droite) à 32:28,2, conformément au réglage du compensateur en lacet à droite.

L'analyse du précédent vol par le CSFDR (même pilote et même configuration de l'avion) a montré que le pilote a utilisé des actions à gauche sur la gouverne de direction pour maintenir l'alignement avec la piste pendant le décollage, après le désengagement de la dirigeabilité du train avant, afin de conserver l'alignement de l'avion avec la piste, en tenant compte de la charge dissymétrique (RWD) causée par le missile CATM-88 (8 530 ft-lb). Avant la détente du train principal, les actions à gauche sur la gouverne de direction ont également été réduites et la gouverne de direction est revenue à sa position neutre. L'hypothèse, fondée sur les données du CSFDR issues des deux vols, est que le PF a utilisé la même technique de décollage qu'à la sortie précédente, conformément au -1.

A la vitesse de désengagement de la dirigeabilité du train avant (66 kt), la surface de la gouverne de direction n'était pas efficace aérodynamiquement et les actions marquées sur la pédale de palonnier ont entraîné de petites corrections visant à compenser la dissymétrie et à garder l'alignement de l'avion avec la piste. A cet égard et compte tenu des corrections de la gouverne de direction du vol précédent, les actions similaires après le désengagement de la dirigeabilité ont été considérées comme normales par le PF et l'ont empêché de remarquer le décalage de la compensation de l'avion.

Une fois la gouverne de direction devenue efficace, l'accélération rapide à 100 nœuds a mis le pilote dans un régime de vitesse dans lequel il est généralement considéré plus sûr de continuer le décollage (sauf en cas de panne d'une commande de vol ou en cas de défaillance du moteur) plutôt que d'effectuer un arrêt à grande vitesse.

## 2.2.4 De la rotation jusqu'au crash

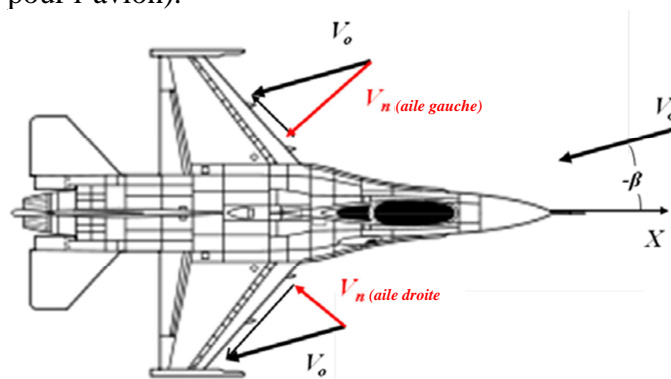
Après la rotation (32:28.25), les efforts de commande appliqués représentaient 12 lb à l'arrière et 12,5 lb à gauche. La position des surfaces a montré que le FLCS répondait aux commandes du PF de poursuivre le décollage. La compensation en roulis à droite au lieu des 1,7 points calculés vers la gauche (jusqu'au maximum de 6) a été facilement compensée par l'application d'un effort de commande à gauche.

Avant la rotation, les actions à gauche sur la gouverne de direction ont été réduites et la gouverne de direction est revenue vers la droite. L'angle du nez de la gouverne de direction vers la droite (négatif) était de  $-7^\circ$  (droite) après la rotation, augmentée à  $-10^\circ$  à 0:32:29.31 la première seconde suivant la rotation, ce qui a constitué le déplacement maximal enregistré de la gouverne de

direction vers la droite (après la détente des amortisseurs principaux) ; la valeur a été conservée jusqu'à l'impact. En raison de la position de la gouverne de direction, le nez a oscillé rapidement vers la droite, produisant un dérapage. En comparant la trajectoire au sol du F-16 et son cap vrai pendant la première seconde suivant la rotation (lorsque l'incidence et l'angle de roulis étaient très bas), il a été déterminé que le dérapage initial représentait environ 12°. Après ce moment, une combinaison de toutes les données, l'incidence et l'angle de roulis croissants, la trajectoire au sol et le cap vrai, ne pouvait pas permettre de calculer l'amplitude exacte du dérapage.

Le mouvement du nez de l'avion vers la droite pendant le dérapage a produit un moment aérodynamique de roulis en piqué de l'aile droite. Le roulis enregistré était d'environ 7° à la première seconde après la rotation et a fortement augmenté pour atteindre 33° à la seconde suivante. Le roulis a continué à augmenter l'inclinaison jusqu'à ce que l'avion heurte le sol. Les principales causes du moment de roulis étaient les suivantes :

- Le F-16 est équipé d'une aile en flèche. Dans tous les avions à aile en flèche, pendant le dérapage, l'aile au vent dans la direction du vecteur vitesse (à gauche sur le schéma) produit davantage de portance que l'aile sous le vent à mesure que le vecteur vitesse normal (celui perpendiculaire au front montant de chaque aile -  $V_n$  (aile gauche)) augmente. Le vecteur « envergure » de la vitesse ne produit pas de portance. Le phénomène contraire se produit sur l'autre aile (la droite pour l'avion).



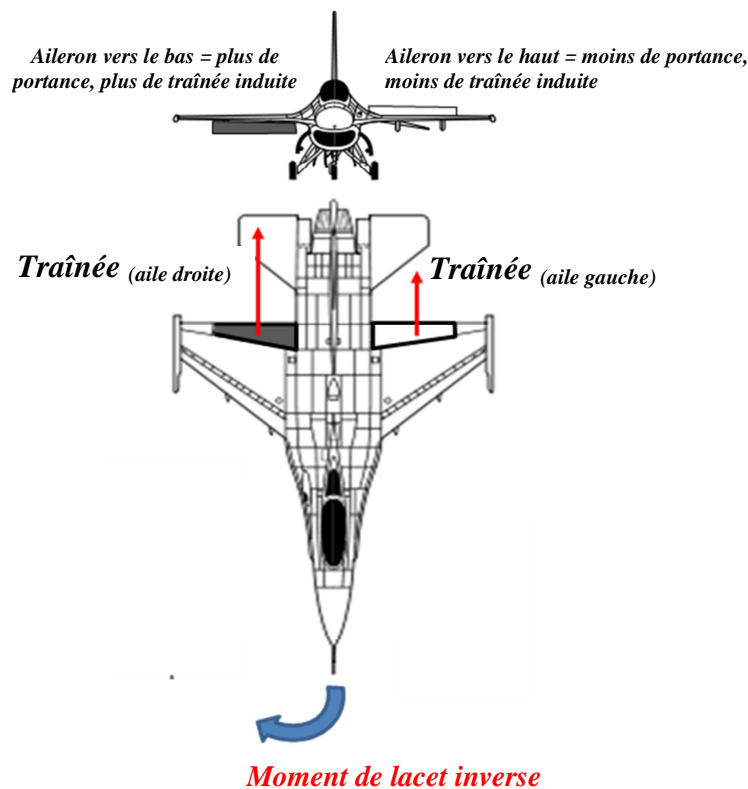
Moment de roulis causé par le dérapage avec une aile en flèche.

- Le fuselage a bloqué une partie de l'écoulement de l'air au-dessus de l'aile droite (sous le vent) pendant le dérapage et a réduit la portance produite par cette aile. Le F-16 était équipé d'un réservoir axial et d'une verrière plus longue, du fait qu'il s'agit d'un modèle biplace (F-16D). Ces deux facteurs conjugués ont contribué au blocage de l'écoulement d'air susmentionné.

Bien que le moment de roulis à droite ait diminué environ 2,5 s après la rotation (passant d'environ 22 degrés/seconde à 6,6 degrés/seconde), les actions à gauche sur la commande ont été insuffisantes pour faire cesser le roulis à droite. En l'absence de réponse souhaitée de la part de l'avion, le PF a augmenté la sollicitation de la commande à gauche. A 2,6 secondes après la rotation (32:30.88), la valeur maximale des actions à gauche sur la commande de gauchissement (la plus élevée possible) a été enregistrée (-22 lb)<sup>5</sup>. Cette action à gauche sur la commande de gauchissement, sans activation de l'ARI (pas de gouverne de direction automatique pour compenser le dérapage contraire due aux braquages des gouvernes en roulis), a augmenté le dérapage du nez

<sup>5</sup> Le maximum du DFLCS s'élève à environ +/- 18 lb, mais les efforts de commande du pilote peuvent dépasser ce qui est accepté par le DFLCS.

vers la droite due à la génération accrue de traînée depuis l'aile. Il s'est ensuivi un accroissement du lacet vers la droite (lacet inverse) qui s'est ajouté aux facteurs de dérapage la charge asymétrique sur l'aile droite et le vent de 9 nœuds depuis 330° (60° à droite du nez).



Moment de lacet inverse dû au braquage de l'aileron

Immédiatement après la rotation, l'incidence a augmenté pour atteindre un taux qui a déclenché l'avertisseur pour incidence de l'avertisseur de décrochage du DFLCS (l'alarme sonore basse vitesse se déclenche lorsque l'Alpha > 15 degrés avec la poignée de train vers le bas) environ 2 secondes après la rotation, selon l'enregistrement du SDR. L'incidence a continué d'augmenter jusqu'à sa valeur maximale enregistrée de 18,6° à peine 4,3 secondes après la rotation (32:32.56). L'augmentation de l'incidence était initialement le résultat d'une action vers l'arrière sur la commande (effort) mais le dérapage accru a probablement eu tendance à augmenter également l'incidence<sup>6</sup>. Après avoir commandé l'action maximale en roulis à gauche, le PF a instinctivement répondu au comportement anormal de l'avion et a appliqué une action vers l'arrière sur la commande en tant qu'action réflexe (commande dans le coin inférieur droit). 2,9 secondes après la rotation (32:31.13), l'effort vers l'arrière sur la commande de profondeur a augmenté, passant de 12 lb au maximum de 37 lb<sup>7</sup>, conservé jusqu'à ce que l'éjection commence. Une indication éloquent de la réponse réflexe du PF est l'augmentation substantielle de l'effort de commande vers l'arrière à 18 lb à 1,6 seconde après la rotation (32:29.88), contre 6,5 lb 0,25 seconde plus tôt.

<sup>6</sup> Avec le train/les volets vers le bas, le DFLCS autorise un AOA max. de 21 degrés/

<sup>7</sup> Le maximum du DFLCS s'élève à environ 32 lb, mais les efforts de commande du pilote peuvent dépasser ce qui est accepté par le DFLCS.

L'action maximale vers l'arrière combinée à l'action maximale en roulis à gauche et une forte dissymétrie de l'aile droite de 8 530 ft-lb ont probablement accru le phénomène de dérapage du nez à droite.

La réponse du F-16 pourrait être décrite comme une condition de dérapage élevé du nez à droite qui a induit un moment de roulis à droite de plus grande amplitude pouvant être annulé par le roulis commandable disponible (dans le sens inverse) en tenant compte des effets de l'ARI inactif et de la condition d'incidence élevée avec le train d'atterrissage sorti.

LM Aero a utilisé un simulateur de modèle de vol afin d'évaluer l'effet d'actions variées pour faire décoller en sécurité un F-16D Block 50 de la même configuration que le F-16. En utilisant le compensateur de la gouverne de direction en butée droite, avec une compensation en roulis à droite sur 1,5 points, le pilote du test a réduit l'incidence (en appliquant une action vers l'avant sur la commande) après le décollage et a utilisé le gauchissement à droite pour relever l'avion. Dans ces conditions, le pilote du test a réussi à corriger le roulis à droite de l'avion et à continuer le décollage. Bien que cela indique qu'une réduction de l'incidence aurait pu permettre d'éviter l'accident, nous ne pouvons pas prendre en compte ce scénario car les actions correctives ont été entreprises dans les premières phases suivant immédiatement le décollage, avec un pilote averti du scénario et de la réponse attendue de l'avion.

Pendant l'accident, les actions correctrices au vol telles qu'une réduction de l'incidence étaient peu probables en raison du temps de réaction normal nécessaire au PF pour se rendre compte de la situation et y réagir. Etant donné que la présence du PNF pourrait avoir augmenté le temps de réaction du PF (la situation étant similaire à une « interférence de commandes », imposant une communication avec le PNF), on peut supposer que seules des commandes du manche de type réflexe (vers l'avant et l'arrière) pouvaient être attendues de la part du PF jusqu'aux 2,5 premières secondes suivant la rotation. A ce moment-là, l'angle de roulis était déjà de 45°, l'incidence était presque à 16° et la récupération de l'avion semblait impossible. Il convient de prendre en compte que le PF devait réagir à une altitude périlleuse d'à peine 60 pieds. Le fait que le train d'atterrissage était resté en position sortie peut être considéré comme une indication claire de la nature inattendue du problème.

Le réflexe de traction du manche de commande susmentionné est l'action normale attendue par un pilote moyen, en particulier manœuvrant un chasseur à commande de vol électrique. Le PF n'avait pas d'indication claire d'un début de lacet ou d'une quelconque autre situation de perte de contrôle, qui se distinguent par des caractéristiques bien plus sévères. Conformément au -1 et à la description ci-dessus, ces caractéristiques ne sont donc pas liées aux conditions de décollage /train sorti. Bien que l'alarme sonore basse vitesse se soit déclenchée deux secondes après la rotation, l'attitude et l'altitude de l'avion ont instinctivement poussé le pilote à « tirer sur le manche pour s'en sortir ». Cependant, l'action vers l'arrière sur la commande et l'augmentation de l'incidence ont été préjudiciables à la récupération de l'appareil.

En outre, le PF n'ayant pas d'indication claire sur la cause de la situation anormale de son avion et étant conditionné par le vol précédent laisse à penser que seules des corrections mineures de la gouverne de direction étaient nécessaires et autorisées pendant la phase de décollage. Il n'était pas en position d'estimer que l'action sur la gouverne de direction était une action corrective adéquate.

Le PF n'a pas tenté de modifier sa réaction et a continué d'appliquer les mêmes actions aux commandes jusqu'à l'éjection. Cela fait ressortir qu'il n'a pas tenté de s'éjecter plus tôt alors que l'avion se trouvait dans le domaine d'éjection.

L'utilisation de la gouverne de direction pendant le décollage (lorsque l'ARI n'est pas disponible) est décrite dans le -1 comme une action destinée à assurer un vol coordonné et à maîtriser le lacet. Cependant, toutes les actions sur la gouverne de direction sont décrites dans le -1 comme légères et fluides, et non dans un contexte où il s'agit de contrer l'amplitude de cette situation particulière.

LM Aero a utilisé le simulateur de qualité de la tenue pour évaluer l'effet de la correction de la gouverne de direction pendant le décollage. Plus spécifiquement, il a utilisé le compensateur de gouverne de direction en butée droite, le compensateur en roulis à droite sur 1,5 points et a ajouté la gouverne de direction à droite après le décollage. Dans ces conditions, le pilote du test a réussi à corriger le roulis à droite de l'avion qui a poursuivi le décollage comme prévu. La reprise et le décollage normal ont été possibles parce que la principale cause de l'accident a été éliminée très en amont. Pour cette simulation, la réaction du pilote n'a pas été prise en compte.

La conception du CSFDR veut qu'il enregistre les actions supplémentaires sur les axes de tangage et de roulis. Les données enregistrées par le CSFDR (application d'efforts maximaux vers l'arrière et à gauche) indiquent que le PNF n'a pas appliqué d'actions concurrentes à celles du PF pendant toute la durée du vol.

D'après le CSFDR, la vitesse l'avion a augmenté 1,7 seconde après la rotation à 208 kt (depuis une  $V_i$  de 192 kt à la rotation). Le moteur a tourné au régime MAX pendant toute la durée du vol. La forte traînée causée par le dérapage et l'incidence élevée n'ont pas permis à la vitesse d'augmenter normalement. La valeur enregistrée la plus élevée était de 220 kt, 5,7 secondes après la rotation (0,7 seconde avant l'alarme Verrière Ouverte, qui a marqué le début de la séquence d'éjection) et pendant que l'avion était en descente.

L'angle croissant d'inclinaison à droite a donc diminué la composante perpendiculaire de la portance produite. D'après les données du CSFDR, environ 3,5 secondes après la rotation (32:31.75 heure du CSFDR), la portance produite était insuffisante pour compenser la masse de l'avion, entraînant alors sa descente. A 6,38 secondes après la rotation (32:34.63), le voyant d'alerte Verrière Ouverte a été enregistré, indiquant l'ouverture de la verrière pendant la séquence d'éjection (environ 0,3 secondes à compter de la traction de la poignée d'éjection jusqu'au largage de la verrière). A ce moment, l'angle de roulis était de  $68,9^\circ$ , l'angle de tangage de  $-2,8^\circ$  (descendant) et un effort était toujours appliqué au manche de commande (9 lb vers l'arrière et 10,5 lb à gauche), vraisemblablement par le PF. De 6,63 secondes après la rotation (32:34.88) jusqu'à l'impact, aucun effort supplémentaire sur le manche de commande n'a été enregistré.

A 7,19 secondes après la rotation (32:34.88), les dernières valeurs de tangage ( $-12,7^\circ$ ) et de roulis ( $87,2^\circ$ ) ont été enregistrées. Deux autres enregistrements ont été effectués (le dernier à 7,31 secondes après la rotation - 32:35.56), cependant avec des données moins significatives. En raison du délai nécessaire à la transmission et au traitement des signaux, le CSFDR n'a pas stocké de données jusqu'à l'instant même de l'impact. Environ 0,5 seconde de données se trouvant alors en phase d'accumulation et de traitement n'a pas été enregistrée. A cet égard, l'instant de l'impact peut être placé par estimation à 7,8 secondes après la rotation (32:36:00).

## 2.3 Principaux facteurs impliqués dans l'accident

### 2.3.1 Avion et maintenance

Les dossiers de maintenance indiquent que l'avion a été équipé et entretenu conformément aux procédures existantes. Il n'y a aucune preuve que la maintenance a pu directement contribuer à l'accident.

L'« Inspection en bout de piste » n'a pas été conduite au point de manœuvre (EOR) mais sur l'aire de stationnement (E2), comme elle est couramment effectuée par HAF F-16 dans le cadre du TLP.

Le personnel de maintenance a vérifié qu'aucune anomalie n'avait été détectée pendant l'inspection de pré-vol ou pendant le tractage de l'avion.

Les données du SDR, du CSFDR et les relevés effectués sur le site du crash ont d'établir les conclusions suivantes :

- Le SDR n'a pas enregistré de défauts dans la maintenance des commandes de vol (MFL). Cela indique un fonctionnement normal du FLCS.
- Le système électrique fonctionnait correctement jusqu'à l'impact.
- Les données du CSFDR n'indiquaient pas de signal faible du circuit hydraulique A ou B. Par conséquent, en lien avec le fonctionnement normal du système FLCS (indiqué par les données du SDR), on peut conclure que les deux circuits hydrauliques assuraient une pression hydraulique normale au profit des commandes de vol.
- L'EPU (un système autonome qui fournit une pression hydraulique d'urgence au circuit A et une alimentation électrique d'urgence) n'était pas commandé au moment de l'accident.
- Selon l'analyse des données du CSMU de General Electric, le moteur répondait fidèlement aux commandes du PF.
- Aucune erreur de compensation en lacet d'origine mécanique n'a été notée.
- L'asymétrie vers le bas de l'aile droite était à 8 530 ft-lb, le maximum autorisé étant de 25 020 ft-lb.

La masse et le centre de gravité de l'avion se situaient dans les normes.

A la lumière de ce qui précède, on considère que tous les systèmes de l'appareil étaient en état de fonctionnement après le démarrage du moteur et il n'y a aucune preuve d'un défaut ou d'une défaillance de l'appareil lui-même qui aurait pu contribuer à l'accident.

### 2.3.2 Pilotes

Les deux pilotes étaient à jour et qualifiés pour effectuer cette mission. La préparation du vol et le briefing de la patrouille étaient conformes aux Procédures d'opération standardisées (SOP). Outre leur matériel de vol standard, les pilotes ont emporté trois checklists supplémentaires remises par le TLP. Le PF a rangé son sac de vol dans le compartiment de stockage (boîte à cartes). Cette action ne pouvait pas faciliter l'utilisation et le stockage des trois checklists du TLP.



Toutes les procédures au sol normales jusqu'à la checklist « Avant roulage » ont été effectuées conformément aux SOP et au -1. Comme tous les escadrons grecs participants l'avaient fait au cours de ces dernières années, l'« Inspection en bout de piste » a été réalisée quand l'appareil était dans la zone de stationnement (parking E2), avant le roulage, et non dans une zone proche de l'extrémité du seuil de la piste. Ce changement a conduit le pilote à effectuer la checklist « Avant décollage » plus tôt que d'habitude dans la procédure de départ, laissant une fenêtre de 20 minutes entre la checklist « Avant décollage » et le décollage.

La checklist « Avant décollage » est destinée à être la dernière action avant le décollage et garantit une configuration adéquate des gouvernes de l'appareil pour le décollage. A cet égard l'intervalle de 20 minutes pouvait entraîner pour l'appareil le risque d'un changement de configuration accidentel et passant inaperçu.

Après l'exécution de la checklist « Avant décollage » et tandis que l'avion était toujours sur le parking E2 en attendant l'autorisation de roulage, il semble que les paramètres des compensateurs en roulis et lacet aient été modifiés accidentellement. Le compensateur en lacet a été réglé sur un braquage complet à droite (-12°) rapide et il est resté tel quel pendant la durée du roulage, du décollage et du vol.

La molette du compensateur en lacet est protégée par deux dispositifs de sécurité placés à l'avant et à l'arrière de la molette. Trois joints toriques sont installés sur l'arbre sous la molette pour assurer une friction suffisante et pour maintenir en position la molette. Pour toutes ces raisons, il est difficile de faire bouger la molette accidentellement. Cependant, des tests visant à examiner la possibilité d'un déplacement de la molette par un objet ont fait apparaître qu'une checklist positionnée entre la sécurité avant et la molette pouvait potentiellement déplacer les deux molettes de compensateur en roulis et lacet si elle bougeait suivant un certain angle. De la sorte, il est possible de faire bouger la molette de compensateur en lacet jusqu'à sa position maximale à droite.

Au moment compris entre le roulage et le décollage, le F-16 a attendu le décollage pendant 3:20 minutes au point de manœuvre de la piste RWY 27. Ce moment était adéquat pour effectuer les actions de la checklist « Avant décollage ». Il convient de souligner à ce propos qu'une vérification de la position des compensateurs sur le panneau de commande de compensation est incluse dans la checklist « Avant décollage ». D'après l'analyse du CSFDR, aucune action enregistrable n'a été réalisée et l'avion a décollé sans compensation adéquate.

Après le désengagement de la dirigeabilité du train avant, le PF a procédé à des actions à gauche sur la commande en quatre occasions distinctes afin de maintenir l'alignement avec la piste. L'avion a montré une tenue au roulis et un comportement au décollage similaires à ceux de l'avion (avec une configuration similaire) précédemment piloté par le PF. Compte tenu du vol précédent, la nécessité de procéder à des corrections accrues de la gouverne de direction a fait que le PF n'a pas remarqué la nature et l'amplitude du problème.

En outre, une fois la gouverne de direction devenue aérodynamiquement efficace, l'accélération rapide à 100 nœuds a mis le PF dans un régime de vitesse dans lequel il est généralement considéré plus sûr de continuer le décollage (sauf en de panne d'une commande de vol ou en cas de défaillance du moteur) plutôt que d'effectuer un abandon à grande vitesse.

Les tests de simulation de vol chez LM Aero ont montré que l'action la plus efficace pour contrer le dérapage est l'application de la gouverne de direction. Dans cette situation, il était

essentiel de relâcher la pression de la commande vers l'arrière et de diminuer l'incidence de l'avion pour reprendre le contrôle de l'appareil. Cependant, face à la combinaison de la faible altitude, de la masse totale en charge élevée, d'un moment de roulis élevé à droite et d'un temps disponible réduit (moins de deux secondes), la seule action à envisager par un pilote de F-16 totalement surpris par ce type de problème serait l'éjection dans les meilleurs délais.

### 2.3.3 Systèmes (panneau de commande de compensation)

Le Panneau de compensateurs manuels est situé sur le pupitre gauche du cockpit avant, hors du champ de vision du pilote. Au sol, de nombreuses vérifications sont effectuées au cours des procédures au sol normales, combinées à une note et à un avertissement contre le décalage de la compensation. Pendant que l'avion est en vol, il n'est pas nécessaire de contrôler visuellement le Panneau de commande de compensation.

Les procédures au sol normales détaillées dans le -1 incluent une note renvoyant à l'interférence de la combinaison anti-G (pendant le vol) et un avertissement dans les procédures de la checklist « Avant décollage » qui mentionne que des difficultés de commande importantes pendant le décollage peuvent être causées par un décalage de la compensation en lacet de l'avion. Un avertissement supplémentaire non applicable à l'appareil HAF BLK 50 concerne l'interférence du HMCS.

Les mesures de sécurité appliquées au Panneau de compensateurs manuels pour protéger la molette du compensateur en lacet contre les mouvements accidentels (joints toriques et arceaux), l'existence d'une note et d'un avertissement correspondants, l'accident du F-16 en 2015 et les tests physiques réalisés par le SIB, ont montré que la rotation accidentelle de la molette du compensateur en lacet est un problème préoccupant.

Du fait que cette rotation accidentelle de la molette du lacet est peu commune, notamment avec cette gravité, l'entraînement au vol et les structures de sécurité du vol de la HAF n'ont pas traité cette question au niveau adéquat, s'y ajoute l'absence de procédure d'urgence associée et d'incident antérieur enregistré par la HAF. Néanmoins, par définition, un avertissement du -1 « est susceptible d'entraîner une blessure ou un décès s'il n'est pas suivi avec soin » ; le terme « difficulté » dans la description renvoie davantage à la complexité qu'au danger et par conséquent l'idée transmise au pilote est qu'en tout état de cause il peut faire face au problème. En outre, un décalage de la compensation en lacet doit être combiné à de nombreux autres facteurs critiques (forte masse totale en charge, configuration asymétrique, modèle biplace, tous les points d'accroche disponibles pour transporter les réservoirs de carburant (4,5 et 6) chargés, vent latéral, etc.) pour atteindre un niveau fatal.

D'autres appareils équipés de commandes de vol électriques résolvent ce problème en émettant une alarme au pilote lorsque le compensateur en lacet n'est pas au neutre, évitant efficacement le décollage d'un appareil dont la compensation est dérégulée. En outre, certains aéronefs sont dotés d'un interrupteur dédié (interrupteur de compensation au décollage) qui définit les surfaces de compensation en tangage, roulis et lacet sur la position de décollage.

Selon la bibliographie du F-16, il n'est pas nécessaire de compenser le lacet de l'appareil pour le décollage, indépendamment de la configuration. En outre, la compensation du lacet pendant les vols d'entraînement est limitée à des actions de compensation légères (inférieures à 4 degrés) et dans cette perspective, la capacité à régler le compensateur en lacet à un niveau de 12 n'est pas nécessaire pour ces vols. A la lumière de ce qui précède et conformément à la Gestion des risques opérationnels, la possibilité de régler le compensateur en lacet sur un braquage de 12 degrés constitue une prise de risque inutile pendant les vols d'entraînement.

---

## 3 CONCLUSIONS

---

### 3.1 Résultats

- Toutes les aides à la navigation de l'aérodrome, ainsi que les communications du service fixe aéronautique, fonctionnaient normalement au moment de l'accident.

- La piste utilisée pour le décollage était la RWY 27, le METAR était CAVOK et le vent soufflait du 330° pour 9 nœuds. Cela signifie que la composante de vent latéral était de 7,8 nœuds depuis la droite.

- Les deux pilotes étaient à jour, médicalement aptes et éligibles pour voler sur cette mission. Le temps de repos de l'équipage était conforme aux réglementations.

- Les combinaisons de vol des deux pilotes et le matériel de vol étaient conformes aux réglementations. La préparation du vol et le briefing de la patrouille étaient conformes à la chronologie de la mission. Pendant le briefing, les procédures de coordination de l'équipage du F-16D (modèle biplace) ont été abordées.

- Le TLP a remis trois checklists aux participants. Ces checklists constituaient du matériel de vol complémentaire destiné à être transporté dans l'appareil.

- Le PF a emporté son sac de vol dans le cockpit et l'a rangé dans le compartiment de stockage (boîte à cartes) du cockpit. Cela n'a probablement pas facilité le stockage et l'utilisation des trois checklists fournies par le TLP.

- Depuis la préparation au vol jusqu'à l'exécution de la checklist « Avant roulage », les procédures au sol normales ont été appliquées conformément au -1 et aux SOP.

- L'« Inspection en bout de piste » a été effectuée sur le parking E2 au lieu d'une zone proche du bout de piste. Cet écart par rapport aux procédures normales a été adopté par tous les escadrons grecs participants au cours des années précédentes et est devenu une pratique courante.

- Ce changement dans l'ordre de l'« Inspection en bout de piste » a conduit le pilote à modifier ses habitudes procédurales et à appliquer la checklist « Avant décollage » a donc été suivie plus tôt que la normale dans la séquence de départ. Ce changement de procédure a modifié le schéma standard des habitudes du pilote.

- Une fois l'« Inspection en bout de piste » achevée, les deux pilotes accidentés ont effectué les actions de la checklist « Avant décollage » tandis qu'ils se trouvaient dans la zone de stationnement (parking E2). La vérification de la compensation (compensateur en tangage et en lacet centré et compensateur en roulis selon les besoins) figure parmi les actions de la checklist « Avant décollage ».

- Avant le roulage, les réglages du compensateur en lacet et du compensateur en roulis ont été modifiés accidentellement. Le compensateur en roulis a été réglé légèrement vers la droite (non cohérent avec la configuration) et le compensateur en lacet a été réglé rapidement sur la position droite maximale (-12°) et il est resté dans cette position pendant le reste des opérations de l'avion.

- D'après les résultats du SIB, les mouvements accidentels de la molette de compensation ont été vraisemblablement causés par un objet se déplaçant entre un dispositif de sécurité de la molette et la molette du compensateur en lacet (sur le Panneau de compensateurs manuels), tel qu'une checklist du TLP.

- Après le roulage, le F-16 s'est arrêté et a attendu le décollage sur le point de manœuvre (entre la voie de roulage parallèle nord et la voie de roulage principale au début de la RWY 27) pendant 3:20 minutes. Ce moment était adéquat pour effectuer les procédures de la checklist « Avant décollage ». Cependant, aucune des procédures (à savoir Commandes de vol – Cycle, Vérification du carburant, etc.) surveillées via le CSFDR n'a été réeffectuée et le PF n'a pas remis la molette du compensateur en lacet en position neutre avant le décollage.

- Le SIB ne dispose pas de preuves suffisantes pour déterminer si le PNF a demandé une reconfirmation de la checklist « Avant décollage » pendant l'attente du décollage.

- Alors que la dirigeabilité avant était engagée, le PF a procédé à des actions sur les commandes à gauche en trois occasions distinctes afin de maintenir l'alignement avec la piste.

- Après le désengagement manuel de la dirigeabilité du train avant (66 kt, 32:17.0), le PF a effectué quatre actions distinctes à gauche sur la gouverne de direction pour conserver l'alignement de son avion avec la piste. Trois de ces actions consistaient à porter la commande de la gouverne de direction à son maximum et la quatrième presque au maximum, tenant compte du fait que la position en butée droite du compensateur en roulis (-12°) limitait la position maximale du compensateur en lacet à gauche à 18°.

- L'analyse du vol précédent (vendredi 23 janvier 2015) (même pilote, appareil et configuration) a montré que le pilote utilisait les actions à gauche de la gouverne de direction pour maintenir l'alignement avec la piste pendant le décollage, après le désengagement la dirigeabilité du train avant.

- Compte tenu des corrections de la gouverne de direction utilisées au cours du vol précédent, les actions similaires après le dégagement de l'orientation pendant le vol accidenté ont été considérées comme normales par le PF et l'ont empêché de remarquer le décalage de la compensation de l'avion.

- Une fois la gouverne de direction devenue aérodynamiquement efficace, l'accélération rapide à 100 nœuds a mis le PF dans un régime de vitesse dans lequel il est généralement considéré plus sûr de continuer le décollage (sauf en cas de panne d'une commande de vol ou en cas de défaillance du moteur) plutôt que d'effectuer une interruption de décollage à grande vitesse\*.

- Des actions à gauche sur la commande ont été appliquées pendant la rotation en vue du décollage pour contrer la forte asymétrie de l'aile droite et le calage du compensateur en roulis du léger piqué de l'aile droite.

- Avant la rotation, les actions à gauche sur la gouverne de direction ont été réduites et la gouverne de direction est revenue vers la droite. L'effort appliqué à la commande vers l'arrière était normal pour le décollage.

- Pendant la totalité du vol, le train d'atterrissage était en position sorti, le moteur fonctionnait à P/C MAX et l'ARI n'était pas disponible (la poignée du train d'atterrissage étant sortie et la vitesse de la roue du train principal étant supérieure à 60 nœuds de vitesse sol).

- Immédiatement après la rotation, l'avion a subi un dérapage rapide résultant du réglage du compensateur de lacet en butée droite. Le dérapage à droite du nez a produit aérodynamiquement un moment de roulis vers le bas de l'aile droite.

- Le vent latéral droit à 7,8 nœuds pendant le décollage a été un facteur favorisant le dérapage, sans être critique.

- Du fait que cette rotation accidentelle de la molette de lacet est peu commune, notamment avec cette gravité, et qu'il n'existe pas de procédures d'urgence associée ni d'incidents antérieurs enregistrés de ce type au sein de la HAF, l'entraînement au vol et les structures de sécurité du vol de la HAF n'ont pas traité cette question au niveau adéquat.

- Le PF a réagi instinctivement en appliquant des actions maximales vers l'arrière et à gauche sur les commandes.

- Les commandes de gauchissement en position arrière et gauche maximale, avec la forte asymétrie de l'aile droite à 8 530 ft-lb et l'incidence accrue, ont réduit la stabilité directionnelle et probablement augmenté la condition de dérapage à droite du nez (sans la protection de l'ARI). Environ 2 secondes après la rotation, l'incidence de l'avertisseur de décrochage du DFLCS a été enregistrée par le SDR (alarme sonore basse vitesse, l'AOA > 15 degrés avec la poignée de train vers le bas).

- Les commandes du manche du PF et les actions consécutives sur les gouvernes ont été insuffisantes pour contrer le roulis à droite causé par le dérapage contraire et l'incidence élevée. L'effort du PF pour reprendre le contrôle de l'avion (actions sur les commandes en position arrière et gauche maximale) s'est poursuivi jusqu'à l'éjection.

- L'action la plus efficace pour contrer le dérapage était l'application de la gouverne de direction à gauche. Le relâchement de la pression sur la commande arrière et la diminution de l'incidence de l'appareil auraient facilité une reprise en main de l'avion. Cependant, le comportement du PF a été celui qu'on pouvait attendre de la part d'un pilote moyen, tenant compte des circonstances : – faible altitude, masse totale en charge élevée de l'avion et fort moment de roulis à droite, combinés à une fenêtre temporelle très limitée.

- A 6,38 secondes après la rotation, le voyant d'alerte Verrière Ouverte s'est activé, indiquant l'ouverture de la verrière pendant la séquence d'éjection. A ce moment, des efforts vers l'arrière et à gauche étaient toujours appliqués au manche de commande.

- L'éjection a débuté en dehors du domaine sûr d'éjection du siège. L'avion a heurté le sol environ 7,8 secondes après la rotation près de l'abri B-4, au sud du parking E2 du TLP. L'accident a entraîné une blessure mortelle des deux pilotes et la destruction totale de l'avion.

- Après l'impact, les pièces de l'avion et l'incendie consécutif (boule de feu) ont continué tout au long de la trajectoire au sol du F-16 et ont entraîné la destruction ou l'endommagement de huit autres appareils stationnés sur le parking E2 et dans le hangar du TLP, des blessures mortelles de neuf membres du personnel de l'Armée de l'air française et de nombreuses autres blessures. Des dommages significatifs ont été causés au matériel au sol et à l'infrastructure de l'aéroport à proximité du parking E2.

- Le F-16 était équipé d'un missile exercice AIM-9 en Station 1, un pylône d'armement en Station 3, un pylône carburant avec un réservoir largable de 370 gallons en Stations 4 et 6, un pylône carburant avec un réservoir largable de 300 gallons en Station 5 (centrale), un pylône d'armement avec un missile exercice CATM-88B en Station 7 et un pod ACMI en Station 9. Tous les réservoirs de carburant extérieurs étaient remplis de carburant JP-8.

- La masse et le centre de gravité de l'appareil se situaient dans les limites prescrites.

- Aucun travail reporté n'a été enregistré. La dernière sortie en vol de l'avion (23 janvier 2015) s'est déroulée sans dysfonctionnement signalé. L'historique des pièces retirées et remplacées n'a montré aucune donnée inhabituelle.

- Toutes les personnes ayant effectué la maintenance de cet avion pour cette mission et la maintenance non programmée des 15 derniers jours précédents étaient correctement formées et qualifiées pour réaliser le travail.

- Aucune anomalie n'a été notée pendant les inspections de « pré-vol », « de tractage » et « de bout de piste » le 26 janvier 2015.

- Les dossiers de maintenance indiquent que l'appareil était équipé et entretenu conformément aux réglementations et procédures approuvées de la HAF.

- L'enregistreur de données de siège (SDR) ainsi que les unités SAU et SCMU de l'enregistreur d'accident de paramètres de vol au crash (CSFDR) ont été retrouvés sur le site du crash et envoyés à LM Aero pour extraction et analyse. Ces téléchargements ont fourni les données du vol accidenté et de plusieurs vols antérieurs.

- Tous les systèmes de l'appareil étaient en état de fonctionnement après le démarrage du moteur et il n'y avait aucune preuve d'un défaut ou d'une défaillance de l'appareil qui aurait pu contribuer à l'accident. Le moteur répondait fidèlement aux commandes du PF. L'appareil était structurellement intact avant l'impact.

- Le Panneau de compensateurs manuels est situé sur la banquette gauche du cockpit avant, hors du champ de vision du pilote. Pendant que l'avion est en vol, il n'est pas nécessaire de contrôler visuellement le panneau. Lorsqu'il est au sol, de nombreuses vérifications sont effectuées au cours des procédures au sol normales exigées par le -1. Le -1 répertorie une note et un avertissement contre le décalage de la compensation.

- Des mesures de sécurité utilisées sur le Panneau de compensateurs manuels permettent de protéger la molette du compensateur en lacet contre tout déplacement accidentel (joints toriques et dispositifs de sécurité). En outre, plusieurs notes et avertissements dans le -1 se réfèrent au calage adéquat du compensateur en lacet. Cependant, un rapport d'incident antérieur et des tests

physiques conduits par le SIB ont montré qu'une rotation accidentelle de la molette du compensateur en lacet était possible.

- D'autres types d'appareils comprennent des systèmes/méthodes permettant d'empêcher le décollage avec des réglages incorrects de la compensation. En outre, ils peuvent être dotés d'un interrupteur dédié (Interrupteur de compensation au décollage) qui définit les surfaces de compensation en tangage, roulis et lacet sur la position de décollage.

## 3.2 Causes

Les **principales** causes de l'accident ont été les suivantes :

-La compensation de l'avion était incorrecte pour le décollage. Avant le roulage, le compensateur en lacet a été accidentellement réglé sur le braquage maximal à droite (12°), affectant considérablement l'aérodynamique de l'appareil au décollage.

-Le PF a effectué les actions de la checklist « Avant décollage » alors qu'il était dans la zone de stationnement (parking E2) environ 20 minutes avant le décollage.

Facteurs **ayant contribué** à l'accident :

-La conception du Panneau de compensateurs manuels n'empêche pas tous les mouvements accidentels et l'avion ne prévoit pas de méthode/système pour alerter le pilote si la compensation de l'appareil est incorrecte avant le décollage.

-La coexistence de plusieurs facteurs critiques a porté l'accident à un niveau fatal. Les facteurs susmentionnés sont : forte masse totale en charge, configuration asymétrique, modèle biplace, réservoirs de carburant externes (principalement axiaux) et vent latéral.

-Du fait que cette rotation accidentelle de la molette du compensateur en lacet est peu commune, notamment avec cette gravité, l'entraînement au vol et les structures de sécurité du vol de la HAF n'ont pas traité cette question au niveau adéquat. Cela est renforcé par le fait qu'il n'existe pas de procédures d'urgence associées et aucun incident antérieur de ce type enregistré par la HAF.

-Des objets mobiles dans le cockpit, tels que des checklists incorrectement rangées, ont pu entraîner un mouvement accidentel de la molette du compensateur en lacet.

-L'« Inspection en bout de piste » a été réalisée sur le parking E2 au lieu d'un emplacement proche du bout de piste. Ce changement de la procédure a créé une faille qui a conduit le PF à s'écarter des procédures normalisées.



---

## 4 RECOMMANDATIONS DE SÉCURITÉ

---

-La HAF doit présenter une demande de projet technique (EPR) au titre du marché Falcon 2020 pour que LM Aero réalise une étude commerciale sur la meilleure façon de contrôler la compensation en lacet au décollage.

-LM Aero doit identifier la meilleure façon de traiter la question de neutralisation ou d'interdiction d'actions de compensation en lacet pendant le décollage, et/ou fournir un avis consultatif au pilote lorsque certaines conditions de compensation en lacet existent.

-La HAF doit développer les procédures pilote afin que les procédures de checklist « avant décollage » soient les dernières actions réalisées avant le décollage.

-La HAF doit présenter le formulaire AF FORM 847 au groupe de coordination technique (TCG) afin d'ajouter dans la section VI, FACTORS AFFECTING FLYING CHARACTERISTICS du -1 une description des caractéristiques de vol et de l'effet d'une erreur de compensation de l'avion au décollage.

-La HAF doit développer les procédures pilote et technicien afin que l'« inspection en bout de piste » soit effectuée à des emplacements désignés aussi près que possible du seuil de piste.

-La HAF doit développer les procédures pilote concernant le rangement d'objets dans le cockpit conformément aux SOP.

---

## 5 ANNEXES

---

- « **A** » Membres de la commission d'enquête de sécurité
- « **B** » Site de l'accident et dommages
- « **C** » Rapport de LM Aero concernant le F-16D 93-1084
- « **D** » Panneau compensateurs manuels

## ABRÉVIATIONS

<b>PC</b>	Post-combustion	<b>IP</b>	Pilote instructeur
<b>ACMI</b>	Équipement de simulation de combat aérien	<b>ISA</b>	Servomoteur intégré
<b>AFH</b>	Heures de vol aéronef	<b>ITA</b>	Italie
<b>AFB</b>	Base aérienne	<b>LG</b>	Train d'atterrissage
<b>AFSP</b>	Publication alliée de sécurité des vols	<b>LM</b>	Lockheed Martin Aeronautics Company
<b>AIM</b>	Missile d'interception aérienne	<b>LRU</b>	Équipement remplaçable en escale
<b>AOA</b>	Incidence	<b>MA</b>	Aéronef accidenté
<b>ARI</b>	Couplage ailerons-gouverne de direction	<b>MFL</b>	Listing des défauts de maintenance
<b>ATD</b>	Dispositif de formation des équipages	<b>MLG</b>	Train d'atterrissage principal
<b>CATM</b>	Missile captif d'entraînement	<b>OTAN</b>	Organisation du traité de l'Atlantique nord
<b>CSFDR</b>	Enregistreur de données de vol résistant à l'écrasement	<b>ORM</b>	Gestion des risques opérationnels
<b>CSMU</b>	Boîtier de mémoire résistant à l'écrasement	<b>PDG</b>	Générateur d'affichage programmable
<b>DEU</b>	Allemagne	<b>PIC</b>	Pilote aux commandes
<b>DTC</b>	Cartouche de transfert de données	<b>RWY</b>	Piste
<b>EFH</b>	Heures de vol moteur	<b>SACEUR</b>	Commandant suprême des forces alliées en Europe
<b>NEDEX</b>	Neutralisation des explosifs et munitions	<b>SACT</b>	Commandant suprême allié Transformation
<b>EPR</b>	Demande de projet technique	<b>SAU</b>	Boîtier d'acquisition de signaux
<b>EPU</b>	Alimentation électrique de secours	<b>SDR</b>	Enregistreur de données de siège
<b>ESP</b>	Espagne	<b>SEM/EDX</b>	Microscope électronique à balayage/analyse aux rayons X dispersive en énergie
<b>FCC</b>	Calculateur de commande de tir	<b>SOP</b>	Procédures d'opération standardisées
<b>FLCC</b>	Calculateur de commandes de vol	<b>STANAG</b>	Accord de standardisation
<b>FLCS</b>	Système de commandes de vol	<b>TAC</b>	Cycles cumulés totaux
<b>FRA</b>	France	<b>TACAN</b>	Système de navigation aérienne tactique
<b>FWD</b>	Vers l'avant	<b>TCG</b>	Groupe de coordination technique
<b>GRC</b>	Grèce	<b>TCTO</b>	Mémentos techniques avec délai impératif d'application
<b>GW</b>	Masse brute	<b>TLP</b>	Programme de leadership tactique
<b>HAF</b>	Force aérienne grecque	<b>TO</b>	Mémento technique
<b>HARM</b>	<u>Missile anti-radar à grande vitesse</u>	<b>TWR</b>	Tour
<b>HMCS</b>	Viseur tête haute	<b>UTC</b>	Temps universel coordonné
<b>IGS</b>	Logiciel sol intégré	<b>VMC/VFR</b>	Conditions météorologiques de vol à vue/Règles de vol à vue
<b>ILS</b>	Système d'atterrissage radiogoniométrique	<b>WOW</b>	Rotation
<b>INS</b>	Système de navigation inertielle		