BEA
Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile
www.bea.aero

RAPPORT D'ENQUETE DE SECURITE

Incident survenu à l'AIRBUS A350-900 immatriculé **F-HTYO** exploité par Air France le 28 mai 2023 en croisière depuis l'aéroport d'Osaka (Japon)

Source : Air France

RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
Liberté
Égalité
Fraternité

décembre 2025 BEA2023-0186

BEA

LES ENQUETES DE SECURITE

Le BEA est l'autorité française d'enquêtes de sécurité de l'aviation civile. Ses enquêtes ont pour unique objectif l'amélioration de la sécurité aérienne et ne visent nullement la détermination des fautes ou responsabilités.

Les enquêtes du BEA sont indépendantes, distinctes et sans préjudice de toute action judiciaire ou administrative visant à déterminer des fautes ou des responsabilités.

BEA

TABLE DES MATIERES

Les enquêtes de sécurité ..... - 2 -
Table des matières ..... - 3 -
Glossaire ..... - 4 -
Synopsis ..... - 8 -
Organisation de l'enquête ..... - 9 -
1 Renseignements de base ..... - 10 -
1.1 Déroulement du vol ..... - 10 -
1.2 Personnes à bord ..... - 15 -
1.3 Dommages à l'aéronef ..... - 15 -
1.4 Autres dommages ..... - 15 -
1.5 Renseignements sur l'équipage de conduite ..... - 15 -
1.6 Renseignements sur l'aéronef ..... - 17 -
1.7 Renseignements météorologiques ..... - 32 -
1.8 Aides à la navigation ..... - 32 -
1.9 Télécommunications ..... - 32 -
1.10 Renseignements sur l'aérodrome ..... - 32 -
1.11 Enregistreurs de bord ..... - 32 -
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact ..... - 33 -
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques ..... - 33 -
1.14 Incendie ..... - 33 -
1.15 Questions relatives à la survie des occupants ..... - 33 -
1.16 Essais et recherches ..... - 33 -
1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion ..... - 51 -
1.18 Renseignements supplémentaires ..... - 51 -
1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces ..... - 58 -
2 Analyse ..... - 59 -
2.1 Introduction ..... - 59 -
2.2 Absence de détection des endommagements sur un radôme en maintenance ..... - 60 -
2.3 Gestion de la procédure UNRELIABLE AIR SPEED ..... - 61 -
2.4 Comportement de l'équipage ..... - 63 -
3 Conclusions ..... - 64 -
3.1 Faits établis par l'enquête ..... - 64 -
3.2 Facteurs contributifs ..... - 64 -
4 Mesures de sécurIté prises depuis l'occurrence ..... - 65 -
4.1 Mesures mises en place relatives à la maintenance ..... - 65 -
4.2 Mises à jour de la documentation opérationnelle (FCOM et FCTM) d'Airbus ..... - 67 -
4.3 Air France – Mesures prises après l'événement ..... - 69 -
5 Annexes ..... - 70 -
Annexe I : Procédures FCOM Airbus A350 ..... - 70 -
Annexe II : Procédures FCTM Airbus A350 ..... - 70 -

GLOSSAIRE

Abréviations	Version Anglaise	Version Française
A/THR	Auto Thrust	Autopoussée
ACARS	Aircraft Communication Addressing and Reporting System	Système embarqué de communications d'adressage et de compte rendu
ADIRS	Air Data Inertial Reference System	
ADIRU	Air Data Inertial Reference Unit	Centrale aérodynamique et inertielle
ADN		Acide désoxyribonucléique
ADR	Air Data Reference	
AESA (EASA)	European Union Aviation Safety Agency	Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne
AESS	Aircraft Environment Surveillance System	Système de surveillance de l'environnement de l'aéronef
AESU	Aircraft Environment Surveillance Unit	Unité de surveillance de l'environnement de l'aéronef
AFI	Aircraft Fault Isolation	
AMC	Acceptable Means of Compliance	Moyens acceptables de mise en conformité
AMM	Aircraft Maintenance Manual	Manuel de maintenance
AOA	Angle Of Attack	Angle d'attaque
AP	Autopilot	Pilote automatique
APRS (CRS)	Certificate of Release to Service	Approbation Pour Remise en Service
ATC	Air Traffic Control	Contrôle de la circulation aérienne
ATIS	Automatic Terminal Information Service	Service automatique d'information de région terminale
ATPL	Airlines Transport Pilot Licence	Licence de Pilote de ligne
BKUP	BacKUP	
BSCS	Braking and Steering Control System	
CACRC	Commercial Aircraft Composite Repair Committee	
CAP		Nez du radôme
CAS	Computed Air Speed	Vitesse conventionnelle
Cb		Cumulonimbus
CCO	Operational Control Center	Centre de contrôle des opérations
CCP		Chef de cabine principal
CDB (CAPT)	Captain	Commandant de bord

Abréviations	Version Anglaise	Version Française
CDS	Control and Display System	
CMS	Central Maintenance System	
CRM	Crew Ressource Management	Gestion des ressources de l'équipage
CTR	Cockpit Transition Course	Formation aux différences
CVR	Cockpit Voice Recorder	Enregistreur phonique
DU	Display Unit	Unité d'affichage
ECAM	Electronic Centralized Aircraft Monitoring	
EFB	Electronic Flight Bag	Sacoche de vol électronique
EFIS	Electronic Flight Instruments System	Système d'instruments de vol électroniques
F/CTL law	Flight control law	Loi de commande de vol
FAA	Federal Aviation Administration	Autorité des États-Unis en charge de l'Aviation civile
FADEC	Full Authority Digital Engine Control	
FCOM	Flight Crew Operating Manual	Manuel d'exploitation des équipages
FCTM	Flight Crew Techniques Manual	Manuel de formation des équipages
FD	Flight Director	Directeur de vol
FDR	Flight Data Recorder	Enregistreur de paramètres
FL	Flight Level	Niveau de vol
FMA	Flight Mode Annunciator	
FOD	Foreign Object Damage	
FORDEC	Facts, Options, Risks and benefits, Decision, Execution, Control	Faits, options, risques et bénéfices, Décision, exécution, contrôle
FSTD	Flight Simulation Training Device	Simulateur de vol
Ft	Feet	Pieds
FWC	Flight Warning Computer	
GM		
HUD	Head Up Display	Affichage tête haute
IAS	Indicated Air Speed	Vitesse indiquée
IATA	International Air Transport Association	Association internationale du transport aérien
inHG		Pouce de mercure
IR	Inertial Reference	
ISIS	Integrated Standby Instrument System	Système intégré d'instruments de secours

Abréviations	Version Anglaise	Version Française
JTSB	Japan Transport Safety Board	Autorité d'enquête de sécurité du Japon
kt	Knots	Nœuds
LMP	Line Maintenance Procedure	
MCC	Maintenance Control Centre	Centre de maintenance
MECA		Zone mécanique du radôme
MFP	Multi Function Probes	
MMR	Multi-Mode Receiver	Récepteur multimode
MNHN		Muséum National d'Histoire Naturelle
MPD	Maintenance Planning Document	
MSN	Manufacturer Serial Number	Numéro de série du fabricant
NAIADS	New Air and Inertia Automatic Data Switching	Système de sélection automatique de données air et inertielles
NIDA		Nid d'abeille
OACI (ICAO)	International Civil Aviation Organization	Organisation de l'Aviation Civile Internationale
OAT	Outside Air Temperature	
OEB		
OIS OPS	Onboard Information System - Operations	
OPL (F/O)	First Officer	Officier pilote de ligne
PF	Pilot Flying	Pilote aux commandes
PFD	Primary Flight Display	
PFR	Post Flight Report	
PM	Pilot Monitoring	
PNC		Personnel navigant commercial
PR	Pilot report	Compte rendu d'équipage
PRIM	PRIMary Flight Control and Guidance Computer	Calculateurs primaires de commande de vol
QAR	Quick Access Recorder	Enregistreur de maintenance
QCM		Questionnaire à choix multiples
QNH		Calage altimétrique requis pour lire une altitude
QT (TR)	Type Rating	Qualification de type
RE		Zone radioélectrique du radôme

Abréviations	Version Anglaise	Version Française
RTU	Radar Transceiver Unit	Unité émetteur-récepteur radar
SFD	Standby Flight Display	
SND	Standby Navigation Display	
SPD	SPeeD	Vitesse
TRI	Type Rating Instructor	Instructeur de qualification de type
TSM	Trouble Shooting Manual	
UAS	UnreliAble Speed	
UE		Union européenne
UTC	Universal Time Coordinated	Temps universel coordonné
UV		Ultraviolets

SYNOPSIS

Heure	Vers 3 h 17[1]
Exploitant	Air France
Nature du vol	Transport commercial de passagers
Personne à bord	Commandant de bord, 3 copilotes[2], 10 membres d'équipage de cabine, 309 passagers
Conséquences et dommages	Radôme et antenne radar météorologique endommagés, sondes anémométriques perturbées

Défaillance du radar météorologique en montée, demi-tour, endommagement du radôme, perturbations des sondes anémométriques et atterrissage en surcharge.

Le 28 mai 2023, l'équipage de l'Airbus A350 immatriculé F-HTYO, exploité par Air France, effectuait le vol AF291 entre l'aéroport international du Kansai (Osaka-Japon) et Paris-Charles de Gaulle.

Pendant la montée, la survenue de pannes du radar météorologique (WXR fault) a mené l'équipage à effectuer un demi-tour en vol. Lors de la descente, passant le FL 300, le radôme s'est effondré sur lui-même.

Les perturbations de l'écoulement aérodynamique induites par l'endommagement important du radôme ont altéré les mesures de pression des sondes situées à l'avant de l'avion et entraîné des divergences dans les indications de vitesses. Ces divergences ont évolué tout au long du vol en fonction de l'incidence de l'avion, en particulier lors de l'approche au moment de la sortie des becs et volets. Ainsi, après la sortie de la CONF 1, les pilotes ont constaté des fluctuations des indications de vitesse sur le PFD pendant plusieurs dizaines de secondes et ont décidé de déconnecter le pilote automatique (AP) et l'autopoussée (A/THR).
L'équipage a atterri avec l'avion en surcharge sans incident.

L'enquête a conduit Airbus à mettre à jour les tâches de maintenance liées à l'inspection du radôme et le traitement des pannes du radar météorologique, ainsi que les documentations opérationnelles de l'Airbus A350 (FCOM et FCTM).

Air France a mis en place des mesures afin de sensibiliser :

- les pilotes au fonctionnement du système de sélection automatique de données air et inertielles (NAIADS) ;
- les techniciens de maintenance aux risques d'endommagement de la structure en composite des radômes et la nécessité d'appliquer strictement les procédures de maintenance.

1 Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC).
2 Au sein d'Air France, un copilote est désigné par Officier pilote de ligne (OPL).

ORGANISATION DE L'ENQUETE

Le 28 mai 2023, Air France a informé le BEA de la survenue de cet événement. Le BEA a alors demandé à l'autorité japonaise responsable des enquêtes de sécurité (JTSB) si celle-ci ouvrait une enquête de sécurité. L'événement ne constituant pas un incident grave ou un accident au sens de l'Annexe 13 de l'OACI, le JTSB a décidé de ne pas ouvrir d'enquête.

Après la réception d'informations supplémentaires fournies par Air France et Airbus, le BEA a décidé d'ouvrir une enquête de sécurité.

1 RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

Note : Les informations suivantes sont principalement issues des enregistreurs de vol CVR et FDR, des témoignages, des enregistrements des radiocommunications ainsi que des données radar.

Le 28 mai 2023, l'Airbus A350 immatriculé F-HTYO effectue le vol AF291 depuis l'aéroport international du Kansai (Osaka-Japon) à destination de Paris-Charles de Gaulle. Quatorze membres d'équipage et trois cent neuf passagers sont à bord. L'équipage de conduite est composé d'un Commandant de bord (CDB) et de trois copilotes[3].

L'équipage de conduite indique que les pilotes du vol précédent (vol de Paris-Charles de Gaulle à Osaka réalisé la veille) l'ont informé avant le départ de la survenue de défaillances du radar météorologique. Il précise qu'à la prise en compte de l'avion à Osaka, la maintenance a signalé avoir testé les deux systèmes du radar, que ceux-ci étaient opérationnels et l'avion a été remis en service.

À 2 h 14, l'équipage décolle de la piste 06R. Le CDB est PF et l'OPL A est PM. Les deux autres OPL sont présents dans le poste de pilotage.

À 2 h 22, l'avion passe 11 600 ft en montée vers le FL 290 et une défaillance survient sur le système 2 du radar (voir **Figure 2**, point 1). L'alerte MASTER CAUTION[4] est émise, associée au message **SURV WXR 2 FAULT**[5] affiché à l'ECAM. Dans les minutes qui suivent, l'équipage sélectionne alternativement les systèmes 1 et 2 du radar. Il constate que chaque système n'a pas un fonctionnement nominal (fonctionnement par intermittence). L'équipage change le mode de fonctionnement du radar (OFF/Manuel/Auto) sans que cela corrige la situation. L'alerte MASTER CAUTION est émise à de nombreuses reprises, associée à des messages de pannes **SURV WXR 1 FAULT** ou **SURV WXR 2 FAULT** affichés à l'ECAM.

L'équipage considère que les deux systèmes sont inopérants. Il anticipe l'application de la procédure **SURV WXR 1+2 FAULT** qui appelle la procédure **SURV TOTAL LOSS OF WXR** lorsque la panne WXR 1+2 est confirmée. Il contacte par ACARS les opérations d'Air France à 2 h 30. Il les informe des défaillances du radar et demande les prévisions météorologiques sur toute la route restante à parcourir jusqu'à Paris. L'équipage est autorisé à monter au FL 350 par le contrôleur.

À 2 h 51, l'avion est au FL 350 et le message **SURV WXR 1+2 FAULT** est affiché à l'ECAM (voir **Figure 1** et **Figure 2**, point 2). L'application de cette procédure amène l'équipage à réaliser la procédure **SURV TOTAL LOSS OF WXR** et à réaliser un FORDEC. Informé par les opérations d'Air France de la présence de cumulonimbus sur la route et ayant plus de six heures de vol à effectuer pour atteindre Paris, l'équipage décide de faire demi-tour vers Osaka (voir **Figure 2**, point 3). Le CDB devient PM afin de se consacrer aux échanges radio avec les contrôleurs et les opérations d'Air France. L'OPL B remplace l'OPL A[6] et devient PF jusqu'à l'atterrissage.

---

3 Les services de vol dépassant des limitations de temps de vol fixés par la règlementation sont effectués par des équipages renforcés ou doublés. Les trois copilotes seront désignés OPL A, B et C dans la suite du rapport.
4 Le voyant d'alerte s'allume en orange. Un appui sur le bouton associé permet de l'éteindre.
5 Une description détaillée du radar météorologique et de pannes associées est disponible dans le § 1.6.4.2.
6 L'OPL B devait effectuer un atterrissage dans les trois jours afin de respecter le quota d'atterrissages requis par la règlementation.

Figure 1 : photo de l'ECAM prise par l'équipage à 3 h 05

À 3 h 17, l'avion est à 320 kt (CAS) en train de capturer le FL 300 (mode ALT* engagé). L'équipage entend un bruit sourd puis un très fort bruit aérodynamique (point 4). Le PF annonce qu'il désactive l'A/THR car il constate que les régimes moteurs fluctuent.

L'équipage considère d'abord qu'il fait face à une dépressurisation de la cabine, mais comprend que ce n'est pas le cas puisque l'altitude de la cabine demeure constante. Puis, constatant que le PFD 1 affiche une altitude avion inférieure de 300 ft à celle du PFD 2, il évoque la possibilité que l'avion ait perdu une partie de son radôme ou une sonde. Les régimes moteurs redeviennent stables et le PF réactive l'A/THR (trente secondes après sa désactivation).

À 3 h 18, l'équipage effectue une comparaison des vitesses et constate que les indications sur les PFD 1 et 2 sont les mêmes, mais qu'une source de vitesse a été rejetée. Il annonce le message INFO MULTIPLE AIR DATA REJECTED BY PRIMs associé à l'alerte ECAM NAV AIR DATA REDUNDANCY LOST.

L'équipage contacte le contrôleur pour confirmer le retour à Osaka et demande l'autorisation de descendre. Le contrôleur l'autorise à descendre vers le FL 280. L'équipage se déclare en PAN PAN, informe le contrôleur de la survenue d'un problème de vitesse et demande à descendre en dessous du FL 280. Il est autorisé à descendre au FL 200. À 3 h 21, les commandes de vol passent en loi ALTERNATE puis repassent en loi NORMALE à 3 h 25 pour repasser en loi ALTERNATE une trentaine de secondes plus tard.

Entre 3 h 21 et 3 h 25, l'équipage sort les aérofreins. En contact avec le contrôleur, il prépare la route du retour, écoute l'ATIS et contacte les PNC afin qu'ils préparent la cabine.
Pendant les dix minutes suivantes, l'équipage passe en revue les messages ECAM. Les principaux messages sont les suivants :

- ALTN LAW: PROT LOST
- MULTIPLE AIR DATA REJECTED BY PRIMs
- ISIS SPD UNRELIABLE

Les systèmes inopérants affichés sont les suivants :

- F/CTL PROT
- RNP AR
- AUTO BRK
- ROW/ROP
- GA SOFT
- AUTOLAND

L'équipage considère qu'il a perdu une partie du nez de l'avion. Il se demande si le technicien a bien verrouillé le radôme après ses actions de maintenance. En surcharge pour l'atterrissage (plus de 258,2 t à ce moment-là pour une masse maximale à l'atterrissage de 207 t), il décide de descendre dès que possible afin de consommer un maximum de carburant et réduire la vitesse (250 kt - GREEN DOT[7] + 5 kt).

À partir de 3 h 40, l'avion est stable au FL 150 et la CAS est de 240 kt. L'équipage constate que les vitesses sont instables (la vitesse affichée sur le PFD 1 oscille autour de la GREEN DOT). Il appelle et applique la procédure **NAV UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION,** puis se déclare en MAYDAY (point 5). L'équipage laisse l'A/THR, l'AP et les FD activés en application de la procédure.

À 3 h 50, l'équipage passe en revue tous les messages ECAM et remarque que la loi des commandes de vol de l'avion est repassée en loi NORMALE.

À partir de 4 h, l'avion est en palier au FL 150 et la vitesse est de 240 kt. Le bruit aérodynamique et les vibrations augmentent. Le PF ressent un niveau de vibration plus important dans les palonniers. L'équipage, qui suspecte une aggravation des endommagements, envisage un déroutement vers Tokyo. Après avoir effectué un nouveau FORDEC, il décide de poursuivre vers Osaka. Le PF annonce que l'avion paraît avoir un comportement dynamique un peu instable. Cette instabilité ressentie et la crainte d'une atmosphère plus turbulente pendant la descente incitent l'équipage à anticiper la configuration de l'avion (sortie des becs, volets et train d'atterrissage) pour évaluer le comportement de l'avion et ne pas être surpris en finale.

À 4 h 17, l'avion est stable à 12 000 ft QNH avec une vitesse de 230 kt. L'équipage effectue le briefing arrivée. L'équipage évoque notamment les menaces liées à la fois à la situation de surcharge (253 t à ce moment-là) et de vitesses erronées (UAS). Il applique la procédure **MISC OVERWEIGHT LDG**. Il informe le contrôleur de sa volonté d'effectuer une longue branche de vent arrière piste 24 à 30 NM au sud de l'aéroport.

7 La vitesse « GREEN DOT » (vitesse affichée sur les PFD sous la forme d'un cercle vert) s'applique à un avion en configuration lisse. Elle représente la vitesse du meilleur rapport portance/traînée, où l'efficacité aérodynamique est maximale.

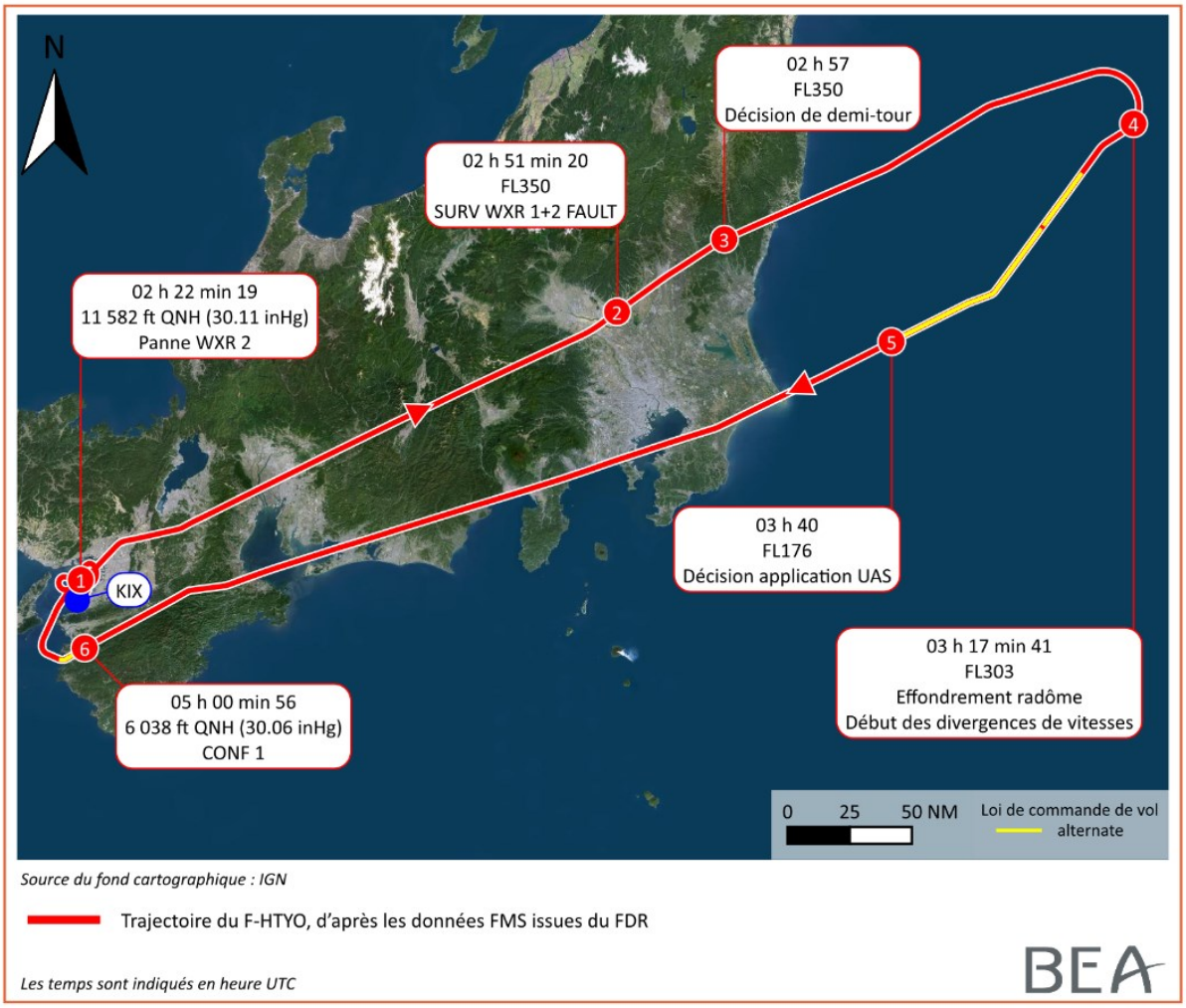


Figure 2 : trajectoire complète

À 5 h 01, l'avion est stable à 6 000 ft à 224 kt. L'équipage sélectionne la CONF 1 (voir **Figure 2** et **Figure 3**, point 6), les becs de bord d'attaque se déploient. Il annonce que la situation n'a pas changé et sélectionne une vitesse de 200 kt.

À 5 h 02, la loi de commande de vol de l'avion passe en loi ALTERNATE pendant 1 min 45 puis revient en loi normale.

Lorsque la vitesse de l'avion atteint 203 kt, les volets sortent et l'équipage constate des chutes brutales et des différences importantes entre les vitesses indiquées sur les PFD (voir **Figure 3**, point 7). Surpris par cette situation, il annonce qu'il vient de perdre le radôme, que la brutalité des variations est totalement anormale. L'équipage passe le sélecteur AIR DATA sur « F/O on BKUP SPD », déconnecte l'A/THR, l'AP et les FD, et décide de rester en pilotage manuel jusqu'à l'atterrissage (point 8).

À partir de ce moment-là, le PF pilote l'avion au travers du HUD et l'OPL C contrôle la cohérence des affichages avec le tableau assiette/poussée disponible à la section performance du FCOM. L'équipage remarque que la table « APPROACH ON A SLOPE OF MINUS 3 DEGREES » s'arrête à 210 t, et est contraint d'extrapoler les valeurs pour la masse de 248 t prévue pour l'atterrissage. L'équipage est ensuite autorisé par le contrôleur à descendre vers 5 000 ft et sélectionne la CONF 2 (point 9).

À 5 h 06, l'équipage annonce être revenu dans une situation qui lui semble stable. Le PF indique qu'il pilote l'avion avec le HUD et laisse le PM surveiller les valeurs du régime N1 des moteurs, car l'équipage a conscience que la valeur de N1 doit être au minimum égale à 40 % pour que la BKUP SPD soit fiable.
Toujours en branche de longue vent arrière, l'équipage continue la descente, stabilise l'altitude à 4 000 ft et sélectionne la CONF 3 (point 10). Il poursuit la descente, vire à droite, sort le train d'atterrissage (point 11) à 2 000 ft, capture le *localizer* et le *glide* de l'ILS de la piste 24R, puis sélectionne la CONF FULL (point 12). À 5 h 24, l'équipage atterrit en piste 24R (point 13).

Les observations effectuées sur le radôme montrent qu'il est toujours en place, entier, et fortement endommagé (Voir **Figure 4**).

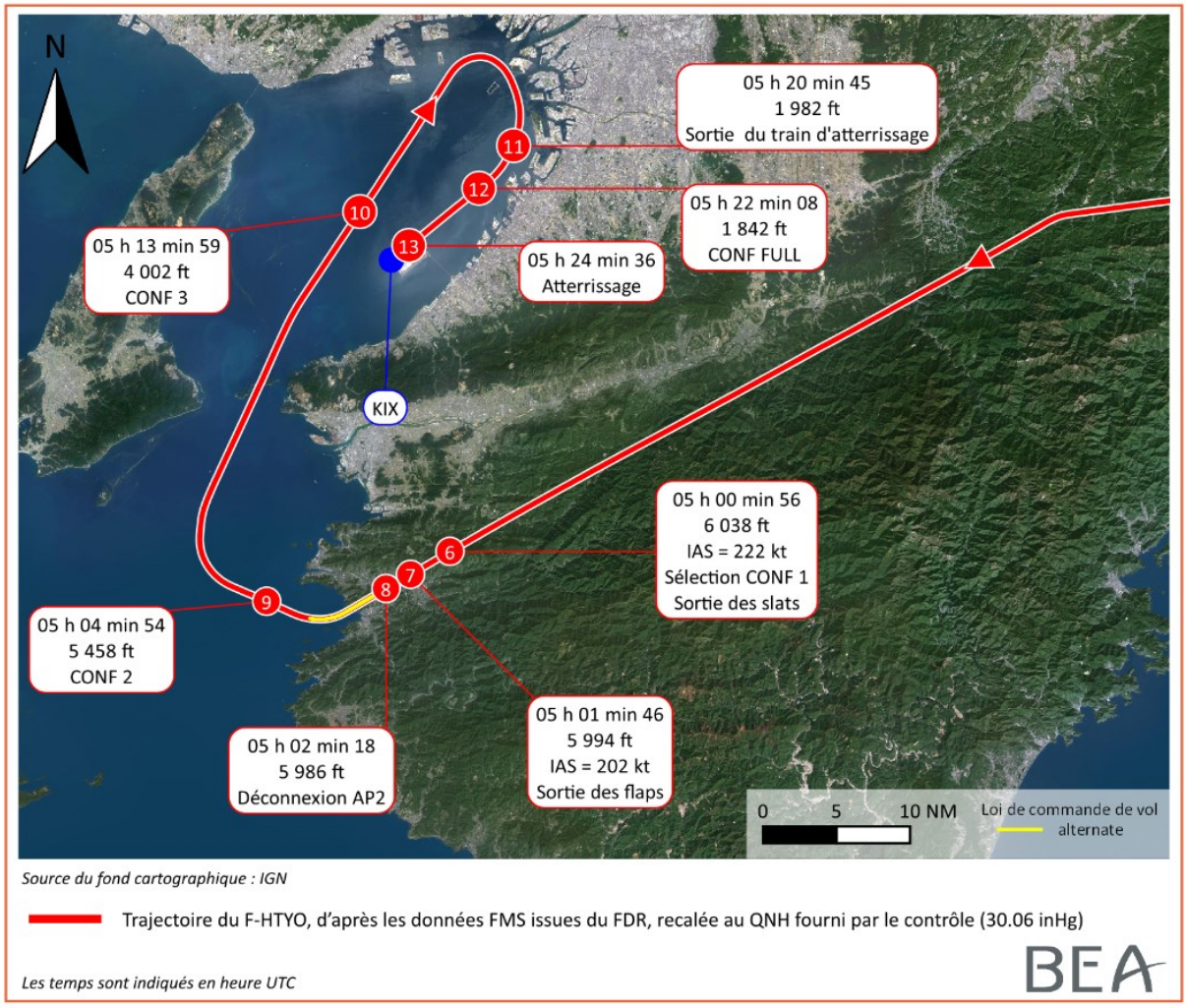


Figure 3: trajectoire - Arrivée

Figure 4 : dégâts sur le radôme (Source : Air France)

1.2 Personnes à bord

	Blessures		
	Mortelles	Graves	Légères/aucune
Membres d'équipage	-	-	14
Passagers	-	-	309

1.3 Dommages à l'aéronef

Le radôme et le radar météorologique sont endommagés (voir § 1.16)

1.4 Autres dommages

Sans objet.

1.5 Renseignements sur l'équipage de conduite

1.5.1 Commandant de bord

Homme, 60 ans, nationalité française.

Licence, Qualification, Stage, Contrôle

Licence ATPL(A) délivrée le 24/02/2005.
Première Qualification de Type A330 le 12/03/2022.
Première Qualification de Type A350 le 12/03/2023.
QT A350 valide jusqu'au 31/03/2024.

Aptitude médicale de classe 1 valide jusqu'au 23/07/2023.

Expérience

Expérience totale : 14 099 heures de vol, dont 5 411 en qualité de Commandant de bord.
Sur A350 : 98 heures de vol toutes en qualité de Commandant de bord.
Dans les trois derniers mois : 50 h.

Expérience professionnelle

Formation militaire, pilote de chasse, a volé notamment sur Mirage 2000, et est entré à Air France le 22/05/2001.
Employé en tant qu'OPL sur A320 de 2001 à 2010 puis sur Boeing 777 de 2010 à 2017.
Employé en tant que Commandant de bord sur A320 de 2017 à 2022, puis sur A330 depuis le 11/05/2022 et sur A350 depuis le 13/03/2023. Le CDB est bi-qualifié A330/A350.

1.5.2 Copilote PF au départ (OPL A)

Homme, 55 ans, nationalité française.

Licence, Qualification, Stage, Contrôle

Licence ATPL(A) délivrée le 04/08/2003.
Première Qualification de Type A330 le 27/03/2015.
Première Qualification de Type A350 le 03/12/2019.
QT A350 valide jusqu'au 30/04/2024.
Aptitude médicale de classe 1 valide jusqu'au 22/02/2024.

Expérience

Expérience totale : 13 519 heures de vol, dont 3 380 en qualité de Commandant de bord.
Sur A350 : 1 226 heures de vol, en tant qu'OPL.
Dans les trois derniers mois : 143 heures.

Expérience professionnelle

Formation militaire, pilote de chasse, a volé notamment sur Mirage 2000 et KC135, et est entré à Air France le 13/02/2008.
Employé en tant qu'OPL A320 de 2008 à 2015, sur A340 de 2016 à 2019, sur A330 depuis 2015 et sur A350 depuis le 04/12/2019. Le copilote était bi-qualifié A330/A350 à la date de l'événement.

1.5.3 Copilote PF au retour (OPL B)

Homme, 55 ans, nationalité française.

Licence, Qualification, Stage, Contrôle

Licence ATPL(A) délivrée le 06/02/2015.
Première Qualification de Type A330 le 01/05/2017.
Première Qualification de Type A350 le 04/08/2020.
QT A350 valide jusqu'au 31/08/2023.
Aptitude médicale de classe 1 valide jusqu'au 28/02/2024.

Expérience

Expérience totale : 10 066 heures de vol, dont 2 599 en qualité de Commandant de bord.
Sur A350 : 1 231 heures de vol, en tant qu'OPL.
Dans les trois derniers mois : 193 h.

Expérience professionnelle

Formation militaire, pilote de chasse, a volé notamment sur mirage 2000 et est entré à Air France le 31/01/2009.
Employé en tant qu'OPL sur A320 de 2009 à 2017, sur A340 de 2017 à 2020, sur A330 à partir de 2018 et sur A350 depuis le 05/08/2020. Le copilote était bi-qualifié A330/A350 à la date de l'événement.

1.5.4 Copilote de renfort (OPL C)

Homme, 54 ans, nationalité belge.

Licence, Qualification, Stage, Contrôle

Licence ATPL(A) délivrée le 17/05/2004.
Première Qualification de Type A350 le 14/02/2020.
QT A350 valide jusqu'au 30/04/2024.
TRI A330/A350 restreint FSTD valide jusqu'au 30/06/2025.
Aptitude médicale de classe 1 valide jusqu'au 15/10/2023.

Expérience

Expérience totale : 14 549 heures de vol, dont 3 450 en qualité de Commandant de bord.
Sur A350 : 1 087 heures de vol, effectuées en tant qu'OPL.
Dans les trois derniers mois : 141 h.

Expérience professionnelle

Formation de pilote de ligne chez Sabena, puis CDB, line traîner chez Ryanair sur Boeing 737, entré à Air France le 04/10/2008.
Employé en tant qu'OPL sur A320 de 2008 à 2017, sur A340 de 2018 à 2020, sur A330 depuis 2017 puis sur A350 depuis le 15/02/2020. Le copilote était bi-qualifié A330/A350 à la date de l'événement.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Cellule

Constructeur	AIRBUS
Type	A350 - 900
Numéro de série (MSN)	546
Immatriculation	F-HTYO
Mise en service	17/03/2022

1.6.2 Carnet de route / de bord / CRM

Voir § 1.16.

1.6.3 Masse et centrage

La masse maximale à l'atterrissage de l'A350 est de 207 t. Lors de la survenue des pannes radar, la masse de l'avion était d'environ 260 t, et lors de l'atterrissage, d'environ 248 t. Le F-HTYO ne dispose pas de l'option de vidange de carburant en vol (*Jettison*).

Dans des circonstances exceptionnelles (retour à l'aéroport de départ ou déroutement), l'atterrissage au-delà de la masse maximale est autorisé, dans la mesure où l'équipage applique la procédure MISC OVERWEIGHT LDG (voir annexe I – Procédures).

1.6.4 Équipements et/ou systèmes

1.6.4.1 Description du radôme

Le radôme (pour « radar dôme ») est un carénage aérodynamique[8] qui contient l'antenne radar météorologique (*WXR antenna*) et les antennes MMR (*Multi-Mode Receiver*, récepteur multimode). Il protège ces antennes des dommages dus au flux d'air, à la pluie, à la grêle, à la foudre, ou aux collisions aviaires. Le radôme a une transparence radioélectrique vis-à-vis des signaux émis et reçus par les différentes antennes.

La structure du radôme de l'Airbus A350 (voir **Figure 5**Figure 5) est réalisée en sandwich composé de matériau composite en fibres de verre et de nid d'abeilles (NIDA). Elle se divise en trois différentes zones, dont les propriétés et les caractéristiques diffèrent : la zone mécanique (MECA), la zone radioélectrique (RE) et le nez (CAP). La périphérie du radôme où sont positionnés huit loquets de verrouillage est une structure monolithique (composite à fibres de verre seul, sans NIDA).

Cinq paratonnerres sont fixés à la peau interne du radôme via des broches et des écrous paratonnerres (*studs*). L'extrémité supérieure du paratonnerre est connectée à une lame paratonnerre qui assure la continuité électrique avec la structure de l'aéronef. Le courant électrique de décharge passe ainsi à travers ces paratonnerres jusqu'au fuselage de l'aéronef.
Deux tubes de drainage permettent à l'eau collectée dans les deux loquets de verrouillage supérieurs de s'écouler.

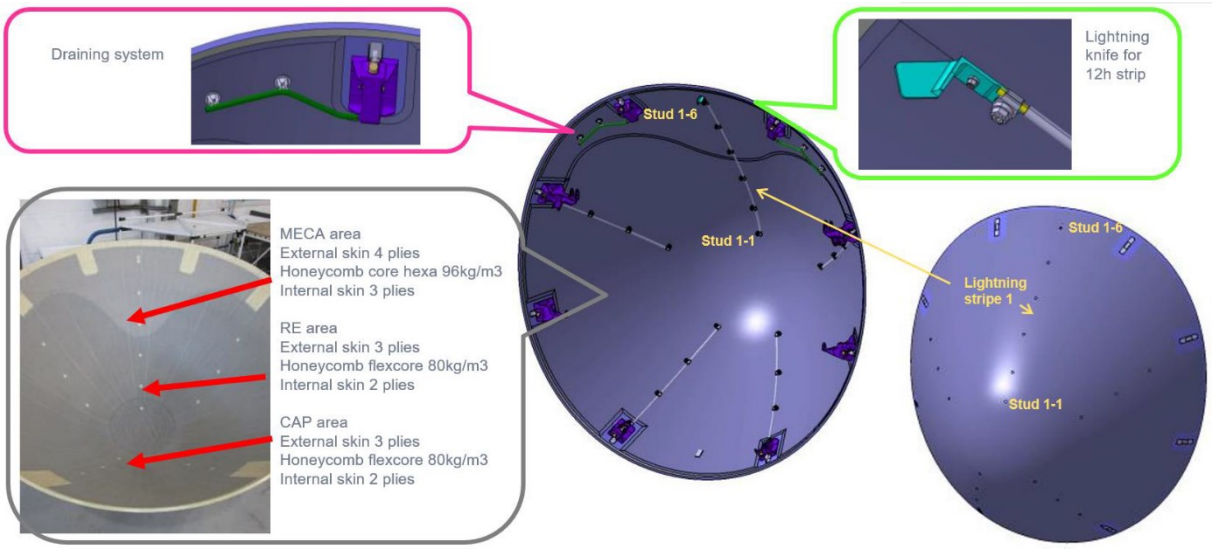


Figure 5 : description du radôme (Source : Airbus)

[8] Les dimensions du radôme sont les suivantes : longueur : 1,795 m, profondeur : 0,93 m, hauteur : 1,960 m.

Différentes couches de protection sont appliquées sur le radôme :

- sur la surface intérieure, un vernis d'étanchéité ;
- sur la surface extérieure :
  - une peinture d'apprêt,
  - une peinture antistatique,
  - une peinture anti-érosion,
  - une peinture de finition de la compagnie aérienne en relation avec la référence de peinture de livrée.

Les épaisseurs sont choisies de manière à être compatibles avec les performances radioélectriques du radôme. Toutes les pièces métalliques sont mises électriquement à la masse de l'avion et assurent la continuité électrique avec le fuselage de l'avion.

1.6.4.2 Description de l'antenne radar météorologique

L'Airbus A350 est équipé d'un système de surveillance de l'environnement de l'aéronef (AESS, *Aircraft Environment Surveillance System*) dont le rôle est d'alerter l'équipage lorsqu'il détecte des conditions dangereuses, en particulier les perturbations atmosphériques (nuages, tempêtes, etc.) et les zones de turbulence.

Pour réaliser ses fonctions, l'AESS intègre les composants suivants :

- deux unités de surveillance de l'environnement de l'aéronef (AESU1 et AESU2, *Aircraft Environment Surveillance Units*) ;
- deux unités émetteur-récepteur radar (RTU1 et RTU2, *Radar Transceiver Units*) ;
- une antenne radar météorologique (WXR, *Weather Radar,* voir ***Figure 6***) ;
- une unité de guidage de l'antenne (*WXR antenna drive-unit*) ;
- un panneau de contrôle AESS ;
- quatre antennes mode S/TCAS.

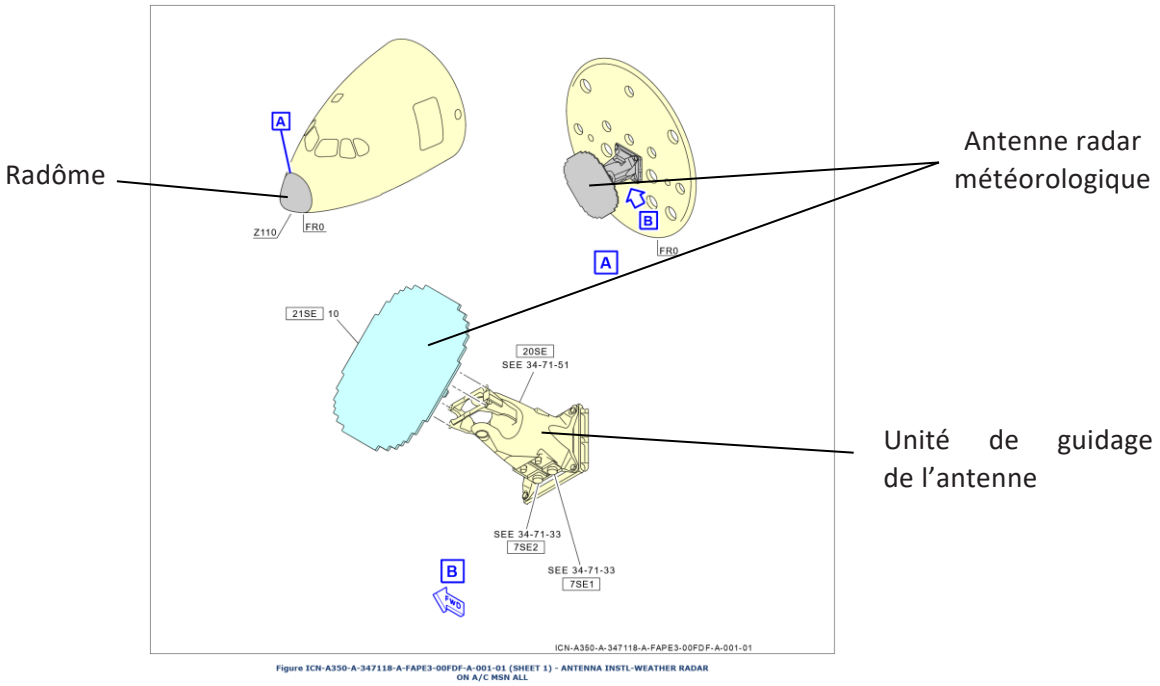


Figure 6 : schéma de l'antenne météorologique
(Source : Airbus Line Maintenance Procedures de l'A350)

L'unité de guidage de l'antenne du radar (voir **Figure 6**) déplace mécaniquement le plateau de l'antenne aux positions d'inclinaison et d'azimut commandées. Les signaux captés par le plateau du radar sont ensuite envoyés aux AESU 1 (resp.2) et RTU 1 (resp.2) qui calculent et envoient les données météorologiques aux DU (*Display Units*) des CDS (*Control and Display Systems*) pour afficher des alertes visuelles à l'équipage.

Dans le poste de pilotage, la fonction WXR avertit l'équipage, avec des alertes sonores et visuelles, lorsqu'elle détecte des perturbations météorologiques dangereuses et des zones de turbulence. L'équipage peut choisir l'AESU qui assure la fonction de surveillance parmi le 1 et le 2, par l'intermédiaire des boutons WXR SYS 1(2) situés sur le panneau de surveillance (*SURV Panel,* **Figure 7**). Ainsi, si le bouton SYS 1 (resp. SYS 2) est actif, c'est le système de surveillance 1 (resp. 2) qui assure la fonction WXR et envoie les données aux DU 1 et DU 2 qui peuvent être configurés différemment.

Figure 7 : boutons WXR SYS 1(2) du SURV Panel

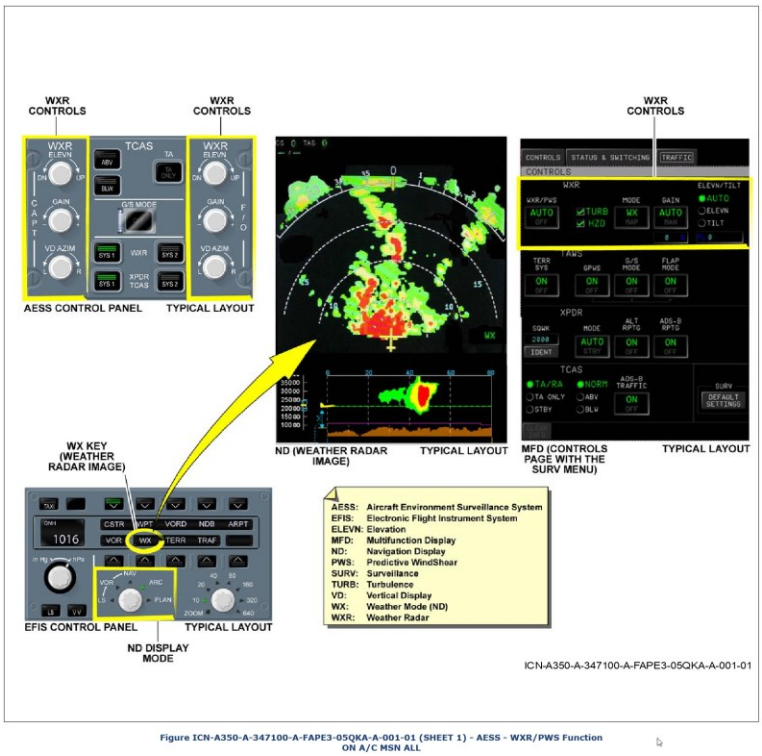


Figure 8 : affichages en poste des données WXR (Source : Airbus Line Maintenance Procedures de l'A350)

Panne SURV WXR 1(2) FAULT, SURV WXR 1+2 FAULT, SURV TOTAL LOSS OF WXR.

Ces messages de pannes sont affichés à l'ECAM et associés à une alerte audio (*Single Chime*) ainsi que l'activation du voyant Master Caution. Dans le cas où seul l'un des deux systèmes (SURV WXR 1(2) FAULT) est en panne, la procédure demande à l'équipage de basculer sur l'autre système.

Dans le cas où les deux systèmes sont en panne (**SURV WXR 1+2 FAULT**), la procédure requiert que l'équipage vérifie si l'une des fonctions (TURB ou PWS) reste opérationnelle et bascule sur le système présentant la fonctionnalité valide identifiée. Si aucune des fonctions n'est disponible, quel que soit le système, la procédure demande alors à l'équipage d'appliquer la procédure **SURV TOTAL LOSS OF WXR** (voir annexe I). En fonction des conditions météorologiques et du temps de vol jusqu'à destination, l'équipage peut être amené à devoir interrompre le vol prévu et atterrir sur un aérodrome adéquat.

1.6.4.3 Système de sélection automatique de données air et inertielles (NAIADS)

L'Airbus A350 est équipé d'un système de sélection automatique de données air et inertielles (NAIADS, *New Air and Inertia Automatic Data Switching*). Les objectifs de ce système sont de :

- fournir automatiquement les meilleures données anémométriques aux PFD et aux lois de commande de vol ;
- fournir la vitesse et l'altitude de secours (BKUP), indépendamment des ADR et de la technologie Pitot ;
- maintenir la disponibilité du pilote automatique et les protections de l'enveloppe de vol en cas d'invalidité de plusieurs données air.

La surveillance consiste à comparer chaque source (parmi les trois ADR, l'ISIS et la BKUP) à une valeur de référence calculée à partir des sources considérées comme valides, et à invalider les sources qui s'en éloignent. Une source rejetée peut être réutilisée si elle est de nouveau considérée comme normale par les calculateurs primaires de commande de vol (PRIM), à la fois pour l'affichage et pour les calculs de loi de commande de vol[9]. Les seuils d'écart de vitesse utilisés pour cette comparaison sont variables selon le contexte.

Les trois sources ADR proviennent du système ADIRS (*Air Data and Inertial Reference System*) (voir **Figure 9**). Ce système, composé de trois ADIRU (*Air Data and Inertial Reference Unit*) identiques et indépendants, alimente en données de vol les différents systèmes de l'avion.
Chaque ADIRU comprend chacun une ADR et une IR (*Air Data Reference* et *Inertial Reference*). Ces deux sources fournissent respectivement les données air et les données inertielles.
Chaque ADR est reliée :

- à une sonde MFP (*Multi Function Probe*) fournissant l'angle d'incidence, la température totale et la vitesse ;
- à deux sondes statiques, de part et d'autre du fuselage, fournissant la pression statique locale ;
- à une sonde OAT (*Outside Air Temperature*), fournissant la température statique.

Une cinquième sonde d'incidence permet d'améliorer la surveillance des autres sondes et en particulier permet une meilleure disponibilité des lois de commandes de vol.

[9] Voir § 1.6.5.2.1.

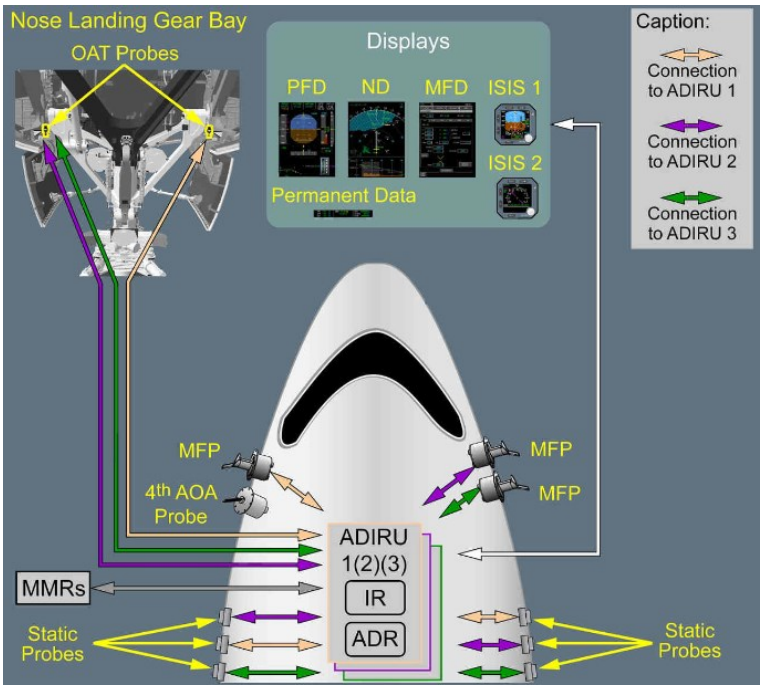


Figure 9 : architecture de l'ADIRS (Source : FCOM, DSC-34-NAV-20-10-20, ADIRS-SYSTEM DESCRIPTION-ARCHITECTURE)

Les instruments dits « *standby* » sont composés de deux ISIS (*Integrated Standby Instrument Systems*), dont l'un est utilisé pour le SFD (*Standby Flight Display*) et l'autre pour le SND (*Standby Navigation Display*).
Les ISIS sont reliés à trois sondes, indépendantes de celles de l'ADIRS : une sonde Pitot « *standby* » et deux sondes statiques « *standby* » (voir **Figure 10**).

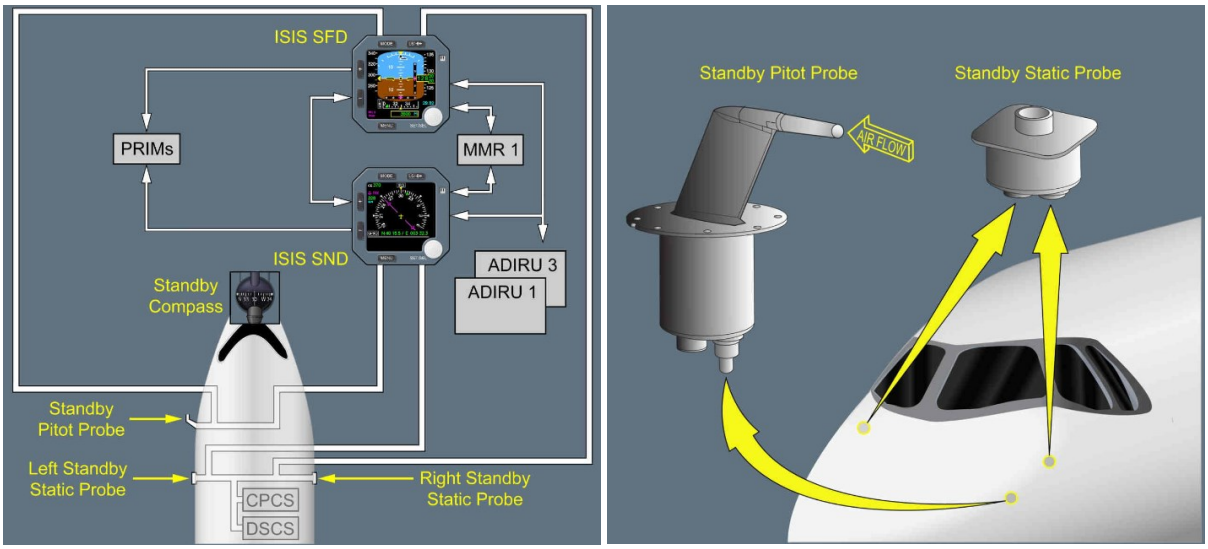


Figure 10 : architecture des instruments « standby » et positionnement des sondes ISIS (Source : FCOM, DSC-34-NAV-30-20, STANDBY INSTRUMENTS-ARCHITECTURE)

Enfin, la source BKUP est élaborée, indépendamment de la technologie Pitot, à partir des données d'incidence et de masse, ou de sondes de pression statique situées dans les moteurs.

La reconfiguration de l'affichage des données provenant de ces cinq sources est réalisée automatiquement (voir **Figure 11**).

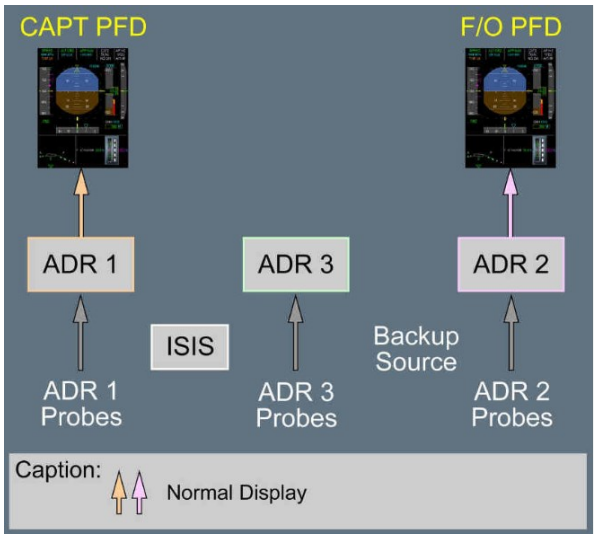


Figure 11 : reconfiguration automatique de l'affichage des données de vitesse et d'altitude (Source : FCOM, DSC-34-NAV-20-10-30, ADIRS-SYSTEM DESCRIPTION-ADR)

Tant qu'au moins trois sources sont disponibles et validées, la loi normale est disponible.
Lorsque deux sources uniquement sont disponibles et valides, la loi de commande de vol passe en ALTERNATE[10]. Les protections sont toujours disponibles, mais peuvent être moins efficaces qu'en loi NORMALE suivant les pannes qui se produisent. Des protections sont néanmoins indiquées comme perdues au PFD (exemple : croix ambre). L'AP et l'A/THR sont disponibles.
Lorsque les trois sources ADR et l'ISIS sont perdus et que seule la BKUP est disponible, la loi de commande de vol passe en loi directe. Les protections, l'AP et l'A/THR sont perdus. La vitesse BKUP est alors automatiquement affichée sur les deux PFD et est calculée par les PRIM à partir de différentes données selon le nombre de Mach :

- données d'incidence et de masse (« BKUP AOA ») à faible nombre de Mach ;
- données de pression statique provenant des moteurs (« BKUP *engine* ») à haut nombre de Mach.

Dans le **Tableau 1**, les cases vertes indiquent une source disponible et validée par la surveillance des PRIM. Les cases rouges indiquent une source non disponible ou rejetée par la surveillance des PRIM.

Seuls quelques exemples de combinaisons sont présentés.

[10] Ce cas n'est pas listé dans les pannes menant à une reconfiguration de loi de commande de vol dans la partie DSC-27-10-40 du FCOM de l'A350.

Sources					Affichage PFD		Loi de commande de vol F/CTL law	AP A/THR Protections
ADR 1	ADR 2	ADR 3	ISIS	BKUP (PRIMs)	CAPT	F/O		
					IAS1	IAS2	NORMAL	Disponibles
					IAS3	IAS2		
					IAS1	IAS3		
					IAS3	IAS3		
					IAS1	IAS1		
					IAS1	IAS1	ALTERNATE	
					ISIS CAS	ISIS CAS		
					BKUP SPD	BKUP SPD	DIRECT	Non disponibles

Tableau 1 : logique de sélection automatique des sources, loi de vol et disponibilité des automatismes (exemples de combinaisons)

Lorsque l'équipage détecte qu'une indication de donnée air n'est plus fiable ou qu'il estime que l'automatisme est défaillant, il peut reconfigurer manuellement l'affichage des données. La procédure NAV UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION est alors activée et la reconfiguration manuelle peut être faite à l'aide du sélecteur AIR DATA (voir**Figure 12**).

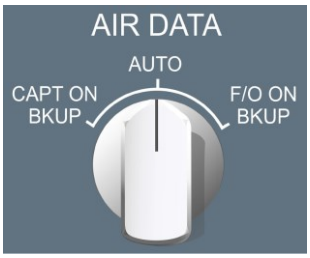


Figure 12 : positions du sélecteur AIR DATA

Lorsque le sélecteur AIR DATA est positionné sur CAPT ON BKUP (resp. F/O ON BKUP) par l'équipage, le système affiche au PFD du CAPT (resp. F/O) la vitesse « BKUP *engine* » tant qu'au moins une ADR est active et quel que soit le nombre de Mach. La fiabilité de la « BKUP *engine* » est assurée par un régime des moteurs N1 supérieur ou égal à 40 %.
Si les trois ADR sont coupées, la logique de calcul de la BKUP SPD décrite ci-dessus (« BKUP AOA » ou « BKUP *engine* » selon le nombre de Mach) sera suivie et la vitesse affichée sera ainsi d'une plus grande fiabilité. Ainsi, en situation d'indication de vitesses douteuses (UAS) et si l'équipage fait le choix de basculer manuellement sur la BKUP SPD, la procédure demande de couper les trois ADR afin d'assurer la fiabilité de la BKUP.
Il est à noter que le sélecteur AIR DATA ne contrôle que les données affichées, et non celles utilisées par les AP et les FD. Il n'a aucun effet sur la loi de commande de vol ou les paramètres utilisés pour le guidage automatique.
Ainsi, si le sélecteur AIR DATA est sur la position CAPT ON BKUP (resp. F/O ON BKUP) et que l'AP 1 (resp. AP 2) est engagé, les données air affichées sur le PFD du CAPT (resp. F/O) ne sont pas forcément les mêmes que celles utilisées par l'AP engagé. Par ailleurs, si les deux FD sont engagés, le FD 1 (resp. FD 2) ne s'affiche pas et le message « -FD2 (resp. 1FD-) » apparaît au FMA.
Cette situation est notifiée à l'équipage par l'alerte **NAV CAPT PFD ON BKUP** (resp. **NAV F/O PFD ON BKUP**), dont la procédure indique de ne pas utiliser l'AP engagé.

1.6.5 Documentation opérationnelle (FCOM et FCTM)

1.6.5.1 Préambule[11]

AIRBUS « GOLDEN RULES »

Les « règles d'or » d'Airbus indiquent que lorsque la situation ne se déroule pas comme prévu, le pilote doit reprendre les commandes en suivant les quatre recommandations suivantes :

Figure 13 : « Golden Rules » (Source : Airbus)

Quand une situation anormale est détectée par l'équipage, sa priorité est de maintenir une trajectoire sûre avant d'effectuer toute action en « READ & DO ».

Lorsque l'équipage effectue une procédure « READ & DO », ECAM, QRH ou OEB[12], il doit :

- lire et appliquer les actions ECAM/QRH/OEB[13] ;
- respecter la répartition des tâches prévues ;
- exercer une surveillance attentive des paramètres et affichages liés à la situation anormale.

En cas de situation anormale ou d'urgence, différents types de procédures sont disponibles :

- certaines situations déclenchent l'application d'une procédure OEB ;
- les procédures détectées par l'ECAM - *ECAM Sensed procedures* - sont déclenchées automatiquement lors d'un comportement anormal de systèmes surveillés par le FWC[14] ;
- les procédures non détectées par l'ECAM - *ECAM Not-Sensed procedures* - peuvent être activées manuellement par l'équipage en réponse à un événement anormal détecté par l'équipage ;
- les procédures QRH non détectées sont appliquées par l'équipage en réponse à un événement anormal détecté par l'équipage.

Les procédures ci-dessus sont de type « READ & DO », le PM lit et effectue les actions indiquées dans la procédure ECAM/QRH/OEB adaptée. Néanmoins, dans certains cas, l'équipage n'a pas le temps de se référer aux procédures ECAM/QRH/FCOM pour maintenir une trajectoire sûre.

---

[11] Source: FCTM A350, *Airbus Operational Philosophy/Management of Abnormal Operations*.

[12] *Operations Engineering Bulletins.* Ce sont des procédures temporaires publiées à l'intention des équipages de conduites. Une OEB est applicable jusqu'à ce qu'une solution corrective permanente soit mise en place.

[13] L'équipage peut décider de lire complètement une procédure avant de l'activer. Dans ce cas, il est prévu en toute rigueur que la lecture, l'activation et l'exécution de la procédure soient effectuées en séquence.

[14] *Flight Warning Computer*

Ainsi, l'équipage doit connaître et strictement effectuer des actions de mémoire ou « MEMORY ITEMS ». Dans le cas d'une situation anormale ou d'urgence, l'équipage doit appliquer les procédures dans l'ordre suivant :

- MEMORY ITEMS ;
- OEB ;
- Sensed ECAM ;
- Not-Sensed ECAM ;
- QRH.

Les procédures appliquées par l'équipage sont disponibles en Annexe I : Procédures FCOM Airbus A350:

- panne des deux radars (*total loss of WXR*) ;
- *unreliable air speed indication* MEMO ITEM *;*
- *unreliable air speed indication Not-sensed procedure ;*
- *handling of the aircraft in the case of severe damage ;*
- *overweight landing.*

1.6.5.2 Informations sur le système de sélection automatique de données air et inertielles (NAIADS)

1.6.5.2.1 FCOM AIRBUS (utilisé par Air France)

Trois niveaux d'information L1, L2 et L3 sont disponibles dans le FCOM. Lorsque le pilote sélectionne le niveau L1, seules les informations les plus importantes sont visibles. Lorsqu'il sélectionne les niveaux L2 ou L3, des informations plus détaillées sont visibles avec éventuellement des liens hypertextes vers d'autres parties du FCOM.

Les informations relatives aux systèmes des données air et inertielles sont situées dans la partie *Aircraft systems/ 34 Navigation/ ADIRS/ system description/ ADR*.

Dans cette partie, la section *ADR AIR DATA SOURCE AND DISPLAY RECONFIGURATION* fournit des informations basiques telles que « For airspeed and altitude, the CDS can also use a backup source of air data based on AOA probes and engine parameters ».
Par exemple, il est indiqué :

- « for more information about the backup airspeed and altitude indications, refer to Backup speed and Backup Altitude indications » ;
- « for more information about the ADIRS monitoring that enables the automatic reconfiguration, refer to ADIRS Monitoring » ;
- « for more information about the Backup manual reconfiguration, refer to Backup Speed and Backup Altitude Indications ».

De même, la partie du FCOM *Aircraft Systems /34 NAVIGATION : ADIRS/ABNORMAL OPERATIONS*, fournit des informations sur l'utilisation des indications Backup. Dans la section *BACKUP SPEED AND BACK UP ALTITUDE INDICATIONS*, les références en bleu n'apparaissent qu'en niveau L2 et L3.

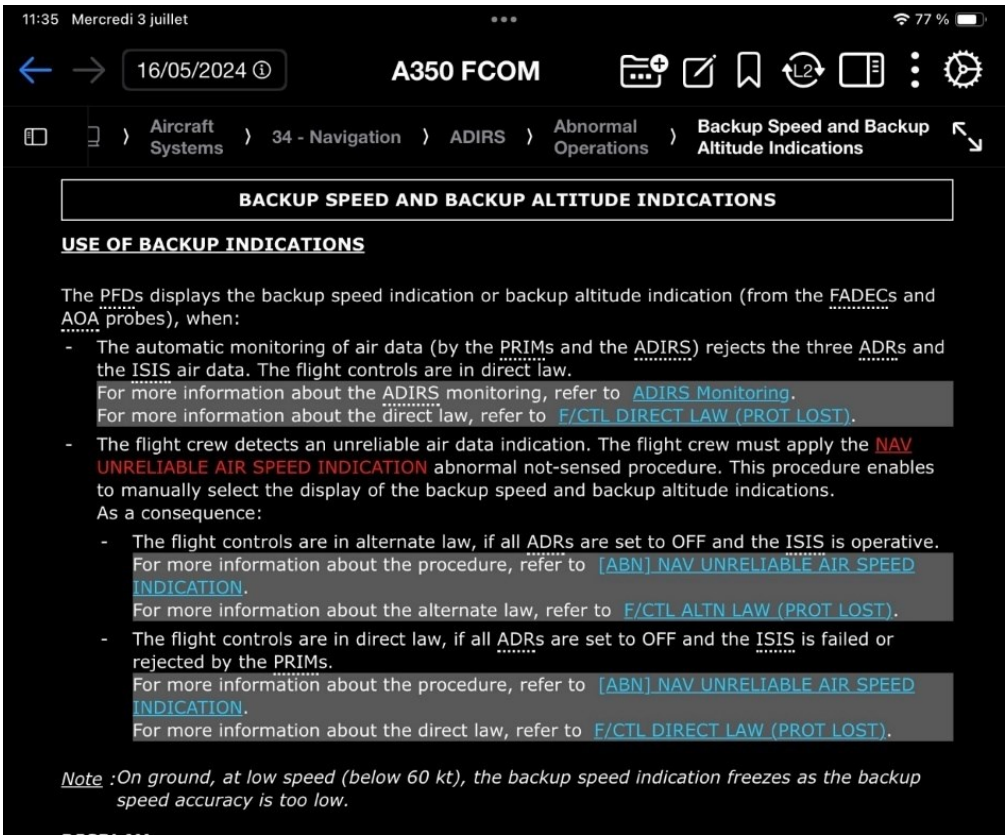


Figure 14 : extraits du FCOM AIRBUS A350

La section *ADIRS MONITORING* présente l'ensemble des messages ECAM pouvant être générés en cas d'anomalie détectée par les ADIRU, les PRIM et les FADEC.

L1 - The PRIM s

L2 If the PRIM s reject one or more sources of air data or inertial reference data, the ECAM triggers:

- One or more of the following alerts:
  - AUTO FLT A/THR OFF (*Refer to procedure*)
  - AUTO FLT AP OFF (*Refer to procedure*)
  - F/CTL DIRECT LAW (PROT LOST) (*Refer to procedure*)
  - NAV AIR DATA REDUNDANCY LOST (*Refer to procedure*)
  - NAV AOA DISAGREE (*Refer to procedure*)
  - NAV ISIS ALT(ATT)(SPD) UNRELIABLE (*Refer to procedure*)
  - NAV ISIS ALT(SPD) RECOVERED (*Refer to procedure*)
  - SURV REACTIVE W/S DET FAULT (*Refer to procedure*).

L3
- One or more of the following dispatch messages:
  - NAV ADR 1(2)(3) REJECTED BY PRIMs (*Refer to MEL/ME-DM-NAV NAV ADR 1(2)(3) REJECTED BY PRIMs*)
  - NAV AOA 4 PROBE (*Refer to MEL/ME-DM-NAV NAV AOA 4 PROBE*)
  - NAV IR 1(2)(3) REJECTED BY PRIMs (*Refer to MEL/ME-DM-NAV NAV IR 1(2)(3) REJECTED BY PRIMs*)
  - NAV ISIS INERT DATA REJECTED BY PRIMs (*Refer to MEL/ME-DM-NAV NAV ISIS INERT DATA REJECTED BY PRIMs*)
  - NAV ISIS AIR DATA REJECTED BY PRIMs (*Refer to MEL/ME-DM-NAV NAV ISIS AIR DATA REJECTED BY PRIMs*)

L1 The CDS receives:
- Air data and inertial data from four sources: the ADIRS and the ISIS
- The backup air data from the backup sources: the FADEC s or the AOA Probes
- Confirmation that this data is accurate from the PRIM s.

When a source is rejected or inoperative, the CDS automatically reconfigures the PFD display. It reconfigures as below:
- In the case of failure that affects up to three air data and inertial data sources, the PFD display uses the remaining sources
- In the case of failure of all air data sources, the PFD display uses the backup air data source.

L2 For more information about the backup speed and altitude indications, *Refer to DSC-34-NAV-20-30 Backup Speed and Backup Altitude Indications*.

Il est également précisé :

L1 The PRIM s send information about the rejection to the CDS for display reconfiguration.

L3 The PRIM s monitor the air and inertial data: when one source diverges from the median value, above a certain threshold, the PRIMs automatically reject this source, and the PRIM s continue to operate with the remaining sources. Based on this monitoring, the CDS automatically reconfigures the data sources. It ensures the display of consistent values on both PFD s.

The PRIM s continue to monitor the rejected air data source. If the PRIM s confirm that a rejected air data source is back to normal (compared to two other valid sources), the automatic reconfiguration of the PFD display may allow to reuse this air data source.

L1 The PRIM s use the ADIRU s for the flight control laws.

L2 For the flight control laws, the PRIM s cannot reuse a rejected air or inertial data source even if this source is back to normal. In case of rejection of all ADR s or IR s, the PRIM s reconfigure the flight control law to alternate law. For more information, *Refer to DSC-27-10-40 Alternate Law*.

Figure 15 : extraits FCOM A350 DSC-34-NAV-20-10-50, ADIRS- SYSTEM DESCRIPTION-ADIRS MONITORING (Source : Airbus)

Cette section indique qu'une source rejetée peut de nouveau être affichée sur les PFD lorsqu'elle est de nouveau considérée comme valide.

En ce qui concerne les lois de commande de vol, cette section indique qu'une source rejetée, mais redevenue valide n'est plus utilisée par les lois de commande de vol. À la différence de l'Airbus A330, sur l'Airbus A350, une source rejetée peut être réutilisée par les lois de commandes de vol lorsqu'elle est de nouveau considérée comme valide. Par exemple, si trois sources de données air ou inertielles parmi les cinq sont rejetées, la loi de commande de vol passe en ALTERNATE. Si parmi ces trois sources, l'une d'elles redevient valide et que trois sources sont valides, la loi de commande de vol repasse en loi normale. Cette indication d'irréversibilité des lois de commande de vol dans le FCOM était erronée.

La partie DSC-27-10-40 *Aircraft Systems-Flight controls system- Reconfiguration control laws* du FCOM de l'A350 mentionne le passage en loi ALTERNATE si les ADR 1, 2 et 3 sont rejetés. Ce tableau ne liste que les pannes ou pertes franches de calculateurs ou d'équipements. Ainsi, le cas rencontré dans l'événement du F-HTYO (passage en ALTERNATE lorsque les deux sources disponibles sont un ADR et l'ISIS ou la BKUP) n'est pas présenté.
Le paragraphe ADIRS MONITORING du FCOM mentionne également l'impact sur le niveau de la loi de commande de vol dans le cas où tous les ADR ou IR sont rejetés, mais ne cite pas non plus le cas rencontré lors de l'événement.

AIRFRANCE A350 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	AIRCRAFT SYSTEMS 27 - FLIGHT CONTROLS FLIGHT CONTROL SYSTEM - RECONFIGURATION CONTROL LAWS

This degradation of the flight control laws is referred to as reconfiguration.

There are two reconfiguration levels:
- Alternate law (*Refer to DSC-27-10-40 Alternate Law*)
- Direct law (*Refer to DSC-27-10-40 Direct Law*).

F/CTL Law	Ops impact	Failure Leading to Reconfiguration
ALTERNATE LAW	Max Speed: Depending on the position of flaps/slats	F/CTL SLAT SYS 1+2 FAULT
		F/CTL FLAP SYS 1+2 FAULT
		F/CTL INR FLAPS FAULT
		F/CTL SLATS LOCKED
		F/CTL FLAPS LOCKED
	Max Speed: 310 kt	F/CTL L(R) INR(OUTR) AILERON FAULT (if two ailerons are failed)
		NAV RA SYS A+B+C FAULT (during the approach phase)(1)
		F/CTL RUDDER FAULT
		F/CTL L(R) ELEVATOR FAULT
		F/CTL PART SPLRS FAULT (if more than three pairs of roll spoilers are failed)
		F/CTL MOST SPLRS FAULT
		F/CTL STABILIZER FAULT
		NAV ADR 1+2+3 FAULT
		HYD G+Y SYS PRESS LO
		ENG ALL ENGINES FAILURE
		ELEC EMER CONFIG

Figure 16 : extrait FCOM 350 DSC-27-10-40
Aircraft Systems-Flight controls system- Reconfiguration control laws (Source : Air France)

Airbus précise qu'il a volontairement décidé de ne lister dans ce tableau que les pannes ou pertes franches de calculateurs ou d'équipements.

L'impact du rejet des sources par les PRIM sur le niveau de la loi de commande de vol est expliqué dans le paragraphe ADIRS MONITORING.

Les explications du FCTM n'apportent pas d'informations supplémentaires sur le système NAIADS par rapport au FCOM.

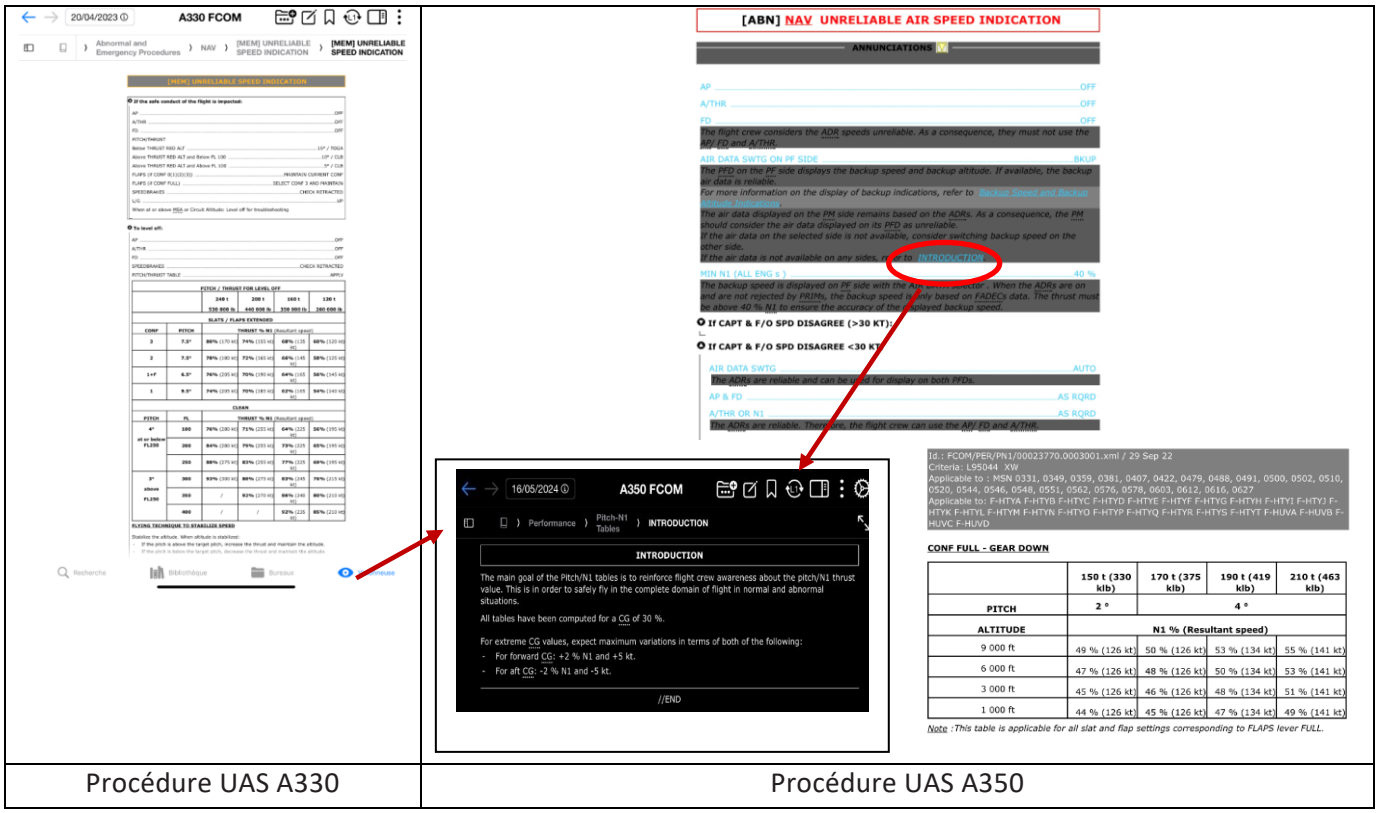
1.6.6 Localisation du tableau assiette-poussée (*Pitch N1 tables*)

En cas de désactivation de tous les automatismes ou des ADR, le pilote doit afficher des valeurs d'assiette et de poussée disponibles dans des tableaux (*Pitch N1 tables*) qui prennent en compte la masse et la configuration de l'avion.

Dans le cas de l'incident, l'équipage a indiqué que lorsqu'il a désactivé les automatismes, il a eu des difficultés à accéder rapidement et facilement à ces tableaux dans la documentation Airbus. Il ajoute qu'il regrette qu'ils ne soient pas disponibles directement dans la procédure **NAV UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION** comme c'était le cas pour l'Airbus A330. Airbus précise qu'il a volontairement été décidé de ne pas rendre directement accessibles les tables dans cette procédure car le design de l'Airbus A350 rend très improbable leur utilisation.

Les tables Pitch-N1 sont accessibles de trois manières :

- dans la procédure **NAV UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION** *not sensed*, en niveau L2 et L3 uniquement. Airbus indique : « If the air data is not available on any sides, refer to INTRODUCTION. » Ce lien hypertexte renvoie à la page d'introduction de la section PERFORMANCE Pitch-N1 tables. Le pilote doit ensuite faire défiler les pages pour accéder au tableau recherché selon la phase de vol ;



Procédure UAS A330	Procédure UAS A350

Figure 17 : extraits FCOM A330 et A350 (Source : Airbus)

- dans la section PERFORMANCE du FCOM ;

- en cliquant directement sur le raccourci « PITCH/THRUST TABLES » sur l'EFB, dans la partie Quick Access de l'OIS OPS Library. Les avions livrés par Airbus disposent de cette configuration et l'opérateur est libre de la modifier.

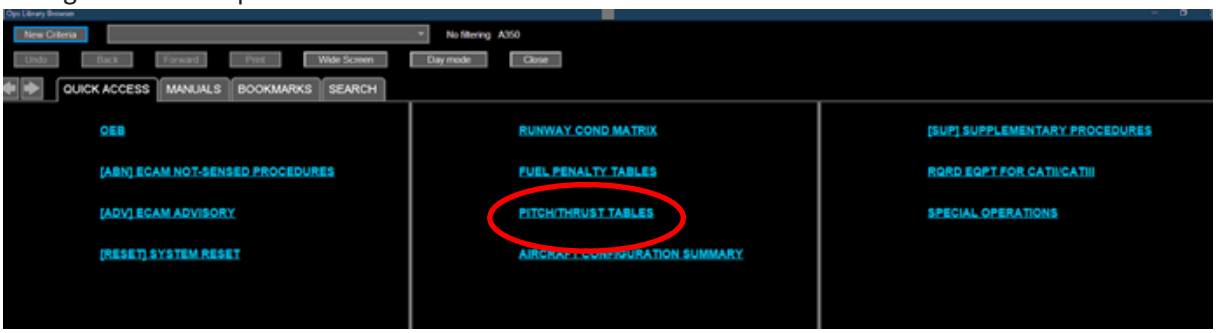


Figure 18 : capture d'écran de l'EFB tel que livré par Airbus aux opérateurs

Au moment de l'incident, Air France a indiqué au BEA que les EFB de leurs A350 avaient été reconfigurés et que le Quick Access ne comportait plus le raccourci vers les tableaux assiette/poussée.

Dans le cas de l'incident, lorsque l'équipage a désactivé tous les automatismes et a appliqué les valeurs d'assiette/poussée, l'aéronef avait une masse de 248 t et était en configuration (CONF FULL-GEAR DOWN). Le tableau assiette-poussée disponible n'indiquait pas de valeurs pour une masse supérieure à 210 t.

AIRFRANCE A350 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PERFORMANCE PITCH-N1 TABLES

Ident.: PER-PN1-003-00023770.0003001 / 29 SEP 22
9 Applicable to: F-HTYA, F-HTYB, F-HTYC, F-HTYD, F-HTYE, F-HTYF, F-HTYG, F-HTYH, F-HTYI, F-HTYJ, F-HTYK, F-HTYL, F-HTYM, F-HTYN, F-HTYO, F-HTYP, F-HTYQ, F-HTYR, F-HTYS, F-HTYT, F-HUVA

CONF FULL - GEAR DOWN

	150 t (330 klb)	170 t (375 klb)	190 t (419 klb)	210 t (463 klb)
PITCH	2 °	4 °		
ALTITUDE	N1 % (Resultant speed)			
9 000 ft	49 % (126 kt)	50 % (126 kt)	53 % (134 kt)	55 % (141 kt)
6 000 ft	47 % (126 kt)	48 % (126 kt)	50 % (134 kt)	53 % (141 kt)
3 000 ft	45 % (126 kt)	46 % (126 kt)	48 % (134 kt)	51 % (141 kt)
1 000 ft	44 % (126 kt)	45 % (126 kt)	47 % (134 kt)	49 % (141 kt)

Note: *This table is applicable for all slat and flap settings corresponding to FLAPS lever FULL.*

Figure 19 : extrait FCOM Air France identique au FCOM AIRBUS

1.6.7 Formation des pilotes

Les quatre pilotes étaient initialement qualifiés sur A330 avant d'être qualifiés sur A350 et ont effectué une formation aux différences entre les deux avions (CTR A350).
La formation théorique de la CTR A350 s'effectue par *e-learning*, notamment l'ATA 34 (navigation) et fait l'objet d'un test par QCM.
La formation pratique se déroule au simulateur et en ligne. Au simulateur, six séances sont prévues.
La séance FFS 04 permet la découverte progressive des reconfigurations en fonction des pannes successives des trois ADR, de l'ISIS 1+2, puis le passage en BKUP SPD. Les pannes sont franches et l'exercice est effectué en mode démonstration. La démonstration n'est effectuée qu'une seule fois.

1.9. Pitot/ static system

AIRFRANCE

OA.PF

PRIOR A330 EXPERIENCE CREDIT

AFR-QT-350-K3O-v8-2311

A350

INSTRUCTOR BOOKLET

FFS04

FCL 3.4.2		PF : FO/B	00:10
		1.9. Pitot/static system	01:20
INSTRUMENTS	AP / FD / A/THR / FPV / HUD		
SIMULATOR	• PFD • Note : The ECAM handling will be study later in the course		
DETAILS OF THE SCENARIO	• Insert successively: - ADR1, explain: no particular indication - ADR3, discover with assistance ADR2 ALT on PFD - ADR2, discover with assistance ISIS SPD and ALT on PFD - Discover with assistance AP/FD are lost and Direct Law in force - ISIS 1+2, discover the BKUP SPD indication, explain the speed information is computed based on FADEC sensors and AOA. • Let the PF experience handling in such a condition (left and right turns), emphasis the need to react with appropriate (minimal) inputs to keep the aircraft in a safe envelope. • Restore all the failures • Explain that in addition the crew has the possibility to activate the ABN not sensed procedure NAV UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION in case of unreliable sped situation not detected by the PRIM. • Explain that in case of flight unsafe, the crew must apply the MEMORY ITEMS of the [MEM] UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION.		

Figure 20 : extrait du programme de formation CTR A350

1.7 Renseignements météorologiques

L'ATIS pris à 4 h 33 par l'équipage indiquait les informations suivantes : piste 24R en service, vent du 250° pour 15 kt, présence de quelques cumulus à 2 000 ft, température de 23 °C et QNH 30.05 inHg.

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Télécommunications

Sans objet.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

L'aéroport Osaka – Kansai International dispose de deux pistes 06L/24R (longueur 4 000 m, largeur 60 m) et 06R/24L (longueur 3 500 m, largeur 60 m).

1.11 Enregistreurs de bord

L'avion était équipé de deux enregistreurs de vol (FDR et CVR) conformément à la règlementation en vigueur. Ces enregistreurs ont été exploités au BEA. L'enregistreur de paramètres FDR (*Flight Data Recorder*) contenait plus de 77 heures de données, incluant le vol de l'événement (dernier vol enregistré) et cinq vols précédents complets. L'historique des vols complets disponibles au FDR est donné ci-dessous.

- Vol N-5 : 24 mai 2023, CDG (9 h 13 UTC) - LIM[15] (20 h 52 UTC), durée 11 h 39.
- Vol N-4 : 24 mai 2023, LIM (23 h 27 UTC) - CDG (11 h 30 UTC, J+1), durée 12 h 03.
- Vol N-3 : 25 mai 2023, CDG (22 h 11 UTC) - SCL[16] (11 h 59 UTC, J+1), durée 13 h 48.
- Vol N-2 : 26 mai 2023, SCL (16 h 19 UTC) - CDG (5 h 01 UTC, J+1), durée 12 h 42.
- Vol N-1 : 27 mai 2023, CDG (11 h 47 UTC) - KIX[17] (23 h 59 UTC), durée 12 h 12.
- Vol EVT : 28 mai 2023, KIX (2 h 15 UTC) - KIX (5 h 24 UTC), durée 3 h 09.

[15] Code IATA de l'aéroport international Jorge-Chávez (Lima, Pérou).
[16] Code IATA de l'aéroport international Arturo-Merino-Benítez (Santiago, Chili).
[17] Code IATA de l'aéroport international du Kansai (Osaka, Japon).

L'enregistreur de conversation CVR (*Cockpit Voice Recorder*), contenait plus de 69 heures de données, incluant le vol de l'événement.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

Les endommagements étaient uniquement localisés sur le radôme. Les examens sont détaillés dans le § 1.16.2.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Sans objet.

1.14 Incendie

Sans objet.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Sans objet.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Examens du radôme du F-HTYO après l'incident

Le radôme du F-HTYO a été examiné au laboratoire d'analyse de défaillance d'Airbus à Toulouse, sous supervision du BEA.

L'examen aux rayons ultraviolets (UV) a permis de détecter des traces organiques (choc aviaire) en haut à gauche du nez du radôme. La zone a été prélevée et envoyée au Musée National d'Histoire Naturelle (MNHN) de Paris pour une analyse ADN de la trace. Cette analyse a révélé qu'il s'agissait probablement d'une collision aviaire avec un faucon, sans qu'il soit possible d'en connaître la date et la localisation géographique.

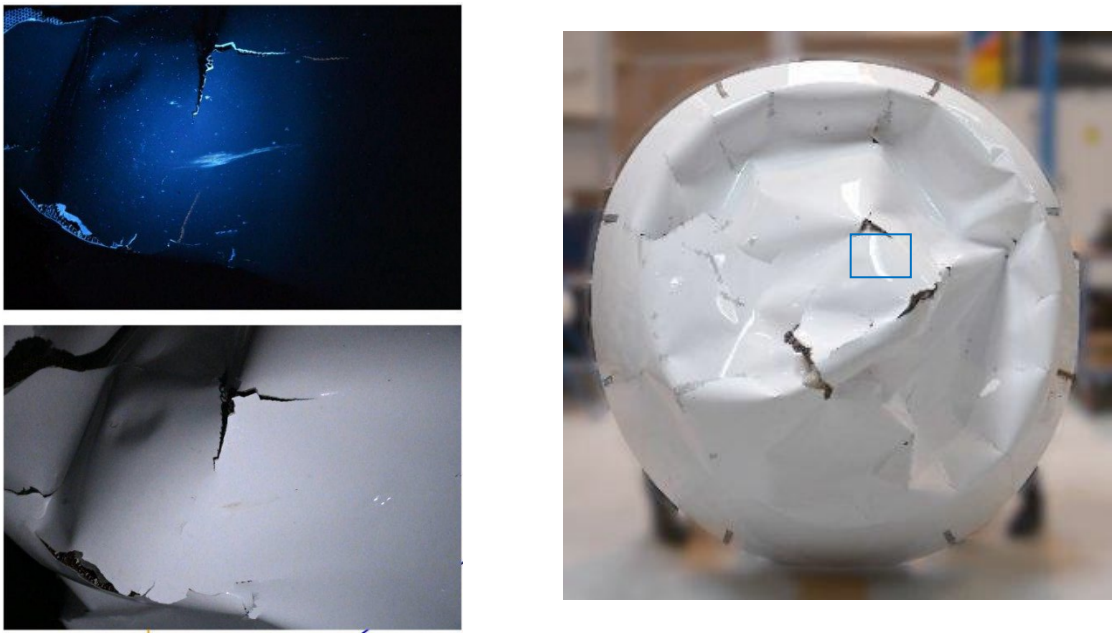


Figure 21: vue de la tâche aux ultraviolets (en haut à gauche) et en lumière visible (en bas à gauche) – localisation sur le radôme (à droite) (Source : BEA)

Le radôme est détruit en flambage. Sa surface externe présente de multiples fissures dont certaines sont ouvertes et traversent la structure sandwich. La peau interne est désolidarisée du nid d'abeille sur environ 80 % de sa surface.

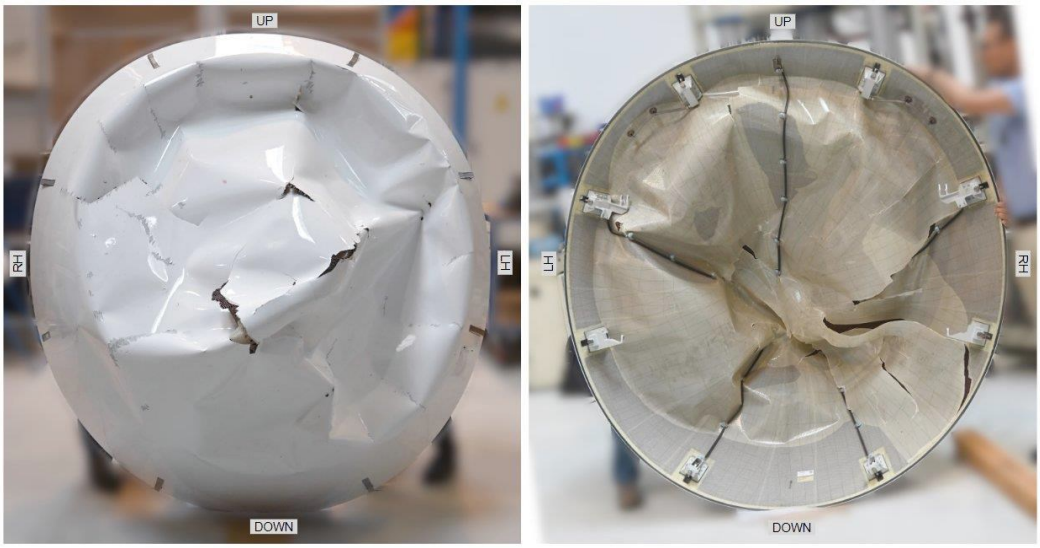


Figure 22 : vues externe (à gauche) et interne (à droite) du radôme du F-HTYO (Source : BEA)

En face externe, en périphérie de la trace organique décrite précédemment, des fissures concentriques étendues ont été observées dans la peinture. Une poudre révélatrice a permis de les mettre nettement en évidence.

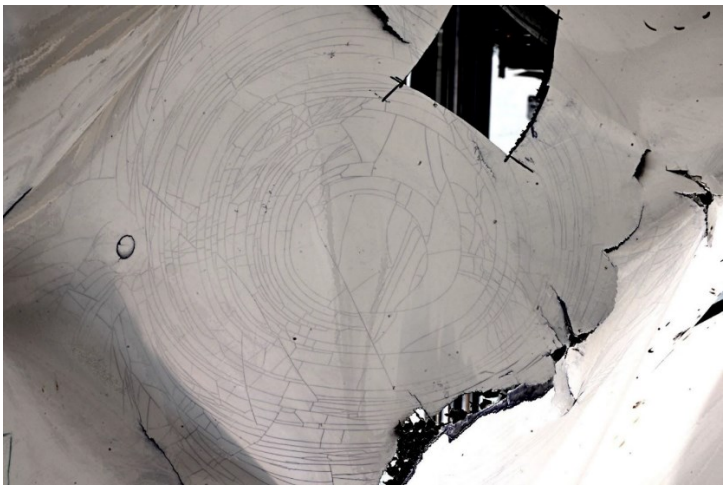


Figure 23 : présence de fissures concentriques dans la peinture (Source : BEA)

En face interne, des dommages localisés témoignent d'un écrasement du nid d'abeille, et coïncident avec le centre des fissures concentriques dans la peinture. Ces éléments sont cohérents avec la survenue d'un impact externe sur cette zone.

Des marques de contact linéique noirâtres sur la peau interne du radôme ont été observées. Leur analyse a confirmé qu'elles résultaient du contact de l'antenne radar, constituée d'aluminium, avec la peau interne du radôme. Néanmoins, il n'a pas été possible d'établir si elles étaient survenues avant ou pendant l'effondrement du radôme.
Des examens fractographiques menés sur la surface décollée de la peau interne ont montré que la majeure partie de la zone périphérique de la peau interne s'est désolidarisée dans le sens du nez du radôme vers le bord arrière.

Une zone centrale étendue de la peau interne présentait des résidus de résine ayant un faible relief. Cette zone coïncide grossièrement avec celle où les fissures concentriques ont été observées dans la peinture, c'est-à-dire la zone d'impact suspectée.

Aucune anomalie particulière de la structure du radôme n'a été mise en évidence par les différents tests effectués au cours de l'enquête :

- les essais d'arrachement réalisés sur des éprouvettes prélevées dans les zones intactes du radôme montrent des caractéristiques de rupture cohésive, conformes aux observations réalisées sur des éprouvettes témoins, témoignant de l'absence de défaut d'adhésion entre les peaux composites et le nid d'abeille ;
- la morphologie du sandwich observée en coupe était conforme aux éprouvettes de qualification du radôme ;
- la qualité de la polymérisation de la résine du sandwich était conforme aux spécifications d'Airbus ;
- la reprise d'humidité mesurée sur le radôme accidenté à réception chez Airbus se situait à un niveau intermédiaire, inférieur au niveau maximum de saturation de 85 % d'humidité relative. Ceci est cohérent avec un radôme qui a été en service puis stocké à l'air libre avant d'être examiné.

L'examen du radôme et des documents du suivi de sa fabrication n'a pas mis en évidence de défaut ou de déviation par rapport aux spécifications d'Airbus

En conclusion, les dommages constatés sur le radôme sont très probablement la conséquence d'un choc avec un faucon. Cet impact a très probablement généré un décollement de la peau interne qui s'est propagé radialement et vers l'arrière du radôme, jusqu'à mener à son effondrement complet. Il n'a pas été possible de déterminer quand ni dans quelle région du monde s'est produit ce choc aviaire.

1.16.2 Examens de l'antenne radar météorologique

L'antenne radar météorologique du F-HTYO a été examinée au laboratoire d'analyse de défaillance d'Airbus à Toulouse, sous supervision du BEA. Elle a été retrouvée pliée sur l'avion, selon une ligne partant du point bas vers un point de l'arête supérieure gauche (antenne vue de l'arrière), orientée à 30° environ par rapport à la verticale.

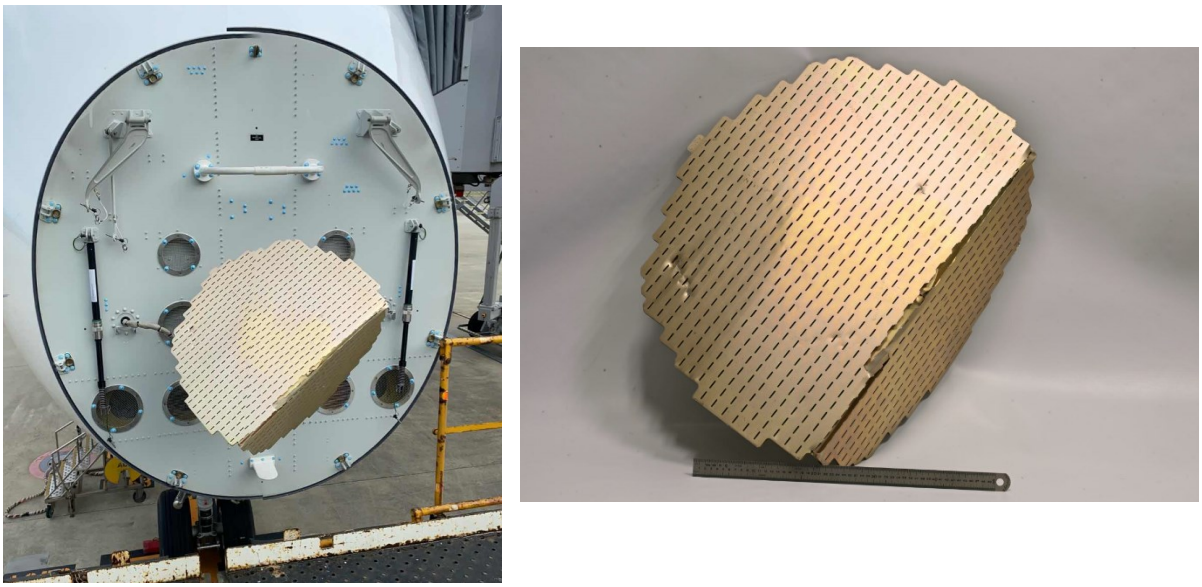


Figure 24 : face avant de l'antenne radar météorologique (Source : Airbus)

Les dommages constatés sont le résultat de contacts entre l'antenne et la face interne du radôme sans que l'on puisse déterminer avec certitude s'ils se sont produits avant ou après l'effondrement du radôme.

1.16.3 Simulation d'un décollement

Au cours de l'enquête, Airbus a réalisé une étude afin de déterminer la taille minimale du décollement de la peau intérieure du radôme nécessaire pour qu'il y ait interaction entre celle-ci et l'antenne radar météorologique.

Les différents dommages observés lors des examens ont été positionnés sur un modèle tridimensionnel numérique. Ils ont été modélisés comme des zones de décollements circulaires, qui ont ensuite été projetées sur la surface extérieure du modèle théorique intact.

Au préalable, Airbus a évalué que la distance entre l'antenne radar et la surface interne du radôme en condition normale atteignait 48 mm au minimum.

Deux conditions ont été évaluées : au sol et en vol. Les charges aérodynamiques correspondantes ont été appliquées au radôme dans ces deux situations. En vol, il a été montré qu'un décollement de 380 mm de diamètre est nécessaire pour qu'il y ait interaction entre la peau interne et l'antenne. Au sol, le décollement nécessaire est de 390 mm.
Dans les deux cas, la taille du décollement est très supérieure à la taille limite d'un dommage acceptable tel que décrit dans l'AMM, qui est de 250 mm de diamètre. D'après Airbus, un tel décollement est détectable visuellement.

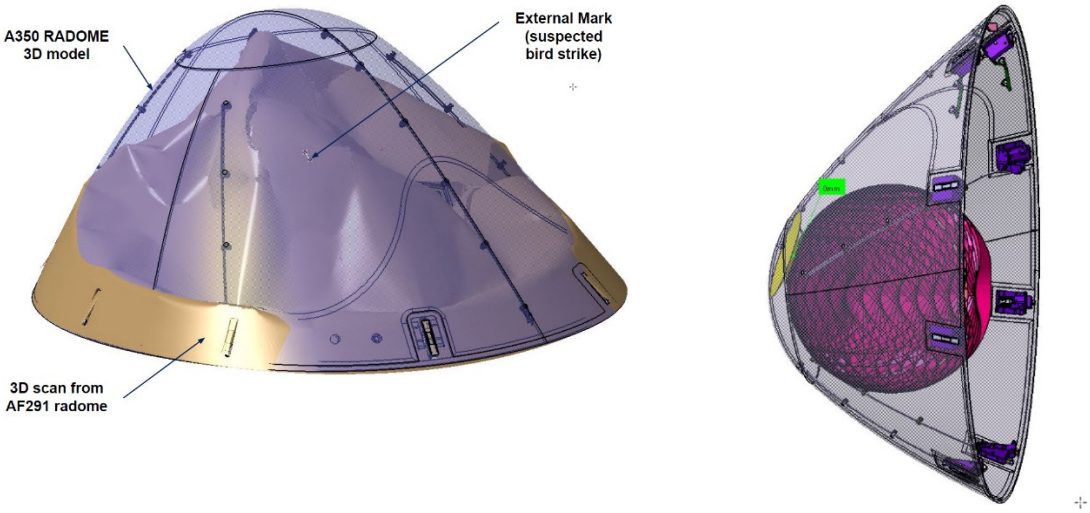


Figure 25 : simulation d'un décollement construit sur les endommagements observés (Source : Airbus)

1.16.4 Inspections de maintenance du radôme

Deux niveaux d'inspection concernent le radôme :

- la maintenance zonale, programmée, définie dans le MPD (*Maintenance Planning Document*)[18] : une inspection externe du radôme doit avoir lieu tous les 36 mois, une inspection interne tous les 72 mois ;
- les inspections non programmées, déclenchées par un événement anormal en service. En ligne, la documentation de maintenance à utiliser est la « *A350 Line Maintenance Procedure* », ou LMP, fournie par Airbus et utilisée par Air France.

Lorsqu'un événement anormal se produit en vol, l'équipage doit le rapporter dans le *Aircraft Technical Log* (ATL) de l'avion. Cette inscription à l'ATL déclenche les opérations d'inspection et de maintenance au sol en escale. D'après le manuel des procédures de maintenance *Line Maintenance Manual* d'Air France, le technicien en escale doit contacter le centre de maintenance (MCC) par téléphone puis par messagerie afin de lui fournir les informations rapportées par les équipages dans l'ATL. Les techniciens du MCC vont fournir une assistance au technicien en escale en lui indiquant quelles sont les procédures de maintenance à suivre. Ces échanges se font au travers d'un logiciel de gestion de la maintenance. Une fois les opérations de maintenance réalisées, celles-ci sont mentionnées dans l'ATL et le logiciel de gestion de la maintenance d'Air France. Cette traçabilité permet d'identifier quelle(s) tâche(s) de maintenance extraite(s) du LMP a/ont été appliquée(s).

L'équipage peut également rédiger un compte rendu (*Pilot Report* - PR). Ce dernier est un canal de remontée d'information indépendant de l'ATL. Un PR peut par exemple être rédigé plusieurs heures après un vol. Si un équipage ne remplit pas d'ATL, l'avion peut repartir en vol sans intervention de la maintenance.

[18] Dénomination de la tâche de maintenance dans le MPD : *A350-A-05-21-10-00001-310A-A - General Visual Inspection of the Radome Nose Cone (Internal Area)*.

1.16.5 Historique des événements rapportés par les équipages du F-HTYO et tâches de maintenance liées à ces événements.

Dans les mois précédant le vol de l'incident, le F-HTYO a rencontré un certain nombre d'événements, principalement des collisions aviaires, ayant pu entraîner des dommages sur le radôme. Ces événements sont ceux qui ont été rapportés dans l'ATL. Entre le 3 juillet 2022 et l'incident, l'avion a subi au moins cinq collisions aviaires connues. Dans le mois précédant l'incident, l'avion a subi une collision aviaire et des pannes du radar.

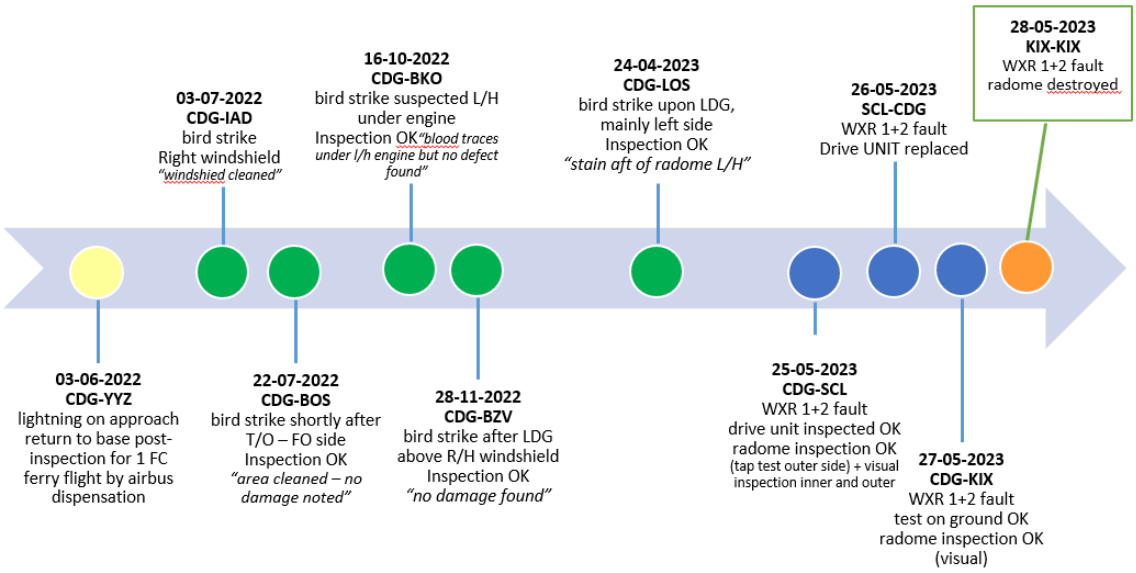


Figure 26 : historique des pannes rapportées dans les mois précédant l'incident.

Collision aviaire du 24 avril 2023

Le 24 avril 2023, lors d'un vol Paris - Lagos, l'avion a subi un choc aviaire sur le côté gauche de l'avion lors de l'atterrissage. L'ATL indique que la tâche « *A350-A-05-51-14-00001-282A-A - Inspection of the Aircraft after a Bird Strike* » du LMP a été réalisée.

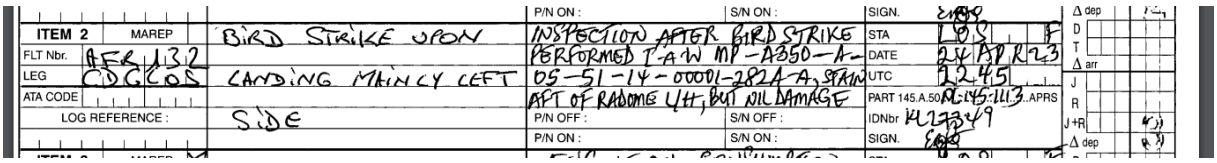


Figure 27 : extrait de l'ATL du F-HTYO du 24/04/2023 à la suite d'une collision aviaire lors du vol Paris - Lagos (Nigeria) (Source : Air France)

Cette tâche de maintenance requiert systématiquement une inspection visuelle externe et interne du radôme (chapitres « C. General » et « F. Inspection ») : *« It is mandatory to open and examine the radome. In some special conditions, the radome can have delamination without organic residue or signs of impact ».*

Un choc aviaire, quelle que soit sa localisation sur l'avion, entraîne obligatoirement une inspection externe et interne du radôme. Cette inspection nécessite l'usage d'une plate-forme ajustable de 6 m de hauteur. L'inspection du radôme est décrite comme suit :

H. Inspection of the Radome

ITEM	INSP CODE	INSPECTION TASKS	PHASE1	PHASE2	INSP SIGN	REF.FIG.
A		Inspection of the radome:				
		- Externally examine the radome (skin, studs, latches, etc.) for scratches, dents, damaged paintwork and other damage. - Open the radome Ref. A350-A-53-15-73-00ZZZ-398Z-A. - Internally examine the radome for the signs of delamination and/or debonding.	X			
		If you find damage: - Do the full inspection of the radome Ref. A350-A-53-15-73-02ZZZ-398Z-A. - Examine the weather-radar antenna drive-unit and the weather-radar antenna plate for damage. - Examine the localizer antenna and the glide capture antenna. - Examine the adjacent structure (FR0) and grids for damage. - Refer to the phase 1 inspections of the NLG, the NLG bays and the NLG doors Ref. 4. R. Inspections of the NLG, the NLG Bay and the NLG Doors.		X		
B		Close the radome Ref. A350-A-53-15-73-01ZZZ-398Z-A.				

Table - INSPECTION TASKS

Figure 28 : extrait de la tâche de maintenance en ligne
« A350-A-05-51-14-00001-282A-A Inspection of the Aircraft after a Bird Strike » (Source : Air France)

Si un dommage est observé lors de cet examen visuel, l'inspection complète du radôme « A350-A-53-15-73-02001-398A-A *Inspection of the radôme* » est requise. Elle se décompose comme suit :

- Inspection visuelle externe du radôme

(1) Do a visual inspection of the outer side of the radome:
- Make sure that the paint is in the correct condition: no scratches, gouges, nicks, perforations or peeling
- If the paint is damaged, make sure that the composite shell below the paint is in the correct condition: no scratches, gouges, nicks or perforations
- Make sure that the lightning studs, the latches and the fasteners are in the correct condition: no burn spots.

- Inspection visuelle interne du radôme[19]

(2) Do a visual inspection of the inner side of the radome:
- Make sure that the draining devices are correctly attached
- Make sure that the lightning arrestor strips are correctly attached
- Make sure that the spheres and the lightning blade are in the correct condition
- Make sure that the sealing varnish is in the correct condition: no scratches, gouges, nicks, perforations or peeling
- If the sealing varnish is damaged, make sure that the composite shell below the paint is in the correct condition: no scratches, gouges, nicks or perforations.

- *Tap test* des faces externe et interne du radôme à la recherche de délaminage ou décollement.

Le « *Tap test* » est une méthode d'inspection non destructive simple qui permet de détecter des endommagements sur des matériaux en composite en frappant la surface avec un marteau ou équipement similaire. La zone endommagée produit un bruit sourd comparé à une zone intacte. Bien qu'approuvée et utilisée depuis longtemps, cette technique peut être moins fiable que d'autres méthodes non destructives (techniques par ultrasons, radiographie, thermographie…), car elle requiert une certaine expérience du technicien, le changement de tonalité étant à l'appréciation de l'opérateur, et ne se prête pas à un environnement de travail bruyant.

-

(3) Do a tap test on the outer and inner sides of the radome with a TAP TEST-TOOL (98A57103013000). Make sure that there is no delamination and/or debonding. Two test procedures are available:
- NDT inspection tap-test Ref. NDT A350-A-51-93-10-00ZZZ-35BZ-A
- Instrumented tap test (woodpecker) Ref. NDT A350-A-51-93-10-02ZZZ-35BZ-A.

Figure 29 : extrait de la tâche de maintenance en ligne
« A350-A-53-15-73-02001-398A-A - Inspection of the Radome» (Source : Air France)

[19] Le *sealing varnish* est un vernis déposé sur toute la surface intérieure pour l'étanchéifier.

L'ATL mentionne que la tâche « *A350-A-05-51-14-00001-282A-A Inspection of the Aircraft after a Bird Strike* » a été réalisée et qu'une marque a été observée à l'arrière du radôme. Aucun dommage n'a été constaté. Il n'est pas précisé si l'intérieur du radôme a été inspecté.

Panne du radar en mai 2023 : affichage à l'ECAM du message SURV WXR 1(2) ou 1+2 FAULT et application de la tâche *« A350-A-34-71-XX-3V001-421A »*)

En cas d'affichage de panne du système radar, la tâche de maintenance requiert dans un premier temps d'effectuer le test du système de surveillance de l'environnement de l'aéronef (AESS). Ce test consiste en particulier à mettre en mouvement l'antenne du radar pour détecter un éventuel blocage mécanique puis d'identifier les éventuels codes de pannes enregistrés dans la mémoire « AVIONICS FAULT HISTORY » du CMS.

ON A/C MSN ALL
TASK A350-A-34-71-XX-3V001-421A-A
"SURV TAWS FAULT", "SURV TERR SYS FAULT", "SURV TERR SYS REDUNDANCY", "SURV WXR 1+2 FAULT", "SURV PRED W/S 1+2", "SURV TCAS 1+2 FAULT", "SURV ADS-B TRAFFIC 1+2 FAULT" Alert Message (s) and/or Dispatch Message(s) Shown on the ECAM Display

1. Job Set-Up Information

A. Referenced Information.

REFERENCE	DESIGNATION
A350-A-34-71-XX-3VZZZ-429Z-A	AFI - FAULT CONFIRMATION
A350-A-34-71-XX-00ZZZ-343Z-A	MP - BITE Test of the Aircraft Environment Surveillance System (AESS) (Master AESU System-Test)

2. Fault Isolation

A. Go to the Fault Confirmation Ref. AFI A350-A-34-71-XX-3VZZZ-429Z-A.

Does one of fault codes 3471W100, 3471H101, 3471W130, 3471H131, 3471H140, 3471W300, 3471H301, 3471H302, 3471W450, 3471H451 and/or 3471W600, 3471H601 stay in view? YES (Go to Step

B.
) / NO (Go to Step
C.
)

B. Do the BITE test of the AESS (Master AESU system-test) Ref. MP A350-A-34-71-XX-00ZZZ-343Z-A.
If the test gives a fault message, do the related Fault Isolation procedure.

Go to Step
D.

C. No maintenance action is necessary.

Go to Step
D.

D. Go to the Close-up.

Go to Step
3.

3. Close-Up

A. Put the aircraft back to its initial configuration.

Figure 30 : extrait de la tâche de maintenance en ligne
« A350-A-34-71-XX-3V001-421A-A – SURV WXR 1+2 FAULT » (Source : Air France)

Si aucun des codes de pannes de la liste ci-dessus n'est identifié, la tâche de maintenance est terminée et l'aéronef est remis en service.

Cependant, Airbus mentionne que si la même panne survient trois fois de suite, il est nécessaire d'appliquer des tâches de maintenance supplémentaires appelées *Aircraft Fault Isolation*.

3.D.(3)(b)
[...] If you find three or more occurrences of the same intermittent fault symptom, although the fault is still not confirmed by the Fault Confirmation paragraph, you must do each step of the Fault Isolation paragraph until the subsequent monitoring confirms that the root cause is found and the fault is fixed. If the fault isolation step contains a fault confirmation test or requires a confirmation that the symptom is still present, consider the fault as confirmed or the fault symptom as still present and do the related corrective actions. [...]

Figure 31 : extrait de la tâche « A350-A-00-61-02-11001-018A-D - Aircraft Fault Isolation (AFI) » (Source : Airbus)

En application de ce principe dans le cas de la tâche de maintenance liée aux messages SURV WXR 1+2 Fault, si cette occurrence survient trois fois de suite, et cela même si la panne n'est pas confirmée lors du test de l'AESS, l'inspection complète du radôme est requise (selon la tâche « A350-A-53-15-73-02001-398A-A *Inspection of the radôme* »). Celle-ci inclut un examen visuel interne.

Panne du radar et de son l'unité de guidage de l'antenne (*WXR Antenna Drive-Unit) – application de la tâche « A350-A-34-71-XX-1Q001-421A-A Fault of the WXR Antenna Drive-Unit »*
En cas d'affichage de panne du système radar, la tâche de maintenance requiert dans un premier temps d'effectuer le test de l'AESS.

ON A/C MSN ALL
TASK A350-A-34-71-XX-1Q001-421A-A
Fault of the WXR Antenna Drive-Unit

1. Job Set-Up Information

A. Referenced Information.

REFERENCE	DESIGNATION
A350-A-34-71-XX-05ZZZ-429Z-A	AFI - FAULT CONFIRMATION
A350-A-34-71-XX-00ZZZ-343Z-A	MP - BITE Test of the Aircraft Environment Surveillance System (AESS) (Master AESU System-Test)
A350-A-34-71-51-00ZZZ-520Z-A	MP - Removal of the Weather Radar (WXR) Antenna Drive-Unit
A350-A-34-71-51-00ZZZ-720Z-A	MP - Installation of the Weather Radar (WXR) Antenna Drive-Unit
A350-A-53-15-73-02ZZZ-398Z-A	MP - Inspection of the Radome
A350-A-53-15-73-00ZZZ-520Z-A	MP - Removal of the Radome
A350-A-53-15-73-00ZZZ-662Z-A	ASR - Temporary Repair for the Radome

Figure 32 : extrait de la tâche de maintenance en ligne « A350-A-34-71-XX-1Q001-421A-A Fault of the WXR Antenna Drive-Unit » (Source : Airbus)

Le 25 mai 2023, lors d'un vol Paris - Santiago du Chili, les premières pannes radar sont apparues. L'ATL rempli par l'équipage sur cette étape mentionne l'apparition du message « WXR 1+ 2 FAULT » à l'ECAM.

IDENTIFICATION		DEFECT / REMARKS	ACTION	
ITEM 1	MAREP	RESET AESU 1 & 2 NOT SUCCESSFUL	SEE NEXT ITEM	
FLT Nbr.	AFR4106	DUE TO ECAM "WXR 1+2 FAULT"	20356238 2	
LEG	CDG SCL			
ATA CODE		"WXR FEEDBACK FORM"		
LOG REFERENCE :		FILLED	P/N OFF :	S/N OFF :
			P/N ON :	S/N ON :
ITEM 2	MAREP	DISPATCH MSG=	NO DISPATCH MSG AT ARRIVAL	
FLT Nbr.	AFR4106		MP-A350-A-34-71-XX-1Q001-	
LEG	CDG SCL	>SURV WXR 1	421A-A APPLIED, BITE ON BOTH AESU	
ATA CODE			OK. DRIVE UNIT INSPECTED OK (PUS)	
LOG REFERENCE :		>SURV PRED W/S 1	~~P/N OFF~~ : NO FURTHER	~~S/N OFF~~ : MTC
			~~P/N ON~~ : ACTION REQRD	~~S/N ON~~ : SYS OK

Figure 33 : extrait de l'ATL du F-HTYO du 25/05/2023
lors du vol Paris - Santiago du Chili (Source : Air France)

Le technicien de maintenance en escale à Santiago du Chili a indiqué que le code de panne enregistré dans le CMS lié à l'apparition à l'ECAM du WXR 1+2 *Fault* était lié à un problème de l'unité de guidage de l'antenne.
Il a appliqué la tâche de maintenance « *A350-A-34-71-XX-1Q001-421A-A - Fault of the WXR Antenna Drive-Unit* » liée à ce code de panne. Lors du test de l'AESS, la panne n'a pas été reproduite. Il indique avoir effectué un *Tap test* sur la surface externe du radôme, sans que cela soit demandé par la tâche de maintenance, mais selon les consignes du MCC Air France. Il ajoute avoir réalisé un examen visuel des faces externe et interne du radôme, ainsi que de l'unité de guidage du radar. Aucun dommage n'a été observé et l'avion a été remis en service.

Le MCC d'Air France explique qu'il travaillait en coordination avec Airbus sur une étude du fonctionnement du radar[20] et que c'est pour cette raison qu'il avait émis la consigne de réaliser une inspection du radôme en plus des actions requises par la tâche de maintenance liée au problème radar. Ces actions de maintenance supplémentaires étaient disponibles pour les techniciens de maintenance en escale dans le logiciel de maintenance utilisé par Air France.

Le 26 mai 2023, lors du vol retour Santiago du Chili - Paris, de nouvelles pannes radar se sont produites avec l'apparition de messages « WXR 1+2 FAULT » intermittents sur l'ECAM, rapportée par l'équipage dans l'ATL.

IDENTIFICATION		DEFECT / REMARKS	ACTION	
ITEM 1	MAREP	WXR 1+2 FAULT MANY	DRIVE UNIT - WXR ANTENNA	
FLT Nbr.	AFR4101	TIMES RECOVERED	REPLACED IAW MP A350-A-34-73-51-	
LEG	SCL CDG	BY ITSELF	0001-520A & PRED 720A-9-	
ATA CODE			TEST OK. NO DISPATCH MSG	
LOG REFERENCE :			P/N OFF :	S/N OFF :
			P/N ON :	S/N ON :

Figure 34 : extrait de l'ATL du F-HTYO du 26/05/2023
lors du vol Santiago du Chili – Paris (Source : Air France)

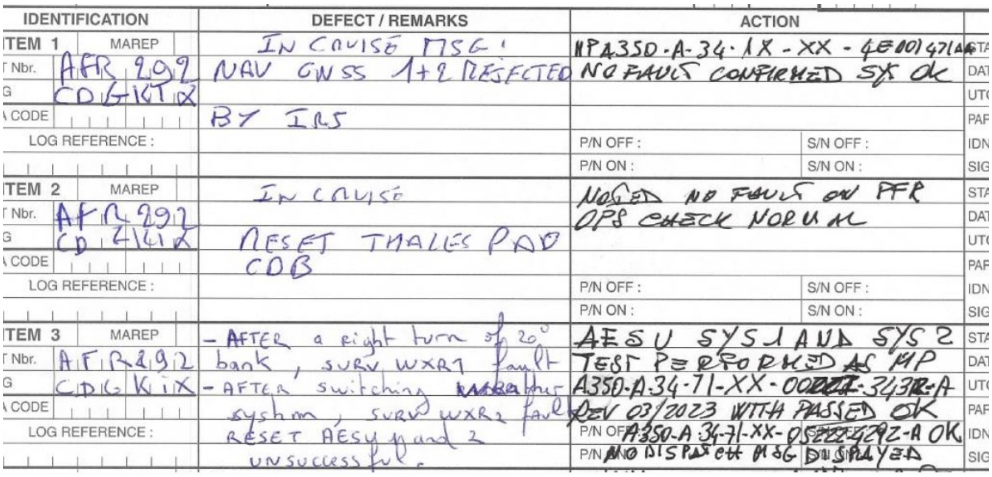
Au sol, le code de panne relevé indique une panne liée à l'unité de guidage de l'antenne. Celle-ci a été remplacée en appliquant les tâches de dépose puis installation de l'unité de guidage :

- tâche « A350-A-34-71-51-00ZZZ-520Z-A - *Removal of the Weather Radar (WXR) Antenna Drive-Unit* » et
- tâche « A350- A-34-71-51-00ZZZ-720Z-A - *Installation of the Weather Radar (WXR) Antenna Drive-Unit* ».

[20] Cette étude avait été lancée à la suite de retours d'expérience d'équipages qui mentionnaient que, selon les réglages et dans certaines conditions, le radar pouvait ne pas détecter les CB.

Selon l'ATL, l'unité de guidage de l'antenne a été remplacée. Il n'est pas précisé quelle tâche d'inspection a été réalisée. Néanmoins, le technicien de maintenance ayant procédé au remplacement de l'unité a indiqué que la surface extérieure était sans défaut et qu'il n'a pas inspecté l'intérieur du radôme.

Le 27 mai 2023, lors du vol aller Paris - Osaka, de nouvelles pannes radar se sont produites avec l'apparition de messages « WXR 1+2 FAULT » intermittents sur l'ECAM, rapportée par l'équipage dans l'ATL.



IDENTIFICATION	DEFECT / REMARKS	ACTION
ITEM 1 MAREP	IN CRUISE MSG:	IPA350-A-34-1X-XX-QE00147(A
Nbr. AFR 292	NAV GNSS 1+2 REJECTED	NO FAULT CONFIRMED SYS OK
G CDG KIX	BY IRS	
CODE		
LOG REFERENCE :		P/N OFF : S/N OFF :
		P/N ON : S/N ON :
ITEM 2 MAREP	IN CRUISE	NOTED NO FAULT ON PFR
Nbr. AFR 292		OPS CHECK NORMAL
G CDG KIX	RESET THALES PRD	
CODE	CDB	
LOG REFERENCE :		P/N OFF : S/N OFF :
		P/N ON : S/N ON :
ITEM 3 MAREP	- AFTER a right turn of 20°	AESU SYS 1 AND SYS 2
Nbr. AFR 292	bank, sudd WXR1 fault	TEST PERFORMED AS MP
G CDG KIX	- AFTER switching other	A350-A-34-71-XX-00001-343A-A
CODE	system, sudd WXR2 fault	REV 03/2023 WITH PASSED OK
LOG REFERENCE :	RESET AESU 1 and 2	P/N OFF A350-A-34-71-XX-05[illegible]-A OK
	unsuccessful.	P/N ON NO DISPATCH MSG DISPLAYED

Figure 35 : extrait de l'ATL du F-HTYO du 27/05/2023
lors du vol Paris – Osaka (Source : Air France)

Le technicien de maintenance en escale a indiqué qu'il avait échangé avec le MCC d'Air France au sujet des pannes du radar WXR SYS au cours du vol.

Le MCC avait requis la réalisation de la tâche de maintenance de l'inspection du radôme *A350-A-53-15-73-02001-398A-A Inspection of the radôme*, correspondant à une inspection visuelle externe et interne du radôme.

Le technicien à l'escale explique qu'après l'arrivée de l'avion, il a réalisé un examen visuel externe du radôme, sans voir de trace d'impact ou de dommage, et a constaté que toutes les poignées de fermeture du radôme étaient bien fermées et verrouillées. Il ajoute qu'en étudiant le dossier de maintenance de cet avion (fourni par le MCC), il a pris en compte le remplacement de l'unité de guidage de l'antenne. Afin de confirmer la panne, il a appliqué le test de l'AESS en appliquant la tâche *A350-A-34-71-XX-00001-343A-A BITE Test of the Aircraft Environment Surveillance System (AESS) (Master AESU System-Test)*. Ce test n'a pas permis de confirmer la panne. Il a également appliqué une réinitialisation de l'AESU en appliquant la tâche *A350-A-34-71-XX-00001-132A-A Reset of Aircraft Environment Surveillance Unit (AESU) 1(2)*. Sans trace d'endommagement sur la surface externe, il n'a pas jugé nécessaire d'appliquer la tâche complètement et n'a pas réalisé d'inspection de la surface interne.

Le vol Paris-Osaka du 27 mai 2023 est le dernier vol avant l'événement et le 3e vol où sont survenues des pannes radar avec des messages WXR 1+2 FAULT. Dans cette situation, même si le test au sol du fonctionnement du radar ne reproduisait pas la panne constatée en vol, il était attendu une inspection visuelle de la face interne du radôme.

À la suite de l'événement, Air France a déclenché l'inspection *A350-A-53-15-73-02001-398A-A Inspection of the radôme* de tous les radômes équipant sa flotte d'A350. Les radômes sur lesquels des anomalies ont été identifiées ont été envoyés à Airbus Nantes pour inspection (voir § 1.18.2).

1.16.6 Analyse des données PFR, FDR, CVR et de maintenance (CMS) du F-HTYO

1.16.6.1 Analyse des codes de panne enregistrés

L'analyse d'Airbus et Honeywell des données enregistrées dans le CMS a permis d'identifier un code de panne dans les enregistrements *AVIONICS FAULT HISTORY*, jusqu'alors inexploité dans les tâches de maintenance.
Ce code de panne permet de confirmer l'existence d'un blocage mécanique de l'antenne radar dans sa course à la même position et à chaque balayage. De plus, la valeur de ce paramètre lors du vol de l'incident et des trois vols précédents permet d'affirmer que ce blocage mécanique était présent.

Ce code de panne ne permet cependant pas de faire la distinction entre un problème de mouvement de l'antenne à cause d'un dommage du radôme (blocage) et un problème de l'unité de guidage de l'antenne.

1.16.6.2 Fonctionnement du système NAIADS lors du vol de l'incident

Au cours du vol de l'incident et à partir de l'effondrement du radôme, treize reconfigurations automatiques des données air affichées au PFD 1 ont eu lieu. Aucune reconfiguration automatique de l'affichage au PFD 2 n'a eu lieu. Des reconfigurations manuelles ont été commandées par l'équipage à travers le sélecteur AIR DATA (six passages en BKUP SPD du côté CDB ou OPL). Trois sources au maximum sur les cinq disponibles ont été perdues simultanément au cours du vol. La loi de commande de vol n'est donc jamais passée en loi DIRECTE et la BKUP SPD n'a jamais été affichée automatiquement sur les PFD.

La séquence des reconfigurations des affichages de vitesse, automatiques et manuelles, qui ont eu lieu au cours du vol, ainsi que les pannes associées, est décrite dans le déroulé ci-dessous. Un tableau récapitulatif est également disponible (voir Tableau 2). Le déroulé ci-dessous comporte également la réaction de l'équipage face à ces reconfigurations (texte en italique). La séquence a été établie à partir des données enregistrées au FDR, au CVR, au PFR et des témoignages de l'équipage.

La logique de fonctionnement de ces reconfigurations est expliquée dans le Tableau 1, § 1.6.4.3.

Au décollage, les cinq sources de vitesses étaient disponibles. Le système a suivi l'ordre des priorités et affiché l'IAS1 au PFD 1 et l'IAS2 au PFD 2.

À 3 h 17, l'avion était à 320 kt (CAS) en train de capturer le FL 300 (mode ALT* engagé). Les sources de vitesses 1 et 3 ont été fortement perturbées par le changement du flux aérodynamique dû à l'affaissement du radôme. Les PRIM ont rejeté successivement les ADR1 et ADR3, entraînant l'affichage de l'alerte **NAV AIR DATA REDUNDANCY LOST** à l'ECAM. Les vitesses affichées sur le PFD 1 ont été successivement l'IAS3 (rejet de l'ADR1) et l'IAS2 (rejet de l'ADR3).

L'ADR2 n'a pas été affectée pendant cette phase de vol. Le guidage de l'AP2 et de l'A/THR n'a pas été affecté à ce moment-là. L'A/THR a commandé une augmentation de poussée nominale pour capturer le palier.

À 3 h 21, en descente du FL 300 vers le FL 200, l'équipage a déployé les *speed brakes* durant 21 s afin de réduire la vitesse de l'avion. Le changement d'incidence induit par ce déploiement a perturbé de nouveau les mesures, et plus particulièrement les données air délivrées à l'ISIS qui ont été rejetées. L'alerte **NAV ISIS SPD UNRELIABLE** a été affichée. Trois sources ayant été rejetées, la loi de commande de vol est passée en ALTERNATE et les alertes **F/CTL ALTN LAW (PROT LOST)** et **NAV RNP AR CAPABILITY DOWNGRADED** ont été affichées, suivies de l'alerte **NAV AIR DATA REDUNDANCY LOST**.

Réaction de l'équipage : identification de la situation d'UNRELIABLE AIR SPEED

À partir de 3 h 17, à la suite de l'effondrement du radôme, l'équipage a identifié la situation d'unreliable air speed en comparant les vitesses des deux PFD et celle de l'ISIS, ainsi que les différences d'altitude entre les deux PFD. L'origine de la perturbation (dégât structurel sur le radôme) et ses conséquences ont également été identifiées. Les nombreux messages ECAM ont été annoncés. L'équipage a commencé à traiter les messages ECAM.

*Hormis une brève déconnexion volontaire de l'A/THR, les paramètres de vols assiette/poussée étant cohérents, notamment sur le PFD 2, les automatismes ont été maintenus en fonctionnement. Dans cette phase initiale, l'équipage n'a pas appliqué la procédure **UNRELIABLE AIR SPEED** car il ne considérait pas que la condition d'entrée dans « if the safe conduct of the flight… » était présente.*

À 3 h 25, alors que l'avion se stabilisait à une vitesse de 250 kt, la source ADR1 ainsi que la loi NORMALE ont été récupérées (IAS1 affichée sur le PFD 1). Le BSCS (*Braking and Steering Control System*) ayant rejeté les trois ADIRU pour le contrôle de la vitesse vraie, l'alerte **BRAKES AUTO BRK FAULT** a été affichée. Une trentaine de secondes plus tard, les *speed brakes* se sont rétractés et la source ADR1 a été de nouveau rejetée. La loi de commande de vol est repassée en ALTERNATE, les alertes **NAV AIR DATA REDUNDANCY LOST** et **F/CTL ALTN LAW (PROT LOST)** se sont affichées et l'IAS2 s'est affichée au PFD 1. Le rejet des sources de vitesse par les PRIM a eu pour conséquence la perte de la fonction ROW/ROP et donc l'affichage de l'alerte **SURV ROW/ROP LOST**. L'avion s'est stabilisé au FL 200.

À 3 h 37, l'équipage a commencé la descente vers le FL 150 et sélectionné une vitesse cible de 240 kt. Une minute plus tard, les 240 kt ont été atteints et la source ADR1 a été récupérée (IAS1 affichée au PFD 1). La loi de commande de vol est repassée en loi NORMALE. L'IAS1 a oscillé autour de *green dot* pendant plusieurs minutes. Les deux IAS ont été différentes d'environ 10 kt jusqu'à 4 h 05.

À 3 h 40, l'alerte **NAV RNP AR CAPABILITY LOST** a été affichée.

À 3 h 42, l'alerte **ENG GA SOFT FAULT** liée au contrôle des vitesses vraies a été affichée. Le FL 150 a été atteint.

Réaction de l'équipage : Mise en œuvre de la procédure unreliable air speed

À partir du FL 150, les fluctuations de vitesse ont augmenté. Le CDB a annoncé que la vitesse était instable, et a prévenu de faire attention car elle passait sous green dot. L'OPL B a répondu que ce n'était pas le cas de son côté puis il a ajouté garder les automatismes (AP et FD) car la conduite du vol en toute sécurité n'était pas affectée.

*L'équipage a poursuivi avec la lecture de la procédure **UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION.***

L'OPL B a effectué en même temps les premiers ITEM de la procédure, déconnecté AP, A/THR, FD, et annoncé utiliser le HUD en s'aidant du BIRD et des crochets d'énergie.

À 3 h 45, le sélecteur AIR DATA a été positionné sur CAPT ON BKUP durant environ une minute (BKUP SPD affichée au PFD 1) puis a été repositionné sur AUTO (IAS1 affichée au PFD 1).

À 3 h 46, l'équipage a activé la procédure **NAV UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION**. À 3 h 48, le sélecteur AIR DATA a été positionné sur F/O ON BKUP durant une vingtaine de secondes (BKUP SPD affichée au PFD 2). Constatant une différence inférieure à 30 kt entre les vitesses affichées au PFD 1 et au PFD 2, l'équipage a repositionné le sélecteur sur AUTO (IAS2 affichée au PFD 2). À 3 h 49, l'AP2, l'A/THR et les FD ont été réengagés.

Réaction de l'équipage : À 3 h 50, l'équipage s'est aperçu avec étonnement[21] *que l'avion était repassé en loi de commande de vol normale.*

À 3 h 51, le sélecteur AIR DATA a été positionné sur CAPT ON BKUP (BKUP SPD affichée au PFD 1) puis rebasculé sur la position AUTO (IAS1 affichée au PFD 1).

À 4 h 04, les données inertielles délivrées à l'ISIS ont été rejetées et l'alerte **NAV ISIS ATT UNRELIABLE** a été affichée. D'après l'analyse d'Airbus, cette alerte a été déclenchée par la surveillance d'un paramètre d'attitude dont la valeur était faussée par les perturbations des données air de l'ISIS. Ce paramètre n'étant pas affiché à l'équipage, le déclenchement de l'alerte a été considéré comme inapproprié. Airbus a indiqué étudier une modification de ce système.

À 4 h 09, l'équipage a commencé la descente vers une altitude cible de 12 000 ft, atteinte à 4 h 12.

À 4 h 15, le sélecteur AIR DATA a été positionné sur CAPT ON BKUP (BKUP SPD affichée au PFD 1) durant quelques secondes à des fins de comparaison entre les IAS et la BKUP SPD. Cette opération s'est répétée à 4 h 43, soit quelques minutes après la stabilisation de l'avion à 8 000 ft et 225 kt.

À 5 h 01, l'avion était stable à 6 000 ft et la CONF 1 a été sélectionnée[22]. La vitesse étant de 224 kt, seuls les becs de bord d'attaque sont sortis. La source ADR3 a été rejetée et l'alerte **NAV AIR DATA REDUNDANCY LOST** a été affichée.

À 5 h 02, la vitesse a passé les 203 kt et les volets se sont déployés. Le changement d'incidence perturbant les mesures de vitesse, l'IAS1 et l'IAS2 ont chuté respectivement d'environ 30 kt et 20 kt en quelques secondes. L'AP2 et l'A/THR étant engagés et utilisant la vitesse affichée au PFD 2, le maintien du niveau de vol était assuré par une augmentation du régime N1 des moteurs et une diminution de l'assiette. Une vingtaine de secondes plus tard, la source ADR1 a été rejetée (IAS2 affichée au PFD 1) et l'alerte **NAV AIR DATA REDUNDANCY LOST** s'est affiché à nouveau. La loi de commande de vol est à nouveau passée en ALTERNATE et les alertes **F/CTL ALTN LAW (PROT LOST)** et **NAV RNP AR CAPABILITY LOST** ont été affichés.

Réaction de l'équipage : Configuration avion et réversion en pilotage manuel
À partir de 5 h 02, l'équipage a montré de l'inquiétude en constatant les différences importantes entre les vitesses, les modifications d'assiette et l'augmentation des N1. L'OPL C a demandé à passer en BACKUP SPEED en expliquant que les vitesses n'étaient pas fiables. Le CDB a positionné le sélecteur AIR DATA sur F/O ON BKUP (BKUP SPD) affichée au PFD 2. L'OPL C a demandé de déconnecter les automatismes et passer en pilotage manuel. L'OPL B a déconnecté l'AP et l'A/THR et a piloté à l'aide du vecteur vitesse jusqu'à la fin du vol. L'équipage a alors surveillé l'assiette, la poussée, et l'incidence, et évalué la validité des vitesses affichées.

---

[21] Voir § 1.6.5.2.1 : la réversibilité des lois de commande de vol est possible sur l'A350, contrairement à ce qu'indiquait le FCOM et ce que pensait l'équipage.

[22] Sur l'A350, la sélection de la CONF 1 à une vitesse située entre 203 kt et 255 kt implique la sortie des becs uniquement. Quand la vitesse passe sous 203 kt, et si la CONF 1 est toujours sélectionnée, le système AES (*Automatic Extension System*) active la sortie des volets pour passer en configuration 1+F.

Le CDB et l'OPL C ont conclu que l'atterrissage s'effectuerait en BKUP SPD, car selon eux il s'agissait de l'unique source fiable à condition que la poussée soit supérieure à 40 %. L'OPL B a annoncé les paramètres qu'il affichait. La trajectoire était contrôlée.

À 5 h 03, alors que l'équipage avait mis l'avion en descente, la source ADR3 a été de nouveau valide et l'IAS3 s'est affichée au PFD 1. La loi de commande de vol est repassée en loi NORMALE et l'est restée jusqu'à la fin du vol. Quelques secondes plus tard, les alertes **NAV RNP AR CAPABILITY LOST** et **NAV ISIS SPD RECOVERED** se sont affichées.

À 5 h 05, après la sortie de la CONF 2, les systèmes GPWS (*Ground Proximity Warning System*) et TCAS (*Traffic Alert and Collision Avoidance System*) sont devenus inopérants à cause de la surveillance des IAS par les PRIM. Les alertes **SURV GPWS FAULT** et **SURV TCAS 1+2 FAULT** se sont affichées. La source ADR2 a ensuite été rejetée et l'alerte **NAV AIR DATA REDUNDANCY LOST** a été affichée.

À 5 h 14, alors que l'avion se stabilisait à 4 000 ft, l'équipage a sélectionné la CONF 3 (volets et becs de bord d'attaque). La source ADR2 a été récupérée et l'IAS2 a été affichée au PFD 1. L'alerte **NAV RNP AR CAPABILITY LOST** s'est affichée. Les données air délivrées à l'ISIS ont ensuite été rejetées et les alertes **NAV AIR DATA REDUNDANCY LOST** et **NAV ISIS SPD UNRELIABLE** se sont affichées.

À 5 h 15, la source ADR1 a été récupérée (IAS1 affichée au PFD 1) durant deux minutes et rejetée vers 5 h 17 (alerte **NAV AIR DATA REDUNDANCY LOST**).

À 5 h 18, les alertes **NAV RNP AR CAPABILITY LOST** et **NAV ISIS SPD RECOVERED** se sont affichées.

À 5 h 20, lors du passage des 2 000 ft, les données air délivrées à l'ISIS ont été rejetées à deux reprises (enchaînement des alertes **NAV ISIS SPD UNRELIABLE**, **NAV ISIS SPD RECOVERED**, **NAV AIR DATA REDUNDANCY LOST**, **NAV ISIS SPD UNRELIABLE**, **NAV RNP AR CAPABILITY LOST**). La source ADR1 a été récupérée (IAS1 affichée au PFD 1).

À 5 h 21, une fois les trains sortis et verrouillés, la fonction autobrake a été récupérée.

À 5 h 22, l'équipage a sélectionné la CONF FULL.

À 5 h 24, trois secondes après le posé du train principal et quatre secondes avant le posé du train avant, la source ADR1 a été rejetée (alerte **NAV AIR DATA REDUNDANCY LOST**) et l'IAS2 a été affichée au PFD 1.

<table>
<tr><th>Heure UTC</th><th>Capt EFIS CAS</th><th>F/O EFIS CAS</th><th>Loi de commande de vol</th></tr>
<tr><td rowspan="2">02:15</td><td colspan="3">Décollage</td></tr>
<tr><td>ADR1</td><td>ADR2</td><td>Normale</td></tr>
<tr><td>03:17:41</td><td colspan="3">Effondrement du radôme</td></tr>
<tr><td>03:17:42</td><td>ADR3</td><td rowspan="12">ADR2</td><td rowspan="2"></td></tr>
<tr><td>03:17:48</td><td rowspan="2">ADR2</td></tr>
<tr><td>03:21:26</td><td rowspan="2">Alternate</td></tr>
<tr><td>03:25:04</td><td rowspan="2">ADR1</td></tr>
<tr><td>03:25:14</td><td rowspan="2">Normale</td></tr>
<tr><td>03:25:42</td><td rowspan="2">ADR2</td></tr>
<tr><td>03:25:43</td><td rowspan="2">Alternate</td></tr>
<tr><td>03:38:39</td><td rowspan="2">ADR1</td></tr>
<tr><td>03:38:49</td><td rowspan="3">Normale</td></tr>
<tr><td>03:45:09</td><td>BKUP</td></tr>
<tr><td>03:46:01</td><td>ADR1</td></tr>
<tr><td>03:46:54</td><td colspan="3">Activation UAS</td></tr>
<tr><td rowspan="2">03:48:57</td><td colspan="3">Application UAS</td></tr>
<tr><td rowspan="2">ADR1</td><td>BKUP</td><td rowspan="9"></td></tr>
<tr><td>03:49:16</td><td rowspan="7">ADR2</td></tr>
<tr><td>03:51:53</td><td>BKUP</td></tr>
<tr><td>03:52:35</td><td>ADR1</td></tr>
<tr><td>04:15:38</td><td>BKUP</td></tr>
<tr><td>04:15:47</td><td>ADR1</td></tr>
<tr><td>04:43:17</td><td>BKUP</td></tr>
<tr><td>04:43:20</td><td>ADR1</td></tr>
<tr><td>05:02:10</td><td rowspan="2">ADR2</td><td rowspan="10">BKUP</td></tr>
<tr><td>05:02:11</td><td rowspan="2">Alternate</td></tr>
<tr><td>05:03:46</td><td rowspan="2">ADR3</td></tr>
<tr><td>05:03:56</td><td rowspan="8">Normale</td></tr>
<tr><td>05:05:03</td><td>ISIS</td></tr>
<tr><td>05:14:49</td><td>ADR2</td></tr>
<tr><td>05:15:22</td><td>ADR1</td></tr>
<tr><td>05:17:39</td><td>ADR2</td></tr>
<tr><td>05:20:28</td><td>ADR1</td></tr>
<tr><td>05:24:39</td><td>ADR2</td></tr>
<tr><td>05:24:43</td><td colspan="3">Atterrissage</td></tr>
</table>

Tableau 2 : synthèse des reconfigurations des affichages des sources de vitesse et de la loi de commande de vol (Source : BEA)

1.16.7 Comportement de l'équipage

Le BEA a choisi d'aborder le comportement de l'équipage au travers du référentiel des compétences Air France, proche de celui de l'AESA. Parmi les cinq compétences dites « non techniques » : communication (COM), leadership et travail en équipe (LTE), conscience de la situation (COS), gestion de la charge de travail (GES) et décisionnel (DEC), les compétences détaillées dans ce chapitre (LTE, DEC, GES) sont celles qui ont paru les plus pertinentes.

1.16.7.1.1 Leadership et travail en équipage

La compétence de « Leadership » est décrite dans le référentiel compagnie[23] comme la capacité d'un pilote à « *instaurer un climat de confiance favorisant la collaboration - S'impliquer dans l'atteinte d'un objectif commun* ». Les marqueurs comportementaux associés à cette compétence sont les suivants *:*

- apporte son soutien ;
- encourage l'expression des avis et des doutes ;
- garde son calme et reste factuel dans la gestion des conflits et suggère des solutions ;
- défend sa position et intervient avec assurance ;
- prend ses responsabilités et reconnaît ses erreurs.

L'écoute du CVR et les entretiens ont permis de factualiser les compétences de leadership des quatre pilotes. Cette compétence s'est déployée de façon différente selon le positionnement de chaque pilote dans l'équipage.

Dès le début du dysfonctionnement du radar, le CDB est intervenu avec assurance en étant force de proposition, en indiquant qu'ils étaient dans une situation de panne intermittente et qu'il considérait donc le radar en panne. Il a sollicité l'avis de tous les OPL, généralement par des questions ouvertes.

Le CDB a encouragé l'expression des avis et des doutes des OPL, non seulement quand l'équipage a décidé de poursuivre en direction d'Osaka, mais également lors de l'application des procédures. L'OPL B a pris l'initiative de demander une assistance (être « monitoré ») quand le CDB a indiqué qu'il devait se consacrer à l'appel au CCO.

Les OPL ont fait preuve d'assertivité et n'ont pas hésité à indiquer leur désaccord avec les autres membres de l'équipage, notamment à deux occasions :

- lorsque le CDB a souhaité initialement garder le sélecteur BKUP SPD de son côté car cette configuration lui permettait d'avoir accès à deux informations de vitesse fiables (PFD 2 et BKUP SPD sur PFD 1) et de surveiller la vitesse de façon plus efficace. L'OPL A a répondu que la checklist demandait de laisser le sélecteur sur AUTO. Le CDB a conclu alors qu'il trouvait sa proposition pourtant logique, mais que l'OPL A avait raison ;
- lorsque, travers Tokyo, l'équipage a réévalué l'opportunité de poursuivre vers Osaka, le CDB, l'OPL A et l'OPL C étaient plutôt favorables à cette option. L'OPL B, plus inquiet en raison des vibrations qu'il percevait, a indiqué qu'il préférait se poser rapidement. Le CDB a suggéré de procéder à un essai des commandes de vol et de configuration de l'avion anticipé, avec une altitude suffisante pour permettre une récupération du contrôle de l'avion en cas de difficultés. Ceci a rassuré l'OPL B qui a donné son accord sur la décision de poursuivre sur Osaka.

[23] Complément au livret des compétences pilotes (mai 2021).

1.16.7.1.2 Décisionnel

La compétence « Prise de décision » est décrite dans le référentiel compagnie[24] comme la capacité d'un pilote à *« identifier les risques et les opportunités, résoudre les problèmes et prendre des décisions ».* Les marqueurs comportementaux associés à cette compétence sont les suivants *:*

- prend en compte le temps disponible et la possibilité d'un FORDEC[25] ;
- collecte interprète et valide les informations déterminantes de la situation ;
- dresse une liste d'options ;
- évalue les risques et bénéfices de chaque option ;
- décide d'un plan d'action en concertation ;
- met en œuvre la stratégie de l'équipage ;
- revalide la décision en fonction de l'évolution du contexte.

À la suite du dysfonctionnement du radar, le principe de l'interruption du vol est guidé par l'ECAM. Le CDB a annoncé qu'ils devaient maintenant gérer la panne et a proposé de réaliser un FORDEC. L'équipage a évalué la décision initiale du retour à Osaka de façon structurée et collective, en concertation avec le CCO.
Lorsque les éléments de contexte ont évolué (augmentation des bruits aérodynamiques et des vibrations lors de la descente), l'équipage a collecté et revalidé les faits. Le CDB a sollicité les autres membres d'équipage en demandant s'ils observaient objectivement une dégradation, ce qui n'était pas le cas selon lui. L'OPL B a indiqué pour sa part sa préférence d'écourter le vol bien qu'il n'ait pas d'élément probant.
Les options et les risques associés ont été identifiés sans ambiguïté. L'équipage a déterminé ensuite que le gain en temps de vol entre Narita et Osaka (aéroports alternatifs) était d'environ 15 minutes, et en l'absence de dégradation patente, il a décidé d'économiser ses ressources et de poursuivre sur son plan d'action initial : un retour à Osaka.

1.16.7.1.3 Gestion de la charge de travail

La compétence « Gestion de la charge de travail » est décrite dans le référentiel compagnie[26] comme la capacité d'un pilote à assurer la hiérarchisation et la répartition des tâches en adéquation avec les ressources disponibles. Les marqueurs comportementaux associés à cette compétence sont les suivants :

- établir les priorités, organiser les tâches et s'assurer de leur prise en compte ;
- reconnaître et gérer les interruptions de tâches ;
- identifier et utiliser les ressources disponibles ;
- évaluer le temps nécessaire et gérer le temps disponible.

Les procédures de l'A350 sont conçues pour être gérées par deux pilotes. Lors de l'événement, en raison de la durée du vol, l'équipage était constitué de quatre pilotes de surcroît très expérimentés. Dès le début de la montée, les ressources de l'équipage ont été engagées dans le diagnostic de la panne du radar, la prise de décision de retour, l'exécution de cette dernière au travers des contacts avec l'ATC, le CCO et le CCP. L'OPL B a remplacé alors l'OPL A sur le siège de droite, il est devenu PF, et le CDB PM. L'affaissement du radôme est intervenu alors que l'avion était en descente, proche de la capture du FL 300 en cap retour vers Osaka.

[24] Complément au livret des compétences pilotes (mai 2021).
[25] Acronyme pour la prise de décision (Facts, Options, Risks, Decison, Execution, Control).
[26] Complément au livret des compétences pilotes (mai 2021).

L'équipage a alors dû gérer l'énergie et la configuration de l'avion, la trajectoire, avec l'accord du contrôle japonais, assurer la communication avec le CCO et le CCP, et se préparer à effectuer les procédures *unreliable air speed* et *overweight landing*.
L'écoute du CVR a mis en évidence que le CDB a immédiatement installé une répartition des tâches claire entre les pilotes, et a utilisé toutes les ressources disponibles (les trois OPL, l'ATC, le CCO). L'OPL B PF a eu la charge du pilotage et de la trajectoire. Le CDB PM a surveillé ses actions et a géré les communications ATC.
Le CDB a donné « le tempo » du vol, à la fois pour accélérer ou temporiser certains processus, notamment lors de la descente ou lors d'une interruption non prévue de la procédure **UNRELIABLE AIR SPEED**.
Le CDB et l'OPL C ont apporté leur soutien à l'OPL B PF de façon systématique (confirmation et surveillance des paramètres de pilotage). L'OPL C a pallié l'indisponibilité du CDB lorsqu'il communiquait avec l'ATC, le CCP et le CCO. Il a surveillé les actions de l'OPL B comme l'aurait fait un PM.

L'OPL C, sur le siège service entre les deux pilotes, s'est adapté à la nécessité opérationnelle du moment. Lorsqu'une procédure était effectuée, l'OPL C la lisait d'abord à haute voix sur son iPad et surveillait son exécution. Il a échangé avec le CDB sur les procédures en cas de doute.
L'OPL A de son côté a suivi l'évolution de la situation malgré l'absence de micro sur son casque, est intervenu quand cela lui semblait pertinent, et, plus mobile, s'est vu déléguer certaines vérifications en cabine.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

Sans objet.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Témoignages

Le témoignage ci-dessous a été recueilli lors d'un entretien avec l'équipage au complet, peu après son retour d'Osaka.

L'équipage a indiqué que lors de leur arrivée à l'avion, le technicien de maintenance était dans le poste de pilotage. Aucun échafaudage n'était présent à proximité du radôme ; l'équipage ne savait pas si le radôme avait été inspecté.
L'équipage n'a aucun souvenir d'avoir entendu un bruit d'impact d'oiseau lors de la montée.
L'OPL B, PF, a indiqué que lors de l'effondrement du radôme, il a vu les arcs verts des tendances de poussée augmenter brutalement puis redescendre. Ce comportement des indicateurs a entraîné sa décision de couper l'A/THR. L'équipage a initialement pensé à un problème de pressurisation, car lors de l'exercice de dépressurisation au simulateur, le bruit est identique à celui qu'ils ont entendu dans l'avion.
L'équipage a indiqué qu'il connaissait l'existence d'un système qui reconfigure les sources de vitesse, sans plus de détail. Sans indication confirmant un problème de pressurisation, il a alors compris que les trois sources ADR étaient simultanément perturbées à cause du dommage sur le radôme.
L'équipage a expliqué avoir ressenti un mouvement fort et brusque à cabrer lors du passage en configuration 1. Selon lui, cette impression aurait pu être liée à la dilatation de l'affichage du HUD.

Les vitesses affichées ont alors brutalement chuté de 40 kt sur le PFD 1 et de 20 kt sur le PFD 2. L'équipage a alors décidé de passer en pilotage manuel. Il a indiqué qu'il avait alors définitivement perdu confiance dans les vitesses ADR affichées par le CDS, et qu'il a fait uniquement confiance à la BKUP SPD.

L'équipage a expliqué que, sur A350 et contrairement à l'A330, l'accès au tableau des paramètres « *assiette/poussée* » n'apparaît pas dans la procédure *unreliable air speed* et qu'il faut aller chercher les valeurs des paramètres dans la section « performance » du FCOM (voir § 1.6.6).
L'équipage a ajouté qu'il ignorait si le système fonctionnait nominalement ou pas et qu'il aurait été rassuré par un affichage indiquant que les calculs de reconfiguration étaient en cours.
Il trouverait utile que le tableau du document « systèmes A350 », qui explique la logique des reconfigurations par le système, soit présenté dans le FCOM.
L'équipage a ajouté n'avoir remarqué le passage en loi « ALTERNATE » qu'une seule fois lors du vol.

Témoignage du CDB - PM au moment de l'événement
Le CDB, déjà qualifié sur A330, avait récemment effectué sa formation aux différences (CTR) sur A350 chez Airbus. La partie théorique d'apprentissage des systèmes avait été suivie de quatre séances de simulateur.
La CTR chez Airbus avait été suivie d'une mise au standard chez Air France : une séance de simulateur avant les vols, et un simulateur pendant son stage d'adaptation en ligne. L'entraînement à l'UAS au simulateur prévoit des pannes d'ADR pour passer en *backup speed* (BKUP SPD). Il ajoute que l'AEL avait consisté en deux rotations.
Il indique qu'étant nouveau sur A350, il préfère lire une procédure en entier avant de l'appliquer afin d'en comprendre toutes les conséquences, notamment lors de la procédure *unreliable air speed* qui prévoit, dans un cas de figure, la coupure des trois ADR.

Témoignage de l'OPL A
L'OPL A avait effectué sa formation aux différences sur A350 chez Airbus en 2019. Il était parmi les premiers pilotes de la compagnie à être qualifié sur l'avion.
Après la décision de demi-tour à Osaka, ayant cédé sa place à l'OPL B, l'OPL A s'est retrouvé en position de « *4e homme* ». Il a ressenti cette position comme difficile à gérer, notamment car il se tenait debout derrière le siège du CDB, avec un casque qui n'avait pas de micro et dont il ne pouvait pas régler le volume. Il était obligé d'élever la voix pour parler. Il pense que s'il avait eu un micro, il aurait été plus sollicité. De surcroît, il avait une vision « *parcellaire* » du cockpit, il ne voyait pas les HUD. Il a songé à se rendre utile à l'équipage, très occupé par la conduite du vol, notamment en proposant de l'eau, car il sait que la bonne hydratation est un facteur de performance.
Il pense que sur A350, la loi « ALTERNATE » offre une meilleure protection contre le décrochage que sur A330.

Témoignage de l'OPL B - PF au moment de l'événement
Déjà qualifié sur A330, l'OPL B avait effectué sa formation aux différences sur A350 chez AF. Il indique que l'A330 et l'A350 présentent certaines différences, notamment au niveau du circuit visuel.

Lors de l'événement, les vitesses fluctuaient, et la panne lui est apparue complexe à identifier.
Il avait lu dans le FCOM qu'il pouvait y avoir des reconfigurations de vitesse, mais ne savait pas comment le système fonctionnait ni le temps que prenaient les reconfigurations. Il pense que les équipages devraient être mieux formés sur ce sujet.

Lors de l'application de la procédure *unreliable air speed*, il n'a pas ressenti de difficulté au niveau du pilotage, le vol était stable. Il indique que l'équipage a donc pu prendre le temps de lire la procédure avant de l'appliquer.
Il était conscient du risque de dispersion dans un équipage de quatre pilotes.

Dans certaines phases chargées, il a choisi de faire des « *points d'étape* » de sa stratégie de pilotage, il n'a pas hésité à imposer une réorganisation du cockpit quand le CDB n'était pas disponible pour le surveiller, en demandant à l'OPL C de le faire.
Il ajoute que l'équipage a actualisé le FORDEC, remettant en question la décision en fonction des nouveaux faits.
Il note l'importance d'évaluer les capacités manœuvrières de l'avion en cas de dommages structurels.

Témoignage de OPL C, en position renfort au moment de l'événement
Lors du vol de l'événement, il avait du recul, car il était assis sur le siège service entre les deux pilotes.

Il soulève qu'il n'est pas indiqué dans la documentation mise à disposition des pilotes qu'une ADR rejetée peut être reprise par le système.

1.18.2 Inspection d'autres radômes d'A350 d'Air France à la suite de l'événement

À la suite de l'événement du F-HTYO, Air France a réalisé une inspection complète des radômes (*A350-A-53-15-73-02001-398A-A Inspection of the radôme*) de toute sa flotte d'A350. Des dommages ont été constatés sur trois radômes qui ont été envoyés à Airbus Nantes pour des examens complémentaires.
Sur ces trois radômes, l'un présentait des dommages hors tolérance (selon les critères définis dans la documentation de maintenance d'Airbus), caractéristiques d'impacts de grêle. Il présentait également des caractéristiques de foudroiement. Le deuxième présentait un décollement de la peau interne sur une surface de 70 mm x 55 mm, soit dans les limites acceptables permettant une réparation. Ce décollement est caractéristique d'un FOD (*Foreign Object Damage)*. Enfin, le troisième présentait plusieurs petits décollements, caractéristiques d'impacts de grêle, ainsi qu'un décollement plus important, caractéristique d'un FOD. La taille du décollement était dans les limites de taille de dommage acceptable (diamètre de 250 mm) et était compatible avec une réparation. Des signes de foudroiement ont été également observés.

1.18.3 Cas similaires d'endommagements du radôme

1.18.3.1 Endommagement du radôme Airbus A350

Au cours de l'enquête, Airbus a informé le BEA d'un événement en service survenu le 10 juin 2022 sur l'A350 B-324X (MSN 489) exploité par China Eastern. Cet avion présentait des endommagements importants sur le radôme. Ceux-ci étaient néanmoins moins importants que ceux du F-HTYO. Cet événement étant le cas connu le plus similaire à celui du F-HTYO, le BEA a contacté l'Aviation civile chinoise afin d'obtenir plus d'informations. Le BEA a souhaité comparer le comportement des systèmes avioniques sur ces deux vols, et plus particulièrement la gestion des reconfigurations des données air. Les données QAR du vol MU7710 ont été transmises au BEA par l'autorité d'enquête chinoise.

L'équipage du vol MU7710 (Madrid - Shanghai) a reporté la survenue de l'alerte **SURV WXR 1+2 FAULT** après avoir atteint le FL 200. La réinitialisation des AESS 1 et AESS 2 ayant été inefficace, et après analyse des conditions météorologiques, l'équipage a décidé de retourner à Madrid. Les codes de panne enregistrés dans le CMS ont permis de confirmer l'existence d'un blocage mécanique de l'antenne radar. Le radôme, la *drive unit*, l'antenne, le RTU, l'AESU et le *Control Panel* ont été envoyés à Airbus pour inspection. L'équipage du vol précédent avait reporté

un choc aviaire lors de l'arrondi à l'atterrissage à Madrid. Aucun dommage n'avait été identifié lors de l'inspection visuelle par la maintenance (l'inspection visuelle de la face interne du radôme n'a toutefois pas été confirmée par l'opérateur) et l'avion avait été remis en service.

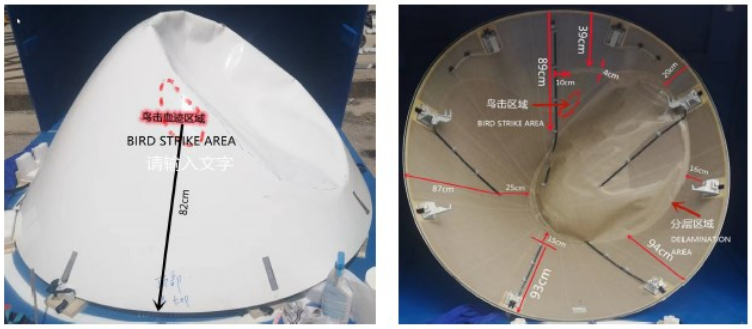


Figure 36 : photographies du radôme du B-324X après le vol MU7710 (Source : Airbus)

1.18.3.1.1 Analyse des données QAR du vol MU7710

Les paramètres QAR du B-324X indiquent la survenue d'une panne radar au passage du FL 150, en montée vers l'altitude de croisière. Cette panne, survenue simultanément côté CAPT et côté F/O environ une minute trente après un virage à droite (roulis de 20°), a été suivie de nombreux *master cautions* et est restée présente jusqu'à la fin du vol.

Environ sept minutes après la panne WXR, la mesure de vitesse de l'ADR2 a commencé à s'éloigner progressivement des mesures de l'ADR1 et de l'ADR3, et a été rejetée par les PRIM une dizaine de minutes plus tard, au passage du FL 324. L'IAS3 s'est alors affichée au PFD 2. À la capture du niveau de croisière (FL 340), l'écart maximal entre l'ADR2 et les deux autres ADR, environ 7 kt, a été atteint La situation est restée dans cette configuration jusqu'à la mise en descente, à partir de laquelle la source ADR2 a commencé à se rapprocher progressivement des autres ADR. Au passage du FL 293, l'ADR2 a été récupérée par les PRIM et l'IAS2 a été affichée au PFD 2.
La sortie des traînées (CONF 1, 2, 3, FULL) ne semble pas avoir engendré de modification notable des mesures de vitesses.

1.18.3.1.2 Comparaison entre le MU7710 et l'AF291

Au cours du vol MU7710, un seul rejet de source a eu lieu (soit deux reconfigurations automatiques de l'affichage : le rejet et la récupération de l'ADR2) côté F/O. Aucune reconfiguration automatique n'a eu lieu côté CDB, et l'équipage n'a pas eu recours à la reconfiguration manuelle (sélecteur AIR DATA sur AUTO durant tout le vol).
Par ailleurs, l'écart des vitesses a été très progressif sur le B-324X et n'a concerné qu'une seule source de vitesse, tandis que les écarts ont parfois été brutaux pour le F-HTYO et ont concerné quatre sources de vitesse.

Enfin, la perturbation de mesure de vitesse semble avoir été liée à l'altitude de vol / à la pression atmosphérique sur le B-324X. En effet, la différence de vitesse a été maximale et constante durant la croisière, tandis qu'elle est apparue et a disparu en montée et en descente respectivement.
La gestion des reconfigurations des données air au cours du vol MU7710 n'est donc pas semblable à l'événement du F-HTYO dont les reconfigurations ont été nombreuses et dynamiques. L'une des raisons peut être la différence de nature de la déformation du radôme (déformation très localisée sur le B-324X).

1.18.3.2 Collision aviaire sur un Airbus A318

Au cours de l'enquête, le BEA a été informé de la survenue d'un choc aviaire sur un A318 d'Air France effectuant la liaison Marseille - Paris-Orly. L'agent responsable de l'arrivée a constaté une tache de sang sur la gauche du radôme ainsi que des traces de sang et des plumes dans le moteur droit. Le mécanicien d'escale a nettoyé le sang sur le radôme, puis réalisé un *Tap test* sur sa surface extérieure. Aucun dommage n'a été constaté. L'événement étant un FOD, le coordinateur sécurité des vols a conseillé aux techniciens d'ouvrir le radôme. Lors de l'ouverture du radôme, une tache blanche a été observée, au-delà des limites de dommage acceptable.
Le radôme a été déposé et envoyé en réparation.

Figure 37 : choc aviaire et décollement de la peau interne sur un radôme d'A318
(Source : Air France)

1.18.4 Événements rapportés au BEA par l'AESA

L'AESA a rapporté au BEA des cas d'événements lors desquels l'absence de détection d'endommagements sur des structures en composite ont conduit à des incidents ou accidents. Ces différents événements concernent d'autres constructeurs. Ils montrent que la difficulté d'identifier des endommagements et l'absence d'application stricte des procédures de maintenance sur des structures en composite concernent la globalité du milieu aéronautique. On peut citer les événements suivants :

- Incident grave du Fokker 100 immatriculé D-AGPH le 1er juillet 2001 :

Résumé : alors que l'avion était en montée vers le FL 070, l'équipage a entendu un bruit sourd en provenance de la partie inférieure de l'avant de l'avion. L'équipage a réalisé un demi-tour et l'atterrissage s'est déroulé sans événement particulier.

Figure 38 : extrait du rapport final de l'incident grave du D-AGPH

Dans son rapport final, l'autorité d'enquête polonaise (SCAAI) indique que la réduction progressive de la résistance de la structure en composite a pu être à l'origine de l'incident grave. Plusieurs collisions aviaires antérieures au vol de l'événement ont pu contribuer à cet affaiblissement progressif qui n'a pas été détecté lors des inspections de maintenances.

- Incident du Boeing 747 immatriculé N470EV le 19 mai 1996

Résumé : lors du vol alors qu'il survolait l'océan Pacifique, l'avion a subi un décollement du revêtement composite du panneau supérieur du bord de fuite fixe de l'aile intérieure droite. L'avion a subi des dommages mineurs et l'équipage n'a pas été blessé.

Les examens ont montré que des parties du bord de fuite du panneau composite de l'aile intérieure droite s'étaient détachées et avaient endommagé les volets intérieurs avant et intermédiaires. Les dossiers de maintenance ont révélé qu'une fissure avait été détectée dans le coin extérieur avant lors du dernier contrôle C. La fissure avait été réparée, inspectée et repeinte. Le dernier contrôle avait également révélé un décollement et une délamination dans le panneau de l'aile droite.

Boeing avait reçu un total de 245 rapports d'opérateurs concernant le décollement de ce panneau, qui s'est détaché de l'avion en vol dans 95 cas. Les volets d'ailes sont susceptibles de subir des dommages secondaires à la suite de la séparation des panneaux. Un bulletin de service comportant cinq révisions avait été publié. Il était demandé aux exploitants de remplacer l'inspection des panneaux par un contrôle par ultrasons afin d'améliorer la probabilité de détection d'un décollement qui se produirait sous la surface du panneau. Avant cet incident, l'exploitant avait choisi de conserver la méthode d'inspection par Tap test plutôt que d'adopter l'inspection par ultrason.

1.18.5 Formation des techniciens de maintenance

1.18.5.1 Règlementation AESA relative à la maintenance des structures en composite

Les personnels chargés de la maintenance des aéronefs sont qualifiés conformément aux dispositions de l'annexe III (Part-66) du règlement (UE) n° 1321/2014[27].

[27] Règlement de la Commission du 26 novembre 2014 relatif au maintien de la navigabilité des aéronefs et des produits, pièces et équipements aéronautiques, et relatif à l'agrément des organismes et des personnels participant à ces tâches (Version en vigueur le jour de l'incident).

Dans le cas des aéronefs de la même catégorie que l'Airbus A350 (Aéronef du groupe 1), les opérations de maintenance sur la structure et la délivrance d'un certificat d'autorisation de remise en service sont effectuées par un technicien de maintenance titulaire d'une licence de catégorie B1.1 et détenteur d'une qualification de type spécifique à l'aéronef.

La formation n'est pas obligatoire pour obtenir la licence B1.1 ; la réussite à un examen suffit. Néanmoins, il existe des formations délivrées par des organismes agréés Part-147. L'AESA a publié des moyens de conformité (*Acceptable Means of Compliance - AMC*) et des guides (*Guidance Materials - GM*) de la Part-66 pour définir un syllabus des formations de techniciens de maintenance Part-66 (Appendix 1 -*Basic Knowledge Requirements*) qui comporte 13 modules. Certains de ces modules traitent des structures en composite :

- le Module 6 « *Materials and Hardware* » (caractéristiques, propriétés, détections des endommagements…) ;
- le Module 7 « *Maintenances Practices* » (techniques d'inspections et réparations…).

La formation liée à l'obtention de la QT comporte un chapitre intitulé « *Composite Structure Awareness* » qui fournit les informations suivantes :

- description des caractéristiques des matériaux en composite ;
- énumération des différents endommagements possibles :
  - dommages environnementaux (grêle, foudre, collision aviaire…),
  - dommages liés à l'activité humaine autour de l'avion (maintenance et handling),
  - description des différents endommagements (délamination, décollement…),
- description des méthodes et techniques à utiliser pour évaluer les endommagements et appliquer les TSM adéquats.

Airbus et Air France proposent chacun une formation spécialisée sur les structures en composite. Règlementairement, un technicien de maintenance détenteur d'une licence B1.1 Part 66 n'a pas d'obligation de les suivre. Ces formations sont principalement dispensées aux techniciens de maintenance qui travaillent sur les bases principales des exploitants et qui sont chargés des réparations importantes (détectées hors tolérances) des structures en composite. La formation d'Airbus comporte notamment une formation dédiée à la réparation des radômes, mais elle est uniquement dispensée aux techniciens qui travailleront dans des ateliers de réparation. Air France ajoute que, très souvent en escale, les équipes de maintenance chargées d'effectuer les éventuelles inspections/réparations ne disposent pas de personnel ayant suivi ces formations spécialisées.

1.18.5.2 Le comité de réparation des composites des avions

Le comité de réparation des composites des avions commerciaux (CACRC) a été créé par SAE International[28] afin de promouvoir la normalisation des réparations et des modifications, et de fournir des conseils aux prestataires de maintenance des composites et des structures collées, aux compagnies aériennes, aux organismes de règlementation, aux fournisseurs de matériaux et aux équipementiers.

[28] SAE International est une association mondiale dont l'objectif est de mettre en relation des experts techniques afin de promouvoir, développer les techniques dans les domaines aéronautique et automobile.

Ce comité se compose d'autorités (AESA et FAA), de constructeurs d'aéronefs (Airbus, Boeing, Embraer, etc.), d'équipementiers et d'exploitants. Il comporte sept groupes de travail qui développent et publient des documents sous forme d'informations (AIR-*Aerospace Information*), de recommandations (ARP-*Aerospace recommended practice*) et de spécifications (AMS-*Aerospace Materiel specification*).

Les différents participants des groupes « Techniques de réparation » et « Formation » ont notamment publié les documents suivants :

- AIR5719 *Teaching points for a class on "Critical issues in composite maintenance, repair and overhaul" ;*
- AIR4938 *Composite and bonded structure technician/specialist training* ;
- AIR6825 *Identification and Assessment of damage to composite aircraft structures training document*.

D'autres documents sont en cours de développement, par exemple « *reporting od damage* » AIR7509 and « Composite NDT/NDI guidance documents » ARP7532 et ARP5089A

1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces

Sans objet.

2 ANALYSE

2.1 Introduction

L'effondrement du radôme du F-HTYO sur lui-même lors de la montée initiale résulte du décollement de sa paroi interne. Ce décollement a probablement été causé par une collision aviaire. Le F-HTYO avait subi une collision aviaire sur le côté gauche lors d'un vol le mois précédent. L'analyse de l'ADN des traces prélevées sur le radôme a permis d'identifier un faucon sans qu'il soit possible de déterminer la date ni la localisation géographique de la collision.

Lors de plusieurs vols précédant l'événement, des pannes du radar météorologique se sont produites. Les actions de maintenance effectuées n'ont pas permis d'identifier l'endommagement interne du radôme.

Lors du vol de l'incident, l'apparition de pannes du radar a conduit l'équipage à décider d'un demi-tour en vol en application de la procédure liée à ces pannes. Lors de la descente, passant le FL 300, l'effondrement du radôme a perturbé l'écoulement aérodynamique, ce qui a significativement altéré les mesures de pression des sondes situées à l'avant de l'aéronef et entraîné tout au long du vol :

- de multiples messages ECAM ;
- des écarts dans les indications de vitesses affichées sur les PFD. Ces écarts ont pu être significatifs lors du passage en CONF 1 ;
- trois passages temporaires en loi ALTERNATE. En dehors de ces trois périodes, l'avion était en loi NORMALE.

La séquence des reconfigurations des affichages de vitesse, automatiques et manuelles, qui ont eu lieu au cours du vol, ainsi que les pannes associées, est décrite dans le § 1.16.6.2**.**

Les fluctuations des indications de vitesse ont surpris l'équipage qui a décidé de désactiver tous les automatismes (c.-à.-d. AP, FD et A/THR) alors qu'ils étaient encore disponibles. L'analyse de l'incident montre que l'équipage n'avait pas une connaissance approfondie du fonctionnement du système de sélection automatique des données air et inertielles (NAIADS). L'absence d'informations sur ce contexte particulier en vol, dans la documentation Airbus et dans la formation des équipages, a contribué à cette méconnaissance du fonctionnement de ce système.

Dans les deux événements recensés (F-HTYO et B-324X, voir § 1.18.3.1), le système NAIADS qui équipe l'Airbus A350 a permis aux systèmes de commandes de vol et aux PFD de disposer des meilleures données disponibles. Les protections de l'enveloppe de vol et les automatismes (AP, FD et A/THR) sont restés disponibles pendant toute la durée du vol.

L'atterrissage en surcharge, sur une piste longue, s'est déroulé sans événement particulier. Toutefois, l'absence dans le FCOM des valeurs assiette/poussée en CONF FULL pour une masse de 248 t a contraint l'équipage à effectuer des calculs d'extrapolation augmentant ainsi la charge de travail qui était déjà importante.

L'analyse porte sur

- l'absence de détection des endommagements internes du radôme lors des inspections de maintenance ;
- la gestion de la procédure UNRELIABLE AIR SPEED dans un contexte de forte charge de travail ;
- le comportement de l'équipage.

2.2 Absence de détection des endommagements sur un radôme en maintenance

Le 24 avril 2023, soit un mois avant l'incident, le document ATL mentionne que l'avion a subi une collision aviaire sur le côté gauche lors de l'atterrissage à Lagos (Nigeria). La tâche de maintenance associée requiert une inspection visuelle obligatoire et systématique des surfaces externes et internes du radôme, quelle que soit la localisation de la collision sur l'avion, même en l'absence de trace visible ou de résidu organique. L'ATL mentionne que cette tâche a été appliquée et précise qu'une trace a été observée à l'arrière du radôme, sans qu'aucun dommage soit constaté.

Entre le 25 et le 27 mai, trois vols ont été réalisés, au cours desquels des pannes du radar météorologique sont survenues. D'après l'analyse d'Airbus et d'Honeywell (le fabricant du radar), ces pannes résultaient du blocage mécanique de l'antenne du radar. L'enquête a montré que ces blocages étaient probablement dus à la présence d'un décollement de la paroi interne du radôme.

Lors d'une panne du radar, la première action de la tâche de maintenance consiste à confirmer la panne par la mise en mouvement de l'antenne alors que l'avion est au sol. Si cette panne est confirmée, il est requis d'effectuer une inspection visuelle de la face interne du radôme.
Toutefois, lors des inspections de maintenance réalisées après chacun des trois vols précédant le vol de l'événement, la panne radar n'a pas été confirmée au sol.

L'enquête a montré que :

- en vol, un décollement d'au moins 380 mm de diamètre est nécessaire pour avoir une interaction entre la peau interne du radôme et l'antenne ;
- au sol, le décollement nécessaire est de 390 mm, en raison des différences de conditions aérodynamiques entre les deux situations.

Il apparaît ainsi que le premier item de cette tâche de maintenance ne permet pas toujours de garantir la détection au sol d'un décollement de la paroi interne du radôme qui est pourtant en vol suffisamment important pour interagir avec l'antenne du radar.

Selon Airbus, un décollement de cette taille serait néanmoins détectable si une inspection visuelle était réalisée. Dans les deux cas, la taille du décollement constaté dépassait la taille limite d'un dommage acceptable définie dans l'AMM, qui est de 250 mm de diamètre.

Historique des interventions de maintenance sur le F-HTYO dans les jours précédant l'incident

- Après le vol du 25 mai (vol CDG-SCL), le technicien indique avoir inspecté visuellement la face interne du radôme sans identifier de dommage.
- Après le vol du 26 mai (vol SCL-CDG), l'antenne du radar a été remplacée. Aucun examen visuel de la face interne du radôme n'a été réalisé.
- Le 27 mai, la veille du vol de l'incident (vol CDG-KIX), après le 3e vol consécutif marqué par des pannes radar, le centre de maintenance d'Air France a demandé une inspection visuelle interne du radôme. Celle-ci n'a pas été effectuée par le technicien de maintenance qui a réalisé une inspection visuelle externe et contrôlé l'antenne du radar qui venait d'être remplacée la veille.

Selon la documentation de maintenance d'Airbus (*Fault Isolation*), en cas de pannes radar répétitives, l'inspection des surfaces externes et internes du radôme est requise :

- soit si la panne de l'antenne radar est confirmée au sol par un test du système ;
- soit après trois défaillances successives non confirmées au sol.

S'agissant du 3e vol consécutif où apparaissaient les pannes de radar, sans qu'elles soient confirmées au sol, une inspection interne du radôme était attendue.

Problématique des inspections de structures composites
Des cas d'endommagements non détectés, mal évalués ou non signalés sur des structures en composite lors d'inspections de maintenance ont été rapportés au BEA par l'AESA, Airbus et Air France. Il a été fréquemment évoqué qu'après une collision aviaire, les techniciens de maintenance effectuaient un nettoyage et un « *Tap test* » sur la face externe du radôme. En l'absence d'anomalie observée, l'avion était remis en service. Pourtant, la tâche de maintenance liée à l'inspection de l'avion après une collision aviaire requiert une inspection visuelle systématique, des surfaces externes et internes du radôme.

Les techniciens de maintenance peuvent avoir peu ou pas de formation spécifique ou une connaissance limitée des composites. Cette méconnaissance peut influencer leurs décisions et leurs actions lorsqu'ils signalent ou effectuent des opérations de maintenance sur un événement d'endommagement de structure en composite.

2.3 Gestion de la procédure UNRELIABLE AIR SPEED

L'analyse de l'événement montre que, jusqu'au passage en CONF 1 de l'avion vers 6 000 ft, l'équipage a appliqué la procédure **UNRELIABLE AIR SPEED** et maintenu les automatismes engagés dans la très grande majorité du temps.
Lors du passage en configuration CONF 1, alors que des vitesses ont fortement fluctué, l'OPL C a indiqué au CDB de passer en BKUP SPD. Le CDB a positionné le sélecteur AIR DATA sur F/O ON BKUP (BKUP SPD affichée au PFD 2) et l'OPL B a désengagé définitivement les automatismes et effectué l'approche et l'atterrissage en pilotage manuel.
Cette action a été effectuée dans un contexte de surprise et la procédure **UNRELIABLE AIR SPEED** n'a pas été totalement appliquée. En effet, le passage en BKUP SPD et son maintien ne sont, en toute rigueur, prévus que si la différence entre les vitesses des PFD 1 et 2 est supérieure à 30 kt, et doivent être suivis de la coupure des trois ADR. Cette action n'a néanmoins pas dégradé le niveau de sécurité du vol.

En pilotage manuel et avec des vitesses considérées comme non fiables, l'équipage a rencontré des difficultés pour accéder rapidement aux tableaux d'assiette/poussée.
À la différence de l'Airbus A330, sur lequel l'équipage avait accumulé beaucoup d'heures de vol, la procédure **UNRELIABLE AIR SPEED** ne présente pas directement ces tableaux, mais simplement un lien hypertexte qui pointe vers le paragraphe d'introduction du chapitre PERFORMANCE du FCOM de l'avion. Il faut ensuite faire défiler les pages pour accéder aux tableaux. Airbus propose pourtant un accès rapide à ces tableaux dans la partie *QUICK ACCESS* de l'EFB. Air France avait supprimé ce raccourci qui n'était donc plus disponible.

Compte tenu des conditions du jour et de la formation de l'équipage (quatre pilotes), le pilotage manuel de l'avion est resté compatible avec les ressources disponibles.

L'enquête a montré qu'il aurait été possible d'effectuer l'approche avec les automatismes engagés, car le système NAIADS était fonctionnel. Dans des conditions moins favorables, la stratégie qui consiste à garder les automatismes reste celle à privilégier car elle permet de préserver les ressources de l'équipage.

Les éléments suivants, issus des témoignages et de l'écoute du CVR, expliquent la décision de l'équipage.

- **La perte de confiance dans le système et les automatismes à la suite d'un comportement avion et des fluctuations de vitesses perçus comme anormaux lors du changement de configuration (CONF 1)**

Bien que le CDB eût anticipé la sortie des becs et volets, l'équipage a été surpris par les fluctuations importantes de vitesses affichées au PFD. L'équipage a alors considéré que toutes les vitesses liées aux sondes à proximité du radôme étaient perturbées. La décision de piloter en manuel a été quasi immédiate. À partir de ce moment, l'équipage a considéré que la seule source de vitesse fiable était la BKUP SPD, dont les capteurs sont dans les moteurs et dont la fiabilité est assurée pour un régime N1 des moteurs supérieur à 40 %. L'atterrissage étant proche et le PF étant en contrôle de la trajectoire, celui-ci n'a pas réengagé les automatismes.

- **Connaissances du système de sélection automatique de données air et inertielles**

L'équipage indique avoir connaissance d'un système qui pouvait reconfigurer les sources de vitesse, mais sans en maîtriser les détails. L'enquête a montré que les documentations du FCOM et du FCTM ne permettaient pas à l'équipage d'avoir une connaissance adéquate du fonctionnement du système dans une situation telle que celle de l'événement (perturbations importantes de l'écoulement aérodynamique pouvant induire une latence dans la reconfiguration du système).

Ce système est complexe et sa description dans le FCOM peut être difficile à appréhender dans sa totalité, car elle nécessite de naviguer entre plusieurs liens hypertextes. Il est également nécessaire de sélectionner les niveaux les plus détaillés (L2 et L3) du FCOM pour obtenir des informations plus précises. La dispersion et la densité des informations sur la description de ce système ne permettent probablement pas de mettre en exergue les informations les plus utiles aux pilotes.

L'enquête a également permis d'identifier une erreur dans le FCOM : celui-ci indique qu'une source de données air ou inertielle rejetée ne peut plus être utilisée par les lois de commandes de vol si elle redevient disponible, ce qui est inexact sur l'Airbus A350.

- **Une formation au simulateur éloignée des conditions de l'événement**

Au simulateur, lors de la démonstration du système, les pannes sont franches et définitives. Les stagiaires observent le système se reconfigurer au fur et à mesure de la disparition des sources ADR, ISIS, jusqu'au seul fonctionnement de la BKUP SPD. La séquence des reconfigurations est fonction du rythme dans lequel les pannes sont programmées par l'instructeur.

Lors de l'événement, l'affaissement du radôme a créé de telles fluctuations aérodynamiques autour des sondes que le système a effectué de multiples reconfigurations et affiché plusieurs messages ECAM :

- NAV AIR DATA REDUNDANCY LOST.
- MULTIPLE AIR DATA REJECTED BY PRIMs
- ISIS SPD UNRELIABLE
- NAV ISIS SPD RECOVERED

L'équipage explique qu'il ignorait si le système fonctionnait nominalement ou pas et qu'il aurait été rassuré par un affichage indiquant que les calculs de reconfiguration étaient en cours. Ce témoignage semble indiquer qu'il n'avait pas conscience que ces messages indiquent que les reconfigurations sont en cours.

Ainsi, l'exercice prévu au simulateur ne permettait pas de sensibiliser l'équipage à autre chose qu'un fonctionnement du système NAIADS dans le cadre de pannes franches et par conséquent dans un contexte éloigné des conditions opérationnelles et sans le même niveau de stress.

- **L'impact de la bi-qualification A330/A350**

En raison des évolutions technologiques entre l'A330 et l'A350, notamment le système NAIADS, la procédure **UNRELIABLE AIR SPEED** est différente sur les deux avions.

- Sur A330, la procédure *unreliable air speed* impose la réversion vers le pilotage manuel de façon définitive avec des tables assiette-poussée. La BKUP SPD n'existe pas et l'atterrissage s'effectue en configuration CONF 3.
- Sur A350, dans le cas de l'incident, il était possible de garder les automatismes après avoir terminé la procédure. L'atterrissage peut s'effectuer en configuration FULL.

Les pilotes étaient tous bi-qualifiés A330/A350. Le CDB n'avait pour sa part effectué que huit étapes au total sur A350 depuis la fin de sa formation sur simulateur, dont six dans les trois derniers mois. Il est possible que l'équipage, volant sur les deux avions, soit revenu vers la philosophie du pilotage manuel de l'**UNRELIABLE AIR SPEED** telle que pratiquée sur A330.

2.4 Comportement de l'équipage

Lors du vol de l'événement, l'équipage a dû gérer une situation complexe. L'affaissement du radôme est survenu alors que la charge de travail était déjà élevée en raison des changements opérationnels mis en œuvre : altération de la route, en coordination avec le contrôle japonais, changement de PF, communication avec le CCO et le CCP, mise en descente en prévision d'un atterrissage avec 40 tonnes de surcharge.
Quand le radôme s'est affaissé, l'équipage a dû dans un premier temps gérer un stress lié à la survenue brutale d'un dommage structurel proche du cockpit et générateur de bruit et de vibrations. Il a dû simultanément contrôler l'énergie et la trajectoire de l'avion et appliquer les procédures dans une situation restée dynamique jusqu'à l'atterrissage.

Dans ce contexte, l'analyse du CVR et les paramètres indiquent que l'équipage a su gérer une charge de travail significative. La présence et l'engagement de trois OPL expérimentés à bord, dont les rôles étaient clairement établis sous la direction du CDB, ont permis de maintenir des marges de sécurité élevées.

3 CONCLUSIONS

3.1 Faits établis par l'enquête

- Les dommages constatés sur le radôme sont très probablement la conséquence d'un choc aviaire. Cet impact a très probablement généré un décollement de la peau interne qui s'est propagé radialement et vers l'arrière du radôme, jusqu'à mener à son effondrement complet.
- Un mois avant le vol de l'incident, l'avion avait subi une collision aviaire, la tâche de maintenance déclenchée par cette collision n'avait pas identifié d'endommagement et l'avion avait été remis en service.
- Trois jours avant le vol de l'incident, la survenue répétitive de pannes du radar météorologique indique la présence d'un décollement de la paroi interne du radôme déjà suffisamment important pour empêcher le mouvement de l'antenne du radar et donc générer ces pannes.
- Lors de la réalisation des tâches de maintenance déclenchées par ces pannes du radar, l'endommagement de la surface interne du radôme n'a pas été identifié et l'avion a été remis en service.
- L'absence de détection de l'endommagement de la surface interne malgré une dimension significative indique que les inspections visuelles de la face interne du radôme n'ont pas été réalisées de manière adéquate, et/ou que la tâche de maintenance requise (panne du radar) n'était pas adaptée.
- Les techniciens de maintenance qui sont intervenus en escale sur l'avion disposaient d'une licence B1.1 et de la qualification de type.
- Lors du vol de l'incident, l'effondrement du radôme a généré de nombreux messages ECAM, des passages temporaires en loi ALTERNATE et de nombreuses variations des vitesses affichées.
- Le système de sélection automatique de données air et inertielles (NAIADS) qui équipe l'Airbus A350 a permis de maintenir disponibles les protections de l'enveloppe de vol et les automatismes (AP, FD et A/THR) pendant toute la durée du vol.
- L'équipage n'avait pas une connaissance approfondie du fonctionnement du système NAIADS. Surpris par les variations de vitesse affichées lors de la sortie de la CONF 1 en approche, il a décidé de désactiver tous les automatismes jusqu'à l'atterrissage alors qu'ils étaient toujours opérationnels.

3.2 Facteurs contributifs

Ont pu contribuer à l'absence de détection de l'endommagement de la paroi interne du radôme lors des opérations de maintenances liées aux vols précédant le vol de l'incident :

- une conscience et une formation probablement insuffisantes des techniciens de maintenance des risques générés par une collision aviaire, de la grêle, de la foudre ou tout FOD sur une structure en composite. Cette méconnaissance peut les conduire à ne pas appliquer totalement les tâches de maintenance du constructeur. Ainsi dans le cas d'une collision aviaire, il apparaît que, dans de nombreux cas, si le technicien ne constate pas d'endommagement sur la surface externe du radôme, il ne réalise pas d'inspection de la face interne alors que la tâche de maintenance le requiert ;
- une tâche de maintenance relative à une panne du radar qui ne permet pas de garantir la détection systématique d'endommagement de la paroi interne du radôme ; les déformations de la structure en composite peuvent différer en vol et au sol, et altérer différemment le fonctionnement des autres systèmes, notamment le radar météorologique.

Ont pu contribuer à une connaissance insuffisante par l'équipage du fonctionnement du NAIADS qui équipe l'Airbus A350 :

- la rédaction et l'organisation des informations relatives au NAIADS dans les documentations du constructeur (FCOM et FCTM) qui ne permettent probablement pas aux pilotes d'avoir une compréhension claire du fonctionnement de ce système ;
- une formation simulateur limitée, éloignée des conditions opérationnelles dans lesquelles ce type de panne peut survenir.

4 MESURES DE SECURITE PRISES DEPUIS L'OCCURRENCE

4.1 Mesures mises en place relatives à la maintenance

4.1.1 Airbus - Mise à jour des tâches de maintenance (*Maintenance Procedures*) liées à l'inspection du radôme et des collisions aviaires et grêle

À la lumière des faits établis lors de l'enquête du F-HTYO et de l'expérience en service, Airbus a réalisé une revue de l'organisation des informations disponibles dans les tâches de maintenance liées aux inspections après l'impact d'un FOD (oiseau ou grêle).

Cette revue a conduit Airbus à mettre à jour ses procédures de maintenance début 2024 afin de rappeler le caractère systématique et obligatoire des inspections de la surface interne du radôme dans toutes les sections importantes des procédures. Ces rappels devraient permettre aux techniciens de maintenance de ne pas oublier cette inspection obligatoire qui figurait auparavant uniquement dans les paragraphes d'introduction et d'information générale de ces procédures, paragraphes susceptibles de ne pas être lus systématiquement par les techniciens de maintenance.

4.1.2 Airbus - Mise à jour de la tâche de maintenance (*Fault Isolation Manual*) liée aux pannes radar

Au cours de l'enquête, Airbus a déterminé que le premier item de la tâche de maintenance à appliquer en cas de panne du radar ne permettait pas toujours de garantir la détection au sol d'un décollement de la paroi interne du radôme qui était pourtant en vol suffisamment important pour perturber le déplacement de l'antenne du radar et provoquer la survenue de la panne de ce dernier.

Afin d'améliorer la détection des décollements internes qui n'auraient pas été identifiés lors des inspections réalisées après l'impact d'un FOD (oiseau ou grêle), Airbus a modifié la tâche de maintenance concernée. Dorénavant, une inspection visuelle détaillée, incluant une inspection visuelle interne du radôme, est systématiquement requise si l'historique des pannes enregistrées (CMS) indique un blocage mécanique de l'antenne. Cette procédure est en vigueur depuis avril 2024.

2. Fault Isolation

A. Go to the Fault Confirmation Ref. AFI A350-A-34-71-XX-05ZZZ-429Z-A.

Is there confirmation of the fault? YES (Go to Step C.) / NO (Go to Step B.)

B. On the maintenance terminal, get access to the "AVIONICS FAULT HISTORY" page Ref. MP A350-A-45-45-XX-0BZZZ-132Z-A.
On the "AVIONICS FAULT HISTORY" page, do a check of the complementary data of FC 3471F008.

Are the first four digits of complementary data 0FB4? YES (Go to Step C.) / NO (Go to Step E.)

C. Do a detailed inspection of the radome (5001MW) Ref. MP A350-A-53-15-73-02ZZZ-398Z-A.
If you find damage:
- Repair the radome (5001MW) Ref. ASR A350-A-53-15-73-00ZZZ-662Z-A, or
- Replace the RADOME-NOSE (5001MW) Ref. MP A350-A-53-15-73-00ZZZ-520Z-A and Ref. MP A350-A-53-15-73-00ZZZ-720Z-A.

Do the BITE test of the AESS (master AESU system-test) Ref. MP A350-A-34-71-XX-00ZZZ-343Z-A.
If the test gives a fault message, do the related Fault Isolation procedure.

Does the fault continue? YES (Go to Step D.) / NO (Go to Step E.)

D. Replace the DRIVE UNIT-WXR ANTENNA (20SE) Ref. MP A350-A-34-71-51-00ZZZ-520Z-A and Ref. MP A350-A-34-71-51-00ZZZ-720Z-A.
Go to the Fault Confirmation Ref. AFI A350-A-34-71-XX-05ZZZ-429Z-A.

Go to Step E.

Figure 39 : extrait de la tâche de maintenance en ligne « A350-A-34-71-XX-3V001-421A-A – SURV WXR 1+2 FAULT » mise à jour. (Source : Airbus)

4.1.3 Airbus - communication et publications

En mars 2024, lors de la conférence de sécurité des vols[29] qu'Airbus organise annuellement, le constructeur et Air France ont présenté conjointement une synthèse de l'incident du F-HTYO.

En avril 2024, Airbus a publié un article « *Bird or Hail strikes on the radome* » dans le magazine Safety First. Cet article rappelle les recommandations aux équipages de vol et aux équipes de maintenance afin d'assurer la détection, le signalement et la gestion correcte d'un impact d'oiseau ou de grêle. Il explique également pourquoi il est important de toujours vérifier les surfaces extérieures et intérieures d'un radôme après un impact en précisant qu'un décollement sur la face interne du radôme peut empêcher le libre mouvement de l'antenne du radar météorologique et provoquer l'affichage de pannes à l'équipage. Les images utilisées pour illustrer ce chapitre sont celles liées à un Airbus A320 pour lequel la panne WXR ANT est affichée. Ce n'est pas le cas sur un Airbus A350.

[29] Airbus organise annuellement une conférence sur la sécurité des vols où sont invités les exploitants. L'objectif de cette conférence est de partager avec les responsables de la sécurité des vols des exploitants des informations pertinentes sur la sécurité et les enseignements tirés de l'expérience en service.

En mai 2024, Airbus a publié une information de service (*In-Service Information*) ISI 53.15.00026. Cette information fournit une description globale des évolutions du radôme de l'A350 et des possibilités d'interchangeabilité, des vérifications périodiques et des procédures en cas d'événements anormaux. Le chapitre sur les inspections non programmées, déclenchées par un événement anormal comme un choc aviaire, souligne également qu'il est obligatoire d'ouvrir et d'inspecter le radôme :

6.1 BIRD STRIKE:
Inspection of the Aircraft after Bird strike Task A350-A-05-51-14-00001-282A-A

Ref SUBTASK 055114-60000780001
Radome mandatory inspection:
IT IS MANDATORY TO OPEN AND EXAMINE THE RADOME. In some special conditions the Radome can have delamination without organic residue or signs of impact.

Figure 40 : extrait de l'information en service ISI 53.15.00026 (Source : Airbus)

4.2 Mises à jour de la documentation opérationnelle (FCOM et FCTM) d'Airbus

4.2.1 Mise à jour de la procédure UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION du FCTM.

L'enquête a montré que le système NAIADS a permis la disponibilité des automatismes AP, FD, A/THR pendant toute la durée du vol.

Dans une situation où le radôme est fortement endommagé, les perturbations aérodynamiques peuvent entraîner de multiples fluctuations des vitesses affichées sur les PFD et détectables par l'équipage qui, surpris, pourrait désactiver les automatismes. Ces fluctuations peuvent survenir lorsque l'attitude de l'avion varie, ou lorsque la configuration de l'avion est modifiée. Par conséquent, l'équipage ne doit évaluer la fiabilité des sources de données que lorsque la trajectoire et la configuration de l'avion sont stables.

Afin d'informer les équipages et les sensibiliser à ces situations potentielles, Airbus a mis à jour en avril 2024 la procédure **UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION** du FCTM en ajoutant un paragraphe intitulé « SPECIFIC CASE OF RADÔME COLLAPSE ».

AIR FRANCE A350 FLIGHT CREW TECHNIQUES MANUAL	PROCEDURES ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES NAV

1 **WHEN TO APPLY THE UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION PROCEDURE**

The flight crew should consider applying this procedure when they suspect an erroneous speed or altitude indication (not detected by the aircraft systems).

L2 For more information on the ADIRS monitoring, *Refer to FCOM/DSC-34-NAV-20-10-50 ADIRS Monitoring.*

L1 **SPECIFIC CASE OF RADOME COLLAPSE**

In the case of a radome collapse, the systems reconfigurations may induce air parameters deviations, and temporary air speed fluctuations that the flight crew can detect. These effects may happen when the aircraft attitude varies, or when the aircraft configuration is changed due to a modification of the airflow around the probes.
As a result, the flight crew should only assess the reliability of the air data sources when the aircraft trajectory and configurations are stable.

2 The flight crew can suspect an erroneous speed or altitude indication, in any of the following cases:

1. Fluctuating or unexpected variations in the indicated airspeed or altitude
2. Abnormal correlation between the basic flight parameters (i.e. pitch, thrust, airspeed, altitude and vertical speed indications).

   For example, an erroneous speed or altitude indication can be suspected when one of the following applies:
   - The altitude does not increase, although there is a significant nose-up pitch and high thrust
   - The IAS increases, although there is a significant nose-up pitch
   - The IAS decreases, although there is a significant nose-down pitch
   - The IAS decreases, although there is a nose-down pitch and the aircraft descends.
3. An abnormal behavior of the AP/FD and/or the A/THR
4. The STALL warning triggers and this is in contradiction with the indicated airspeeds. In this case, the flight crew should rely on the STALL warning. Erroneous airspeed data does not affect the STALL warning, because the STALL warning is based on the Angle Of Attack (AOA)
5. The OVERSPEED warning triggers and this is in contradiction with the indicated airspeeds. Depending on the situation, the OVERSPEED warning may be false or justified. When the

AFR A350 FLEET — PR-AEP-NAV P 2/4
FCTM — ←B→ — 04 APR 24

OVERSPEED VFE warning triggers, the appearance of aircraft buffet is a symptom that the airspeed is indeed excessive

6. The barometric altitude is not consistent with the RA height (when the RA height is displayed)
7. The aerodynamic noise reduces whereas the indicated airspeed increases, or vice versa.

Note: *Due to the fact that the barometric altitude may be erroneous, the aircraft may not be able to accurately maintain level flight. In addition, the ATC transponder may transmit an incorrect altitude to ATC or to other aircraft, which can lead to confusion. Therefore, the flight crew should advise ATC of the situation without delay.*

Figure 41 : mise à jour du FCTM Airbus A350 (Source : Air France)

4.2.2 Mise à jour du FCOM

4.2.2.1 Mise à jour du tableau assiette-poussée

Airbus a mis à jour le tableau assiette-poussée afin d'y inclure les valeurs d'assiette-poussée dans toutes les phases de vol avec des masses en surcharge supérieures à 210 t (seule valeur de surcharge disponible dans le FCOM au moment de l'incident).

4.2.2.2 Mise à jour Chapitre ADIRS- SYSTEM DESCRIPTION-A350 CDSC-34-NAV-20-10-50

Dans la description des systèmes du FCOM, la phrase « *For the flight control laws, the PRIMs cannot reuse a rejected air or inertial data source even if this source is back to normal* » était erronée. Sur l'Airbus A350, une source rejetée peut être réutilisée par les lois de commandes de vol lorsqu'elle est de nouveau considérée comme valide. Airbus a modifié ce chapitre du FCOM.

> L3 The PRIMs continue to monitor the rejected data source. If a rejected data source is consistent again with the other sources, the PRIMs may consider this source valid. In this case, the flight control law would reconfigure to normal law and the CDS automatically reconfigures the PFD.

Figure 42 : mise à jour du FCOM A350 DSC-34-NAV-20-10-50, ADIRS- SYSTEM DESCRIPTION-ADIRS MONITORING (Source : Airbus)

4.3 Air France – Mesures prises après l'événement

Au cours de l'enquête, Air France a émis des consignes et rappels afin que les techniciens de maintenance effectuent systématiquement une inspection de la face interne du radôme après une collision aviaire, foudroiement ou grêle.

L'organisme responsable de la sécurité des vols a réalisé des communications et des présentations à l'intention des équipages afin de les informer des enseignements de sécurité résultant de l'enquête sur l'incident du F-HTYO :

- communications sur le fonctionnement du radar de l'A350 et l'importance de rapporter dans l'ATL les pannes du radar afin que les actions de maintenance adéquates puissent être réalisées ;
- communications sur le fonctionnement du système NAIADS.

5 ANNEXES

Annexe I : Procédures FCOM Airbus A350

Liste des procédures appliquées par l'équipage :

- **SURV TOTAL LOSS OF WXR**
- **UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION MEMO ITEM**
- **UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION procedure**
- **MISC OVERWEIGHT LDG**

Annexe II : Procédures FCTM Airbus A350

Liste des procédures en lien avec l'incident :

- **HANDLING THE AIRCRAFT IN THE CASE OF SEVERE DAMAGE**
- **UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION**

ANNEXE I : Procédures FCOM Airbus A350

SURV TOTAL LOSS OF WXR

AIRFRANCE A350 FLIGHT CREW OPERATING MANUAL	PROCEDURES ABNORMAL AND EMERGENCY PROCEDURES SURV

[ABN] SURV TOTAL LOSS OF WXR

Applicable to: ALL

Ident.: PRO-ABN-SURV-3471AF32-90000028.9000024 / 18 JUL 19

ANNUNCIATIONS

Triggering Conditions:

L2 To display this procedure, the flight crew must press the ABN pb on the ECP , and then select the TOTAL LOSS OF WXR procedure in the SURVEILLANCE section.

L3 This not-sensed procedure is to be performed after SURV SYS 1+2 FAULT or SURV WXR 1+2 FAULT.

Ident.: PRO-ABN-SURV-3471AF32-90000029.9000025 / 18 JUL 19

CONTACT WITH DISPATCH.....ESTABLISH
WEATHER.....CONTINUOUSLY MONITOR

L2 *Continuously monitor the weather in contact with dispatch.*

L1 WEATHER AT OVERFLOWN AIRPORTS.....OBTAIN

L2 *Radio or datalink may be used to contact dispatch, ATC or preceding aircrafts.*

L1 KEEP VMC

L2 *VMC shall be ensured for all flight.*

No weather threat shall be forecast.

The intertropical convergence zone shall not be flown.

L1 FLIGHT TIME.....CHECK

- **Flight time must not exceed :**
  - 3 hours in night flight.
  - 6 hours in daylight flight.

CABIN CREW.....ADVISE

L2 *Advise cabin crew that seat belt signs may be required.*

UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION: Memory item

[MEM] UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION

Ident.: PRO-ABN-NAV-00020895.0001001 / 06 NOV 14
Applicable to: ALL

L2 *Note:*
1. *This procedure contains items that the flight crew must perform from memory. For more information, Refer to FCTM/PR-AEP-NAV Unreliable Air Speed Indication*
2. *When a safe trajectory is ensured with the below applicable pitch and thrust values, the flight crew must activate the NAV UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION not-sensed procedure without delay, Refer to (procedure).*

L1 ● **If the safe conduct of the flight is impacted:**

AP.....OFF
A/THR.....OFF
FD.....OFF

L2 *The flight crew considers the ADR speed unreliable. As a consequence, they must not use the AP / FD and A/THR .*

L1 PITCH / THRUST:
Below THR RED ALT.....12.5 °/TOGA
Above THR RED ALT and Below FL 100.....10 °/CLB
Above THR RED ALT and Above FL 100.....5 °/CLB
FLAPS (if CONF 0(1)(2)(3)).....MAINTAIN CURRENT CONF
FLAPS (if CONF FULL).....SELECT CONF 3 AND MAINTAIN
SPEED BRAKES.....CHECK RETRACTED
L/G.....UP

UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION (niveaux L1, L2, L3)

[ABN] NAV UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION **(Cont'd)**

Ident.: PRO-ABN-NAV-9027W140-00019127.0007001 / 28 JUN 21

AP.....OFF
A/THR.....OFF
FD.....OFF

L2 *The flight crew considers the ADR speeds unreliable. As a consequence, they must not use the AP / FD and A/THR .*

L1 AIR DATA SWTG ON PF SIDE.....BKUP

L2 *The PFD on the PF side displays the backup speed and backup altitude. If available, the backup air data is reliable.*

L3 *For more information on the display of backup indications, Refer to DSC-34-NAV-20-30 Backup Speed and Backup Altitude Indications.*

L2 *The air data displayed on the PM side remains based on the ADR s. As a consequence, the PM should consider the air data displayed on its PFD as unreliable.*

If the air data on the selected side is not available, consider switching backup speed on the other side.

If the air data is not available on any sides, Refer to PER-PN1 INTRODUCTION.

L1 MIN N1 (ALL ENGs).....40 %

L2 *The backup speed is displayed on PF side with the AIR DATA selector . When the ADR s are on and are not rejected by PRIM s, the backup speed is only based on FADEC s data. The thrust must be above 40 % N1 to ensure the accuracy of the displayed backup speed.*

L1 ■ **If CAPT & F/O SPD DISAGREE (>30 KT):**

ADR 1+2+3 P/Bs.....OFF

L2 *The backup speed is reliable. The flight crew confirms that the ADR s are unreliable. Therefore, the flight crew must switch off the ADR s.*

The RVSM capability is lost (Refer to PRO-SPO-RVSM Required Equipment and Functions).

The PRIM s compare the ISIS air data and the backup air data:

- *If there are no differences, the CDS displays the backup air data on the PFD of the PF (as set with the AIR DATA selector) and the ISIS air data on the PFD of the PM . As a consequence, the alternate law is triggered. In this case, the OVERSPEED alert is not available.*

  For more information on the display of ISIS air data indications, Refer to DSC-34-NAV-20-30 Display of ISIS Speed and Altitude Indications.

Continued on the following page

[ABN] NAV UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION **(Cont'd)**

- *In the case of differences, the PRIM s reject the ISIS air data and the CDS displays the backup air data on both PFD s. As a consequence, the direct law is triggered.*

L1 N1.....AS RQRD

L2 *When all ADR s are switched off , the backup speed is based on FADEC s data at high speed but also on AOA probes at low speed. Therefore, the thrust can be set as required.*

L1 SPD & ALT.....FLY THE BKUP

L2 *Even if the ISIS air data is displayed on one PFD , the PF should use the backup speed and altitude. Indeed, the backup air data is the source of air data which is the most independent from the ADR s (different technology compared to ISIS and ADIRS).*

A rapid change of thrust may disturb the backup speed computation. In this case, the backup speed indication fluctuates during a transient.

L1 ● **If backup altitude (or speed) is displayed on at least one PFD :**

BKUP SPD ACCURACY : 10 KT
BKUP ALT ACCURACY : 500 FT

L2 *The speed and altitude accuracy is downgraded when the PFD displays the backup air data.*

L1 ● **If the backup speed is only based on AOA probes and backup speed is displayed on at least one PFD :**

MAX SPEED : 300/.80
MAX FL : 300

L2 *Due to failures, the PRIM s cannot use the FADEC air data for computation of the backup speed. Therefore, the flight level and speed are limited to ensure the accuracy of the backup speed.*

L1 GA THR : TOGA ONLY
CABIN ALT MODE.....MAN

ACFT CRZ FL	CABIN ALT TRGT
430	6000
400	5900
350	5000
300	4200
250	3300
200	2500
150	1600
100	800

Continued on the following page

[ABN] NAV UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION (Cont'd)

CABIN ALT TRGT.....AS RQRD
WING A-ICE.....OFF
AVOID ICING CONDs

■ **If CAPT & F/O SPD DISAGREE <30 KT:**
AIR DATA SWTG.....AUTO

L2 *The ADR s are reliable and can be used for display on both PFDs.*

L1 AP & FD.....AS RQRD
A/THR OR N1.....AS RQRD

L2 *The ADR s are reliable. Therefore, the flight crew can use the AP / FD and A/THR .*

L1 DEACTIVATE

● **If all ADR s are switched off:**

L12

ASSOCIATED PROCEDURES

F/CTL DIRECT LAW (PROT LOST)
Refer to procedure
The flight controls will revert to DIRECT LAW if the discrepancy between the ISIS and the BACKUP sources is above a monitoring threshold. Otherwise, the flight controls will revert to ALTERNATE LAW.

Continued on the following page

[ABN] NAV UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION (Cont'd)

Ident.: PRO-ABN-NAV-9027W140-00020137.0009001 / 26 JUL 17

LIMITATIONS

LIMITATIONS ON ECAM

ALL PHASES

● **If the backup speed is displayed on at least one PFD and is only based on AOA probes:**
MAX SPEED : 300/.80
MAX FL : 300
● **If all ADR s are switched off:**
AVOID ICING CONDs

APPR & LDG

● **If all ADR s are switched off:**
GA THR : TOGA ONLY

LIMITATIONS ON PFD

ALL PHASES

● **If the backup speed is displayed on at least one PFD and is only based on AOA probes:**
MAX SPEED : 300/.80
MAX FL : 300
● **If all ADR s are switched off:**
AVOID ICING CONDs

L12

DEFERRED PROC

ALL PHASES
● **If all ADR s are switched off:**
> AT TOP OF DES : LDG ELEVN
CABIN ALT TRGT.....LDG ELEVN
The automatic cabin pressure control is failed due to all ADR s switched off. Therefore, the flight crew must set the landing field elevation with the CABIN ALT TRGT selector .

Continued on the following page

[ABN] NAV UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION (Cont'd)

STATUS

INOP SYS

ALL PHASES

RNP AR
ADR 1+2+3 (1)
TCAS 1+2 (1)
TAWS (1)
ADS-B TRAFFIC 1+2 <새 (1)
CAB PRESS AUTO CTL (1)
WING A-ICE (1)

APPR & LDG

ROW/ROP (1)
BTV (1)
GA SOFT
REACTIVE W/S DET

INFO

● **If backup altitude or speed is displayed on at least one PFD :**
BKUP SPD ACCURACY : 10 KT
BKUP ALT ACCURACY : 500 FT
● **If all ADR s are switched off:**
APPR 1 ONLY

ACFT CRZ FL	CABIN ALT TRGT
430	6000
400	5900
350	5000
300	4200
250	3300
200	2500
150	1600
100	800

MISC OVERWEIGHT LDG

[ABN] MISC OVERWEIGHT LDG

Applicable to: ALL

Ident.: PRO-ABN-MISC-9090W150-00015860.0001001 / 06 NOV 14

ANNUNCIATIONS

Triggering Conditions:

L2 To display this procedure, the flight crew must press the ABN pb on the ECP , and then select the MISC OVERWEIGHT LDG procedure in the MISCELLANEOUS section.

L3 The flight crew must apply this procedure when the aircraft must land above the Maximum Landing Weight (MLW).

Ident.: PRO-ABN-MISC-9090W150-00005196.0001001 / 06 NOV 14

L2 Automatic landing is certified up to the Maximum Landing Weight (MLW). Autoland flight tests have, however, been successful up to the Maximum Takeoff Weight (MTOW).

Depending on the situation (e.g emergency or other) and provided that the runway is approved for automatic landing, the flight crew can decide to perform an autoland up to the maximum takeoff weight.

Continued on the following page

[ABN] MISC OVERWEIGHT LDG (Cont'd)

Ident.: PRO-ABN-MISC-9090W150-00008684.0001001 / 08 JUL 19

JETTISON PROC ..... CONSIDER
LDG DIST AFFECTED

- **If another failure affects VAPP :**
  LDG PERF AFFECTED

  Use the ECAM flap setting, if required for abnormal operations. In all other cases:
  - *FULL is preferred for optimized landing performance*
  - *If the aircraft weight is above one of the limiting weight for go-around use FLAP 3 for landing.*

- **FOR APPROACH:**
  PACK 1+2..... OFF OR ON APU BLEED

L2 *The selection of the PACKS to OFF (or to APU BLEED) increases the maximum thrust available from the engines, in the case of a go-around.*

L1 If LDG CONF 3: USE CONF 1 FOR GO AROUND
SPEED AT RUNWAY THRESHOLD : VLS

L2 *This speed target is applicable in manual landing and autoland. Reduce the speed to reach VLS at the runway threshold. Touch down as smoothly as possible to reduce the V/S . The maximum touchdown V/S should not exceed 360 ft/min. The main landing gears must touch down as symmetrically as possible.*

Note: The VLS that is displayed on the PFD takes into account the actual aircraft configuration, even with slats or flaps, locked or failed.
However, this line can be inhibited if another failure affects the landing performances with a VAPP increment. In that case the flight crew must follow the VAPP that the ECAM requires.

L1 - **FOR LANDING:**
INCREASE FLARE HEIGHT
USE MAX REVERSE ASAP

L2 *It is recommended to use the reverse as soon as possible, in order to limit the braking action.*

L1 APPLY BRAKES AS NECESSARY

Continued on the following page

[ABN] MISC OVERWEIGHT LDG (Cont'd)

L2 *It is recommended that the flight crew uses the maximum available runway length to limit the braking energy.*
It is recommended to use the BTV function, and set the runway end as the BTV exit in order to optimize the braking and to minimize the braking energy.

Ident.: PRO-ABN-MISC-9090W150-00008685.0001001 / 04 SEP 14

LIMITATIONS

LIMITATIONS ON ECAM

	APPR & LDG
	LDG PERF AFFECTED

ANNEXE II : Procédures FCTM Airbus A350

HANDLING THE AIRCRAFT IN THE CASE OF SEVERE DAMAGE

In the event of severe damage to the aircraft, the flight crew's immediate action should be to "fly the aircraft". In severe damage cases, it might be necessary for the flight crew to revert to the use of a "back to basics" flying techniques, where bank, pitch, and thrust are the primary parameters to manually control the aircraft. In addition, as for any flight phase, the flight crew must continue to perform all navigation and communication tasks.

If the damage significantly affects aircraft aerodynamics, flight controls, or engines, then aircraft handling qualities may be affected. Therefore, the flight crew should perform an assessment of aircraft handling qualities as soon as possible, in order to identify how pitch, roll, and yaw are controllable.

During assessment of the flight controls, the flight crew should apply smooth sidestick input and should limit the bank angle to 15 °, in order to prevent possible destabilization of the aircraft. In addition, the flight crew should avoid the use of the speedbrakes before the end of the flight, unless necessary.

To assess aircraft handling qualities, the flight crew must keep the following basic principles in mind:

- Elevators, ailerons, and rudder are the primary flight controls
- In addition to the use of the elevators, the use of the THS (via longitudinal trim control) may also be necessary in order to control pitch
- On all Airbus aircraft, engines are mounted under the wing. As a consequence, a thrust increase results in a pitch-up effect, and a thrust decrease results in a pitch-down effect
- If damage to the aircraft is severe, it may be necessary to use not-usual flying techniques to maintain control of the aircraft. Each flight control can be used to compensate for an inoperative or damaged surface. For example, the flight crew can compensate for a lack of roll efficiency via the use of rudder input. As another example, the application of asymmetrical thrust enables the flight crew to indirectly control roll, with a slightly delayed response.

CAUTION	Regardless of the airborne flight condition, and whatever the speed, the flight crew must not apply sudden, full or almost full, opposite rudder pedal inputs. These inputs can induce loads that are above the defined limit loads, and can result in structural damage or failure. The rudder travel limitation is not designed to prevent structural damage or failure in the event of such rudder system inputs.

As soon as control of the aircraft is ensured:

- Depending on the severity of the damage to the aircraft, the flight crew may attempt to use automation. However, if the autopilot and the flight director remain available, their operation may be erratic. Therefore, the flight crew should monitor carefully the AP behaviour, and must be prepared to immediately revert to manual flying techniques
- The flight crew can start ECAM actions, if applicable. An assessment of the indications in the cockpit may provide the flight crew with useful information about affected systems. When possible and depending on the situation, a visual check can also provide important information.

Prior to landing and at an appropriate altitude, the flight crew must perform an assessment of aircraft handling qualities in landing configuration in order to help determine an appropriate strategy for approach and landing. The flight crew must perform this analysis at different speeds down to VAPP . If it becomes difficult to control the aircraft when the aircraft goes below a specific speed, the flight crew must perform the approach landing at a speed above this specific speed. The result of the above-mentioned assessments helps to build the correct follow up strategy. The quantity of flight crew workload required to maintain control of the aircraft is one of the decision factors to take into account for this strategy. Good flight crew coordination is essential throughout the assessment process. The flight crew should share their own understanding and view of the situation with the other flight crewmembers.

UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION

INTRODUCTION

In the very remote case where the flight crew detects unreliable air data indication (not detected by the aircraft systems), the flight crew must perform the memory items (if necessary) and apply the NAV UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION abnormal not-sensed procedure.

L2 For more information on the memory items, *Refer to FCOM/PRO-ABN-NAV [MEM] UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION.*

L1 The unreliable air speed indication procedure has two objectives:
- To confirm that the air data indication is not reliable, and isolate the ADR s (if necessary)
- Enable to fly the aircraft until landing.

The unreliable air speed indication procedure includes the following steps:
1. Memory items (if necessary)
2. Troubleshooting (with manual selection of the backup speed and backup altitude indications for display) and isolation of the ADR s (if necessary)
3. Use the backup speed and backup altitude indications to fly, if the troubleshooting confirms that the ADR s are not reliable.

WHEN TO APPLY THE UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION PROCEDURE

The flight crew should consider applying this procedure when they suspect an erroneous speed or altitude indication (not detected by the aircraft systems).

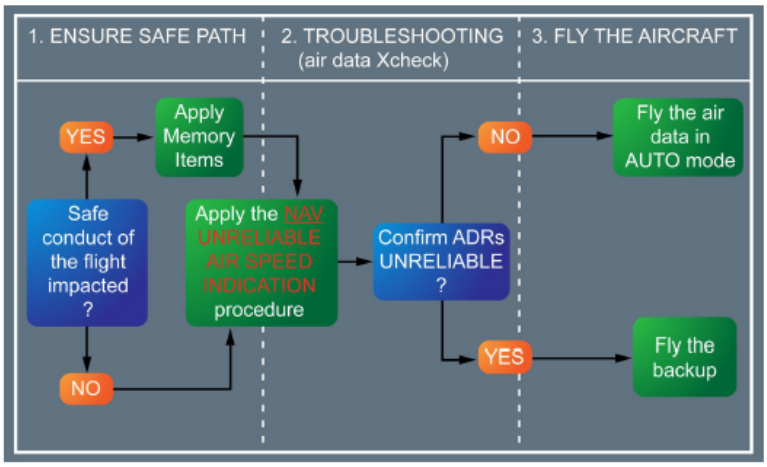
L2 For more information on the ADIRS monitoring, *Refer to FCOM/DSC-34-NAV-20-10-50 ADIRS Monitoring.*

L1 The flight crew can suspect an erroneous speed or altitude indication, in any of the following cases:
1. Fluctuating or unexpected variations in the indicated airspeed or altitude
2. Abnormal correlation between the basic flight parameters (i.e. pitch, thrust, airspeed, altitude and vertical speed indications).
   For example, an erroneous speed or altitude indication can be suspected when one of the following applies:
   - The altitude does not increase, although there is a significant nose-up pitch and high thrust
   - The IAS increases, although there is a significant nose-up pitch
   - The IAS decreases, although there is a significant nose-down pitch
   - The IAS decreases, although there is a nose-down pitch and the aircraft descends.
3. An abnormal behavior of the AP / FD and/or the A/THR
4. The STALL warning triggers and this is in contradiction with the indicated airspeeds. In this case, the flight crew should rely on the STALL warning. Erroneous airspeed data does not affect the STALL warning, because the STALL warning is based on the Angle Of Attack (AOA)
5. The OVERSPEED warning triggers and this is in contradiction with the indicated airspeeds. Depending on the situation, the OVERSPEED warning may be false or justified. When the OVERSPEED VFE warning triggers, the appearance of aircraft buffet is a symptom that the airspeed is indeed excessive
6. The barometric altitude is not consistent with the RA height (when the RA height is displayed)
7. The aerodynamic noise reduces whereas the indicated airspeed increases, or vice versa.

Note: *Due to the fact that the barometric altitude may be erroneous, the aircraft may not be able to accurately maintain level flight. In addition, the ATC transponder may transmit an incorrect altitude to ATC or to other aircraft, which can lead to confusion. Therefore, the flight crew should advise ATC of the situation without delay.*

HOW TO APPLY THE UNRELIABLE AIR SPEED INDICATION PROCEDURE

This procedure is divided into three different phases, as follows:



The flight crew must ensure a safe path. If safe conduct of the flight is affected, the flight crew must apply the memory items.

Safe conduct of the flight is affected when the flight crew is not sure to be able to safely fly the aircraft in the short term, with the current parameters, i.e.:
- The flight crew has lost situation awareness, or
- The current pitch and thrust settings are not appropriate for the current flight conditions, or
- The aircraft has an unexpected flight path for the current flight conditions.

The memory items enable the flight crew to rapidly establish safe flight conditions for a limited period of time, in all phases of flight, and aircraft configurations (i.e. weight, landing gear, and slat/flaps). If the flight crew flies the aircraft with the pitch/thrust values of the memory items for an extended period of time, they may exceed the speed limits of the aircraft. Therefore, the

Les enquêtes du BEA ont pour unique objectif l'amélioration de la sécurité aérienne et ne visent nullement à la détermination de fautes ou responsabilités.