

Document Technique

Rapport du

Groupe de travail

**Transmission déclenchée de Données de
Vol**

Avertissement

Les conclusions de ce document sont basées sur le travail effectué par le groupe de travail "Transmission Déclenchée de Données de Vol". L'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

Table des matières

AVERTISSEMENT	2
TABLE DES MATIERES	3
1 – INTRODUCTION	4
1.1 Contexte	4
1.2 Concept de Transmission déclenchée des données de vol.....	5
1.3 Objectif du groupe de travail.....	5
1.3 Approche.....	6
1.4 Calendrier.....	7
1.5 Participants.....	7
2 – TRAVAIL REALISE	7
2.1 Base de données	7
2.2 Critères de détection des situations d'urgence	8
2.3 Délais d'alerte	13
2.4 Envoi de données via SatCom	17
2.5 Activation des ELT avant l'impact	25
2.6 Transmission régulière des données	28
2.7 Avantages opérationnels.....	32
3 – POINTS D'INTERET	33
4 – CONCLUSION	35
ANNEXES	37

1 – INTRODUCTION

1.1 Contexte

Devant les difficultés rencontrées lors de la récupération des enregistreurs de données de vol de l'AF447 ainsi que lors d'autres opérations difficiles de récupération en mer, le BEA a créé en octobre 2009 un groupe de travail international appelé "Récupération de Données de Vol" afin d'examiner de nouvelles technologies pour la sauvegarde des données de vol et/ou pour faciliter la localisation et la récupération des enregistreurs de vol. Ce groupe de travail s'est réuni deux fois au cours de l'automne 2009 et a évalué des domaines tels que la transmission des données de vol par satellite ainsi que celui des nouvelles technologies d'enregistreurs de vol ou de balises ULB.

Dans le deuxième rapport d'étape AF447 du 17 décembre 2009, le BEA a formulé des recommandations s'appuyant sur les résultats de ce groupe de travail. Ces résultats sont résumés dans un document disponible sur le site du BEA :

<http://www.bea.aero/fr/enquetes/vol.af.447/recuperation.de.donnees.de.vol.rapport.final.du.groupe.de.travail.pdf>

Ils ont été présentés en mars 2010 à la conférence de haut niveau de l'OACI sur la sécurité aérienne (HLSC). Lors de cette réunion¹, il a été décidé que "l'OACI devra effectuer en priorité un examen des normes et pratiques recommandées (SARP²) et des documents d'orientation, afin de soumettre aux États pour examen les modifications requises permettant d'assurer la disponibilité des données nécessaires aux enquêtes sur les accidents, et notamment des dispositions relatives à la récupération des données et informations des enregistreurs de vol"

Dans ce contexte, le groupe FLIRECP (Flight Recorder Panel) de l'OACI a été chargé de proposer des modifications de l'annexe 6 à la Commission de navigation aérienne de l'OACI. Des modifications ont été proposées en juin 2010, qui précisent que pour les avions d'une masse maximale au décollage certifiée de plus de 27 000 kg et dont :

- le certificat de type aura été délivré pour la première fois le 1^{er} janvier 2018 ou après cette date, un dispositif devra être installé permettant de transmettre automatiquement des informations suffisantes pour déterminer la position d'un accident sur l'eau dans un rayon de 4 NM.
- le premier certificat de navigabilité individuel aura été délivré le 1er janvier 2020 ou après cette date, un dispositif devra être installé permettant de transmettre automatiquement des informations suffisantes pour déterminer la position d'un accident sur l'eau dans un rayon de 4 NM.

Remarque : L'intégration d'une ELT dans un enregistreur déployable ou la transmission de données peuvent constituer des moyens de conformité. La transmission sous l'eau n'est pas considérée comme un moyen de conformité acceptable.

Le règlement N° 996/2010 du Parlement européen et du Conseil du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile stipule ce qui suit au paragraphe (29) du préambule :

- (29) Il convient d'encourager les progrès de la recherche, à la fois en matière de localisation en temps réel des aéronefs et d'accès aux informations contenues dans les enregistreurs de vol sans que leur présence physique soit nécessaire, afin d'améliorer les moyens dont disposent les enquêteurs pour déterminer les causes des accidents et de renforcer le potentiel de prévention des incidents

¹ Voir le rapport HLSC à l'adresse

[http://www2.icao.int/en/HLSC/Lists/Advance %20Copy %20of %20the %20HLSC %202010 %20Report/Attachme nts/1/HLSC.2010.DOC.9335.EN.pdf](http://www2.icao.int/en/HLSC/Lists/Advance%20Copy%20of%20the%20HLSC%202010%20Report/Attachments/1/HLSC.2010.DOC.9335.EN.pdf)

² Standards And Recommended Practices

récurrents. Ces développements constitueraient une avancée importante en matière de sécurité aérienne.

Le groupe de travail "Récupération de Données de Vol" a identifié la transmission des données de vol quand les éléments précurseurs d'un événement catastrophique sont détectés comme une solution à fort potentiel. Cependant celle-ci n'a pas été recommandée dans le deuxième rapport d'étape AF447, car un travail supplémentaire a été jugé nécessaire pour évaluer l'adéquation opérationnelle de cette solution. C'est pourquoi le BEA a décidé de consulter de nouveau les membres du groupe et a créé le groupe de travail "Transmission Déclenchée de Données de Vol".

1.2 Concept de Transmission déclenchée des données de vol

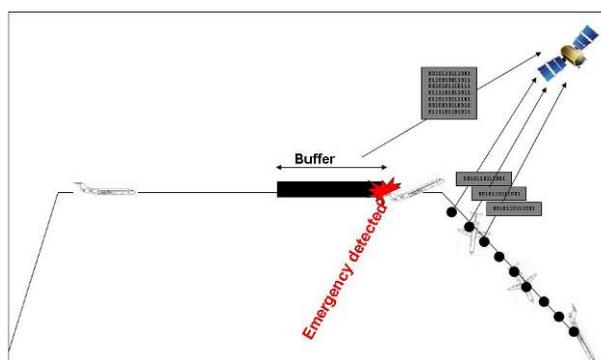
Les paramètres de vol peuvent être analysés en temps réel par un équipement de bord et l'utilisation de la transmission déclenchée de données par le biais d'une équation logique est un mécanisme bien en place.

Plusieurs entreprises utilisent déjà ce système à des fins de maintenance/surveillance. Voir en annexe 1 des exemples de systèmes existants.

Cependant, le BEA ne disposait d'aucun critère permettant de détecter une situation d'urgence sur la base des paramètres de vol.

Le concept de déclenchement de la transmission des données de vol consiste à :

- Détecter, à partir des paramètres de vol, si une situation d'urgence se profile. Et, si tel est le cas,
- à transmettre automatiquement des données de l'avion jusqu'à ce que la situation d'urgence prenne fin ou que l'avion touche la surface. Les données en mémoire tampon contenant les moments précédant la situation d'urgence peuvent également être transmises.



1.3 Objectif du groupe de travail

L'objectif était de déterminer si le concept de transmission déclenchée peut être mis en œuvre pour localiser des débris d'aéronefs à voilure fixe en cas d'accidents survenus au-dessus de zones maritimes ou lointaines.

Pour ce faire, le groupe a apporté des réponses aux questions suivantes :

1. Existe-t-il des critères de déclenchement répondant aux deux conditions suivantes :

- a. La probabilité de détection des éléments précurseurs d'un événement catastrophique est maximale (idéalement 100 %)
 - b. La probabilité d'une transmission déclenchée intempestive est réduite au minimum (idéalement 0 %) ?
2. Les temps de connexion et de transmission par satellite sont-ils compatibles avec les délais d'alerte que fournissent les critères de détection des situations d'urgence ?
 3. Les technologies actuelles et/ou futures en matière d'antenne satellite permettent-elles une transmission en continu, même dans le cas d'avions en positions inusuelles et soumis à des taux élevés de tangage et de roulis) ?

Si ces trois conditions sont remplies, les résultats du groupe de travail constitueront la base des recommandations de sécurité qui seront formulées dans le cadre de l'enquête AF447.

Le cryptage et la protection des données, ainsi que le respect de la vie privée, n'ont pas été traités par le groupe de travail. Seule a été examinée la faisabilité technique de la transmission déclenchée de données de vol.

1.3 Approche

Le groupe s'est penché sur ce qui pourrait être considéré comme des critères fiables pour détecter les situations d'urgence à partir des paramètres de vol et a évalué la robustesse de ces critères.

Les membres du groupe de travail ont testé leurs critères avec une base de données de vols normaux et de vols ayant connu un accident.

La robustesse des critères de déclenchement a été évaluée à l'aide des indicateurs suivants :

- Taux d'erreurs de détection (ou taux de déclenchements intempestifs) : sur l'ensemble des vols normaux, nombre de vols considérés comme présentant une situation d'urgence
- Temps de transmission inutile imputable aux déclenchements intempestifs
- Taux de détection des situations d'urgence : sur l'ensemble des vols ayant connu un accident/incident, nombre de vols considérés comme présentant une situation d'urgence
- Pour les vols avec une situation d'urgence correctement détectée, délai d'alerte entre le moment de la détection et le moment de l'impact avec la surface

Le groupe a rapidement admis qu'il est inutile de détecter en temps réel les sorties de piste, tout simplement parce que l'épave est dans ce cas toujours facile à localiser. La transmission des données ne réduirait pas alors de façon significative le délai de récupération des enregistreurs de vol. Par conséquent, les sorties de piste ne figurent pas dans la base de données utilisée par ce groupe de travail.

Des déclenchements intempestifs sont prévisibles. Une façon d'atténuer leur effet en termes de coûts consiste à limiter au minimum la quantité de données transmises : les seules données de latitude, longitude et altitude pourraient suffire à atteindre le principal objectif, à savoir la localisation du point d'impact. Une autre solution consiste à définir des critères de "fin de transmission" afin d'interrompre la transmission de données s'il est établi que la situation d'urgence n'existe plus.

La base de données a également été utilisée pour évaluer la continuité de la communication avec les satellites lorsque des aéronefs sont en positions inusuelles.

1.4 Calendrier

Trois réunions ont eu lieu, deux au BEA à Paris en mars et juin 2010 et la dernière au siège de l'OACI à Montréal en mars 2011.

1.5 Participants

Le groupe était composé de plus de 150 membres de nombreux pays, représentant un grand éventail d'acteurs : bureaux d'enquêtes (BEA, NTSB, AAIB, TSBC, ATSB, ASC,...), autorités de réglementation (OACI, AESA, FAA, DGAC...), fabricants d'avion (Airbus, Boeing), fournisseurs d'accès, fabricants d'équipements et de satellites (Astrium/Star Navigation, Inmarsat, Iridium, FLYHT, DRS...) et associations internationales (IATA, COSPAS-SARSAT...).

2 – TRAVAIL REALISE

2.1 Base de données

Le BEA a mis en place et géré une base de données de vol contenant 68 fichiers d'accidents et incidents réels³ et 621 fichiers de vols "normaux". Ces 621 vols normaux représentent 3661 heures de données. Les fichiers d'accidents sont référencés dans la base de données par A<numéro>, les incidents par I<numéro> et les vols normaux par N<numéro>.

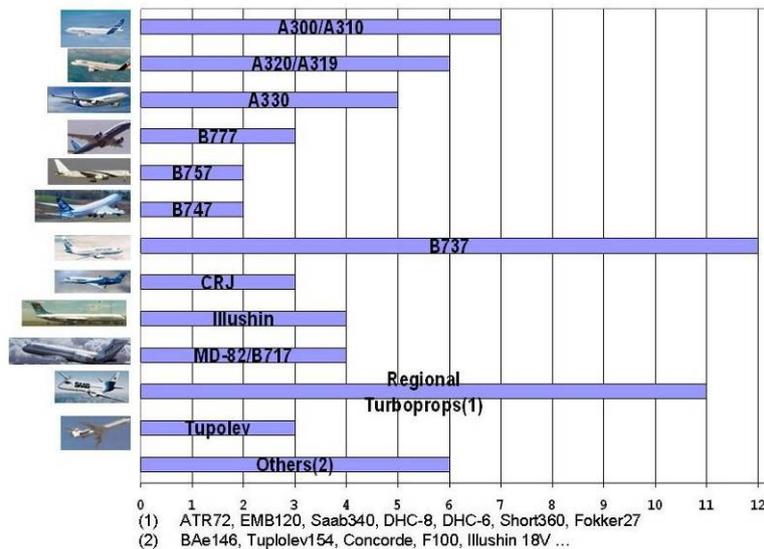
Les fichiers d'accidents ont été fournis par les autorités d'enquête officielles. Les fichiers des vols "normaux" ont été fournis par Air France. Les vols "normaux" englobent les vols commerciaux réguliers n'ayant connu aucun incident, ainsi que les vols ayant connu des incidents mineurs (p. ex. turbulences, légère survitesse...). Les fichiers ont été anonymisés, aucune date ni paramètres de latitude/longitude n'étant fournis. Des informations sur le type d'avion, la phase de vol et la catégorie d'événements⁴ sont disponibles pour chaque fichier de la base de données. Voir annexe 2 pour plus de détails.

Les fichiers d'accidents et incidents ont été fournis par plusieurs autorités d'enquête⁵ et concernent les types d'avions suivants :

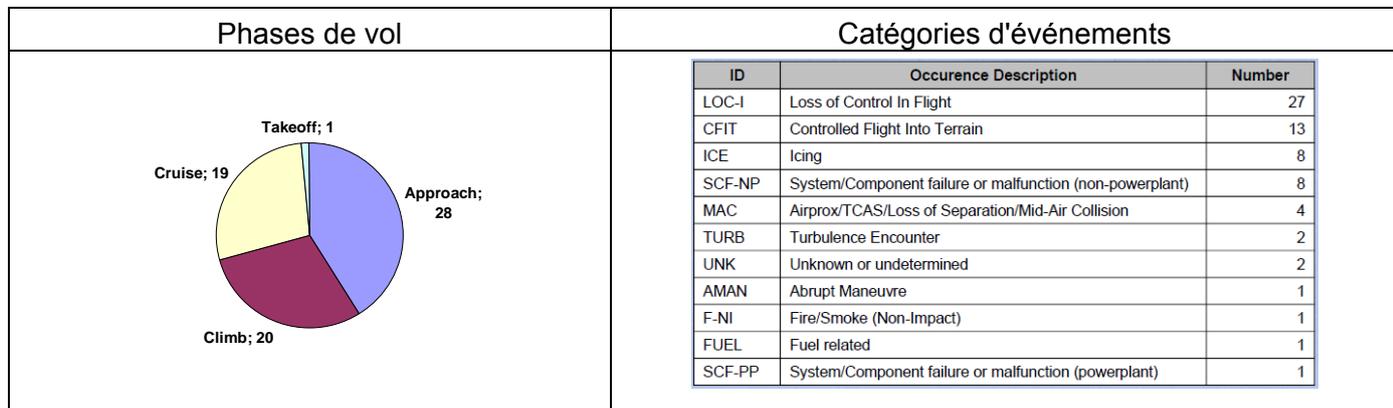
³ 44 accidents et 24 incidents

⁴ Définie par le Groupe de travail CAST/OACI sur les taxonomies (voir <http://www.intlaviationstandards.org/Documents/CICTTOccurrenceCategoryDefinitions.pdf>)

⁵ AAIB, ASC, ATSB, BEA, MAK, NTSB et TSBC



La répartition par phase de vol et catégorie d'événements est la suivante :



Les fichiers de vols normaux comprennent 212 vols d'Airbus A320, 217 vols d'Airbus A330 et 192 vols de Boeing B777. Chaque fichier représente en moyenne 6 heures de vol, du décollage à l'atterrissage.

2.2 Critères de détection des situations d'urgence

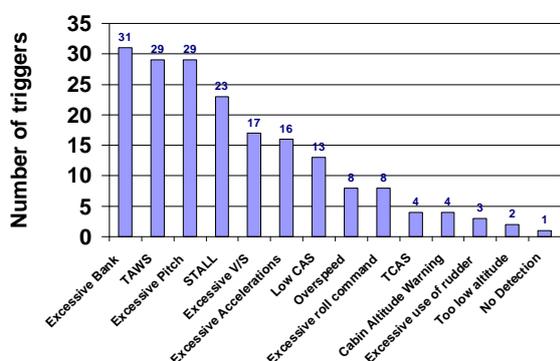
Le groupe a examiné quels seraient les critères qui permettraient de détecter le plus grand nombre d'accidents et d'incidents avec les plus grands délais d'alerte, tout en limitant les déclenchements intempestifs pour les vols normaux. Les critères définis par le groupe de travail s'appuient sur un nombre limité de paramètres (voir liste des paramètres en annexe 3). Un nombre bien plus important de paramètres serait disponible pour les systèmes de bord qui pourraient exister dans le futur.

2.2.1 Approche de logique binaire

Le BEA a élaboré le jeu de critères suivant, fondé sur une estimation de ce qui constitue une situation d'urgence. L'approche est binaire en ce sens qu'une condition est vraie ou fausse. Si une condition est vraie, alors on considère qu'une situation d'urgence existe. Dans le cas contraire, si toutes les conditions sont fausses, alors le vol est considéré comme normal.

Type de critère	Nom du critère	Équation	Délai de confirmation ⁶
Position inusuelle	Inclinaison latérale excessive	{ Roulis > 50° } OU { Roulis > 45° ET Taux de roulis > 10°/s }	2 sec
	Tangage excessif	{ Tangage > 30° } OU { Tangage < -20° } OU { Tangage > 20° ET Taux de tangage > 3°/s } OU { Tangage < -15° ET Taux de tangage < -3°/s }	2 sec
Vitesse anormale	DÉCROCHAGE	Alarme décrochage = VRAI	1 sec
	VC insuffisante	{ VC < 100 kt (*) ET Hauteur radioaltimétrique > 100 ft } (*) 60 kt pour DHC-6	2 sec
	Vitesse Verticale excessive (V/V)	{ V/V > 9000 ft/min }	2 sec
	Survitesse	{ VI > 400 kt } OU { Alarme de SURVITESSE = VRAI ET Alt < 15000 ft }	2 sec
Accélération excessive	Facteurs de charge inhabituels	{ nz > 2,6g OU nz < -1,1g } OU { ny > 0,25g }	2 sec
Activation de commandes de contrôle	Commande de roulis excessive	{ Cmde Roulis commandant > 50 OU Cmde Roulis copilote > 50 } et { VI > 80 kt }	2 sec
	Utilisation excessive de la gouverne de direction	{ Position de la gouverne de direction > 6° ET VI > 240 kt }	2 sec
Proximité du sol	Avertissement de proximité du sol (TAWS)	Alarme/alerte TAWS = VRAI	1 sec
	Altitude insuffisante (gain d'altitude insuffisant après décollage)	{ 40 < hauteur radioaltimétrique < 100 ET Eng1N1 > 80 % ET Eng2N1 > 80 % }	10 sec
Autres	TCAS	TCAS RA = VRAI	1 sec
	Alarme d'altitude cabine	ALARME ALT CABINE = VRAI	10 sec

Nombre de fois où chaque critère s'est avéré vrai pour les 68 accidents et incidents :



Les critères les plus utilisés sont ceux en rapport avec des positions inusuelles et des avertissements TAWS. Ceci est conforme aux catégories d'accidents figurant dans la base de données, étant donné que près de 60 % d'entre eux sont des pertes de contrôle en vol ou des impacts sans perte de contrôle (CFIT).

Un seul accident n'a pas pu être détecté au moyen des critères ci-dessus. Il s'agit de l'accident A036 (voir annexe 2), qui est un accident de type CFIT. Le fichier de l'accident A036 ne contenait pas de paramètre TAWS, ce qui fait que l'événement était difficile à détecter.

⁶ Nombre de secondes consécutives pendant lesquelles la condition doit être vraie

Le nombre total d'accidents/incidents détectés est de 67 sur 68, soit un taux de détection de 98 %.

Des déclenchements intempestifs ont eu lieu lors des vols normaux N158 et N179 :

ID fichier	Type d'avion	Nom du critère
N158	A320	Survitesse
N179	A320	V/V excessive

Le vol N158 a connu une légère survitesse d'une durée de 4 secondes, que les critères ont permis de détecter.

Le vol N179 présentait effectivement quelques données mauvaises, avec une V/V enregistrée supérieure à 9000 ft/min (une fois pendant 23 secondes, et une seconde fois pendant 2 secondes). Ces V/V excessives ne correspondent pas réellement à la situation vécue par l'avion, car elles sont incompatibles avec les autres paramètres (tangage, vitesse, accélération verticale...)

Le taux de déclenchements intempestifs est donc de 2 sur 621 vols. Afin de limiter l'impact de ces déclenchements intempestifs en termes de coût, la transmission doit être interrompue en cas de cessation de la situation d'urgence. Un délai de 250 secondes a été choisi pour confirmer la disparition d'une situation d'urgence : si aucun des critères n'est vrai pendant 250 secondes consécutives, alors la transmission peut être interrompue. La valeur de 250 secondes a été retenue pour éviter l'arrêt de la transmission des accidents dans la base de données :

Les 5 accidents répertoriés ici sont les seuls pour lesquels une détection a eu lieu plus de 250 secondes avant l'impact. Pour tous ces accidents, il n'y a aucune période de plus de 250 secondes sans au moins une condition de déclenchement à l'état Vrai. Par conséquent, la transmission ne serait pas automatiquement interrompue avant l'impact.

(Remarque : cette assertion ne tient pas compte de la question de continuité de la communication traitée plus loin dans le rapport)

FileID	Warning Times (s)
A043	266
A028	298
A013	765
A042	1618
A035	10019

En ajoutant 250 secondes aux délais, les critères de déclenchement sont vrais pour les vols N158 et N179, le temps total de transmission inutile est de 779 secondes⁷. Étant donné que le temps de vol total des 621 vols normaux est de 3 661 heures, le temps de transmission inutile représente 0,006 % du temps de vol. Cela représente également une minute de transmission inutile toutes les 282 heures de vol.

2.2.2 Approche de logique floue

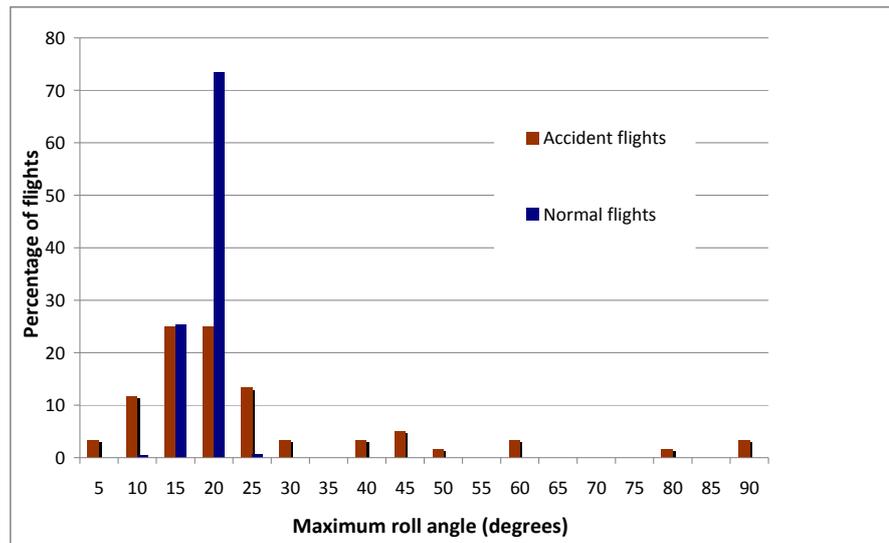
Comme alternative aux règles de logique binaire décrites en Section 2.2.1, l'Université de Cranfield⁸ a également élaboré une approche de logique floue afin de valider le concept. La logique floue permet de pondérer les entrées au moyen de "fonctions d'appartenance" continues plutôt qu'avec des fonctions échelon discrètes, ce qui permet ensuite de décider

⁷ $4 + 23 + 2 + 3 \times 250 \text{ sec} = 779 \text{ sec}$

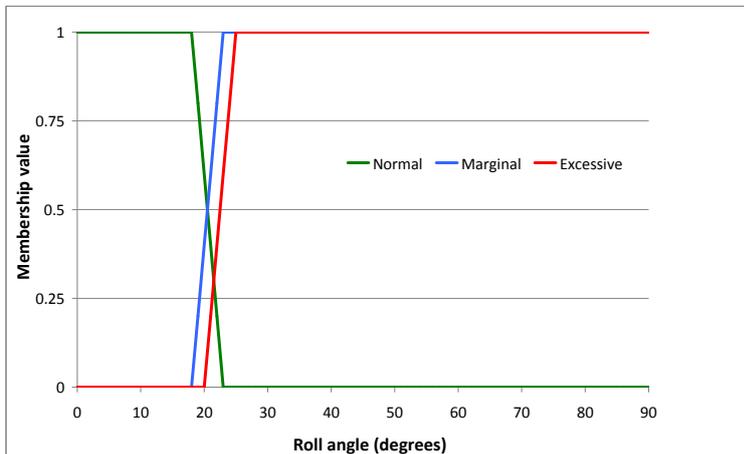
⁸ Cranfield University, College Road, Cranfield, Bedfordshire, MK43 0AL (Royaume-Uni)

dans quelle mesure un paramètre de sortie est Vrai ou Faux. Dans le cas d'une transmission déclenchée, le résultat est le degré d'occurrence d'un accident établi au moyen d'un certain nombre de règles combinées.

Bien que les règles décrites en Section 2.2.1 constituent la base du système flou, des histogrammes montrant la répartition des valeurs maximales des paramètres pour l'ensemble des vols ont été utilisés afin de définir les limites des valeurs "normales", "marginales" et "excessives". Un exemple d'histogramme et de fonctions d'appartenance est présenté pour les angles de roulis.



Cette répartition des valeurs maximales a donné lieu aux fonctions d'appartenance suivantes pour les angles de roulis.



Pour cet exemple, un angle de roulis inférieur à 18° est considéré comme "normal". S'il est compris entre 18° et 23°, il est toujours considéré comme "normal", mais dans une moindre mesure. S'il est supérieur à 23°, alors ce n'est pas "normal".

De la même manière, si l'angle de roulis est supérieur à 25°, alors il est "excessif". S'il est compris entre 20° et 25°, il est également "excessif", mais dans une moindre mesure. Enfin, s'il est inférieur à 20°, il n'est pas "excessif".

Les données d'entrée utilisées dans le modèle flou sont : tangage, roulis, taux de tangage dérivé, avertissement TAWS, alarme décrochage, alarme altitude cabine, alarme TCAS, roulis commandé par commandant de bord, accélération latérale, et la condition "gain d'altitude insuffisant après décollage" décrite en Section 2.2.1.

En substance, le système obéit à trois régimes :

Description	Règles logiques
Si tous les paramètres sont dans la plage "normale" alors les conditions de vol sont considérées normales.	SI {Tangage ET Roulis ET Taux de tangage ET Commande de roulis commandant ET ny} SONT {Normal} ET {TAWS ET Décrochage ET CabinAlt ET TCAS ET BadT/O} SONT {Faux} ALORS {Pas d'accident}
Si l'un des paramètres, pris isolément, est considéré comme "excessif", alors un déclenchement intervient.	SI {Tangage OU Roulis OU Taux de tangage OU Commande de roulis commandant OU ny} SONT {Excessif} OU {TAWS OU Décrochage OU CabinAlt OU TCAS OU BadT/O} SONT {Vrai} ALORS {Accident}
Si un certain nombre de paramètres combinés sont considérés "marginiaux", un déclenchement intervient.	SI {Tangage ET Roulis ET Taux de tangage } SONT {Marginal} OU {ny} EST {Marginal} ALORS {Accident}

Une multitude de détails sont nécessaires pour décrire intégralement le système présenté ci-dessus, notamment les fonctions d'appartenance, les règles logiques, les pondérations et méthodes de logique floue. Pour cette raison, tous les détails n'ont pas été inclus. Cependant, ce qui importe davantage que l'approche spécifique adoptée est de savoir si l'approche de logique floue peut constituer une alternative viable à l'approche de logique binaire.

Les résultats montrent que sur les 68 accidents et incidents, tous ont été détectés et qu'aucun des 621 vols normaux n'a fait l'objet de faux positifs. Les vols normaux (N158 et N179), qui ont généré des déclenchements intempestifs avec l'approche de logique binaire, ne génèrent plus de déclenchements intempestifs avec ce système de logique floue. Ceci s'explique par le fait que l'approche floue n'utilise pas les paramètres de "survitesse" et de vitesse verticale. Ainsi, l'accident A036 qui n'a pas pu être détecté par l'approche de logique binaire est maintenant correctement détecté. Ceci est dû à la limite différente de tangage en piqué (-11 ° pour l'approche floue, et -20 ° pour l'approche binaire).

Il existe cependant un problème concernant un déclenchement lors d'un vol accidenté dû à une condition apparemment sans rapport avec l'accident. Un tel déclenchement s'est produit par exemple lors du vol A001 ; le système flou a occasionné un déclenchement près de 35 minutes (2088 secondes) avant la fin de l'enregistrement. Ce déclenchement a eu lieu en raison du maintien d'un angle de roulis supérieur à 43 degrés pendant 3 secondes. Il est clair, dans ce cas, que l'événement déclencheur n'était pas lié à l'accident. Cependant, dans d'autres cas, la distinction peut ne pas être aussi évidente. Déterminer les événements qui ont "contribué" à l'accident nécessiterait une analyse individuelle de chaque événement, ce qui n'était pas justifié dans le cadre de cette première enquête.

Dans sa forme actuelle, le système flou ne remplit pas ses objectifs d'offrir des résultats dont la variation est progressive ; le système décrit est un "prototype" rudimentaire qui tirerait profit d'un développement plus poussé. Une valeur de sortie affinée permettra de régler le niveau auquel intervient le déclenchement.

Avec un développement plus poussé, le modèle pourrait devenir de plus en plus sophistiqué et gagnerait à évoluer vers un système encore plus large de collecte de données normales, telles que celles recueillies par un programme de collecte de données de vol (FDM).

Cependant, ce système flou a pu générer des déclenchements sur tous les fichiers de vol ayant connu des accidents/incidents, et ce sans aucun déclenchement sur l'ensemble des fichiers de vols normaux, prouvant ainsi l'utilité potentielle de l'approche de logique floue.

2.2.2 Etude Airbus

Airbus a conduit une étude interne afin de définir des critères d'urgence, similaires à ceux décrits au paragraphe 2.2.1. Des équations basées sur les paramètres de vol détectent les « événements dangereux » suivants :

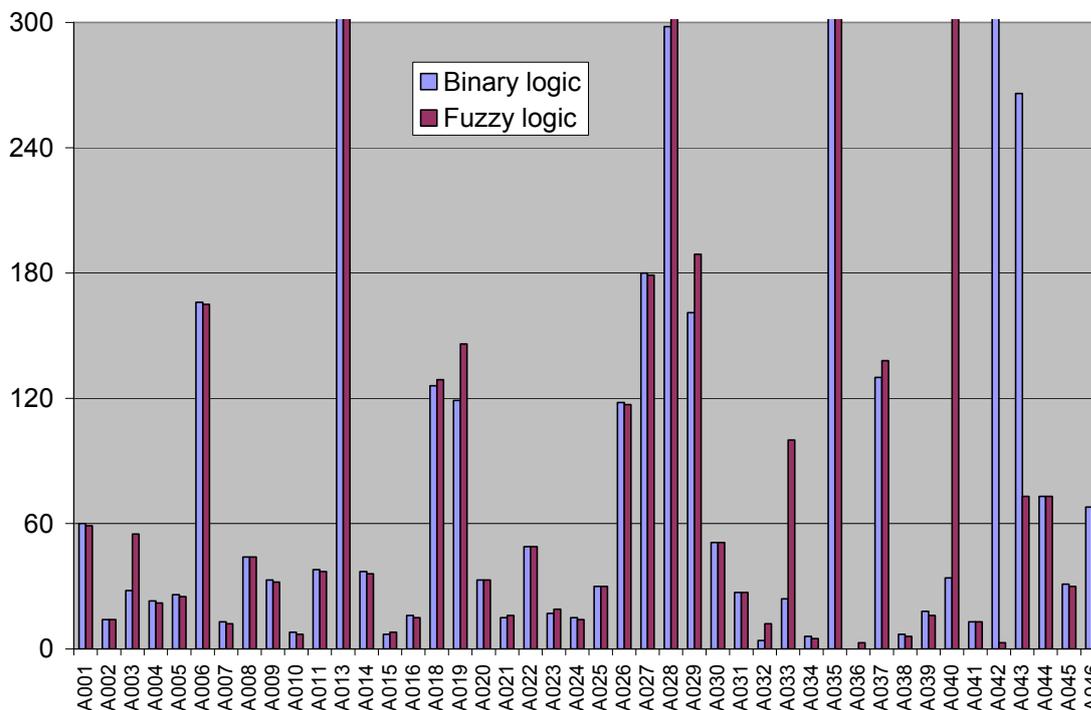
	Evénement dangereux	Equation du critère correspondant
1	Tangage excessif	ASSIETTE > 30° OU ASSIETTE < -20° OU ASSIETTE > +20° ET TAUX DE TANGAGE > 3°/s OU ASSIETTE < -15° ET TAUX DE TANGAGE < -3°/s
2	Roulis excessif	ROULIS > 60° OU ROULIS > 45° ET TAUX DE ROULIS > 10°/s ET ROULIS*TAUX DE ROULIS > 0
3	Décrochage	Alarme de décrochage = VRAI
4	Survitesse	VC > Diving speed OU MACH > Diving Mach
5	Accélération excessive	Nz > 2.6g OU Nz < - 1.1g OU Ny > 0.4g
6	Commande inefficace	Commande enregistrée en butée du CdB ou de l'OPL en roulis (resp. tangage) pendant plus de 3 sec sans taux de roulis (resp. taux de tangage) associé
7	Utilisation inappropriée de la gouverne de direction	Déflexion maximale du palonnier ET pas de panne moteur
8	Vitesse vertical excessive	V/V > 10,000 ft/min
9	Basse vitesse	VC < 100 kt ET avion en vol
10	TAWS / GPWS	TAWS / GPWS alerte = "PULL UP"
11	TCAS	Avis de résolution TCAS = VRAI

2.3 Délais d'alerte

Les critères définis aux paragraphes 2.2.1 et 2.2.2 ont été appliqués à l'ensemble des vols de la base de données. L'annexe 4 montre les vols pour lesquels chacun des critères de l'approche de logique binaire était vrai et, pour les accidents seulement, les délais d'alerte

correspondants⁹. Chaque accident peut avoir un ou plusieurs critères qui fonctionnent (à l'exception de l'A036 non détecté avec l'approche de logique binaire).

Les meilleurs délais d'alerte pour chaque accident sont représentés sur la figure ci-dessous.



Les résultats sont semblables pour la plupart des accidents :

Approche de logique binaire

Sur les 44 accidents, 43 ont été correctement détectés. Les délais d'alerte vont de 4 à 10019 secondes. La valeur moyenne est de 345 secondes. La valeur médiane est de 33 secondes.

Approche de logique floue

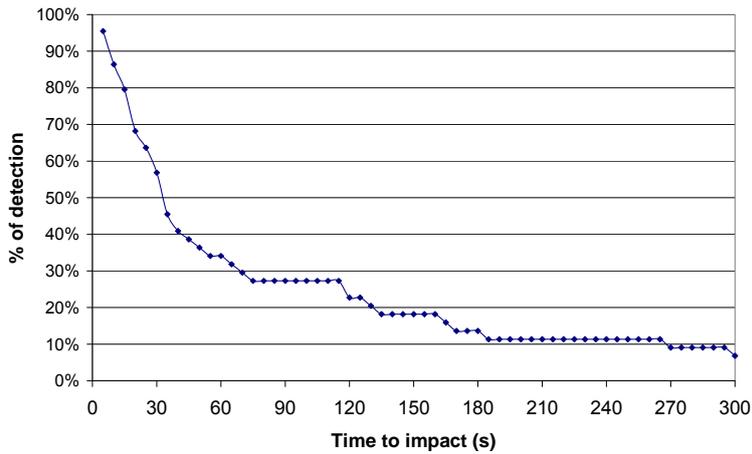
Tous les accidents ont été détectés. Les temps de détection vont de 3 à 10018 secondes avec une valeur moyenne de 353 secondes et une valeur médiane de 34,5 secondes¹⁰.

Une répartition statistique des délais d'alerte pour l'ensemble des accidents de la base de données est présentée dans la figure ci-dessous :

⁹ Temps entre la détection d'une situation d'urgence et le moment de l'impact

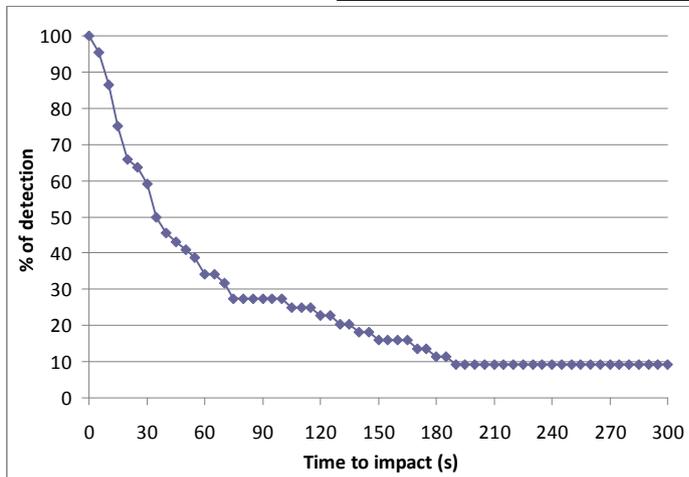
¹⁰ Ces valeurs n'incluent pas les situations ayant déclenché le système de détection plus tôt mais qui étaient apparemment sans rapport avec l'accident

Tous les accidents - Approche de logique binaire



Les résultats indiquent des délais d'alerte supérieurs à 15 secondes dans 80 % des cas, supérieurs à 30 secondes dans 57 % des cas, supérieurs à 60 secondes dans 34 % des cas et supérieurs à 120 secondes dans 23 % des cas.

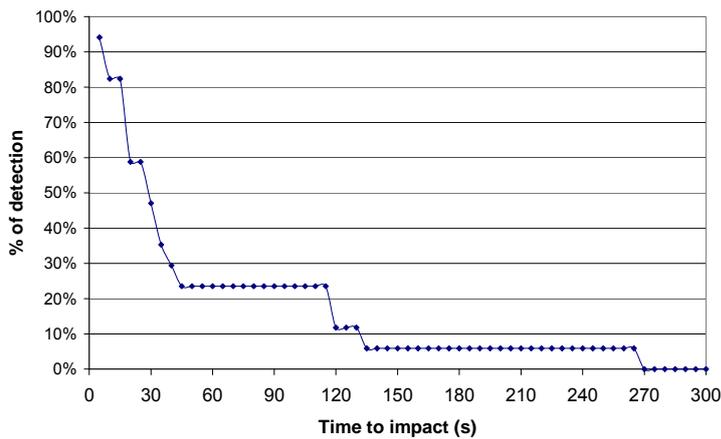
Tous les accidents – Approche de logique floue



La figure montre que le délai d'alerte a été supérieur à 15s pour 75 % des accidents, supérieur à 30s pour 59 % des accidents, supérieur à 60s pour 34 % des accidents et supérieur à 120s pour 23 % des accidents.

Les résultats par phase de vol sont les suivants :

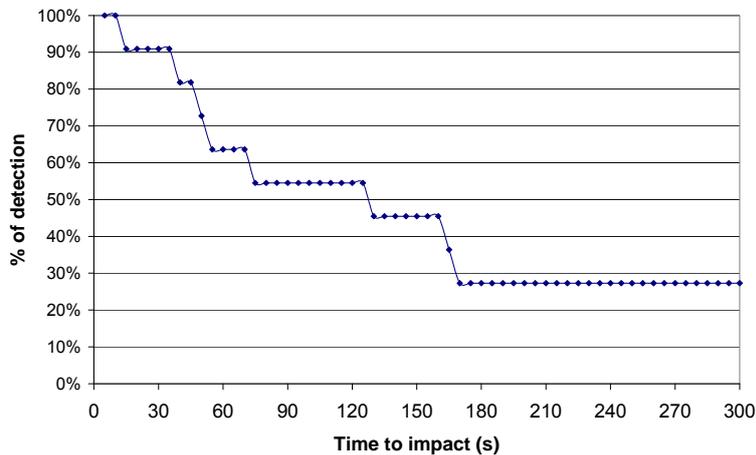
Accidents en phase de montée ou de décollage - Approche de logique binaire



Délais d'alerte

- supérieurs à 15 secondes dans 82 % des cas,
- supérieurs à 30 secondes dans 47 % des cas,
- supérieurs à 60 secondes dans 24 % des cas,
- supérieurs à 120 secondes dans 12 % des cas.

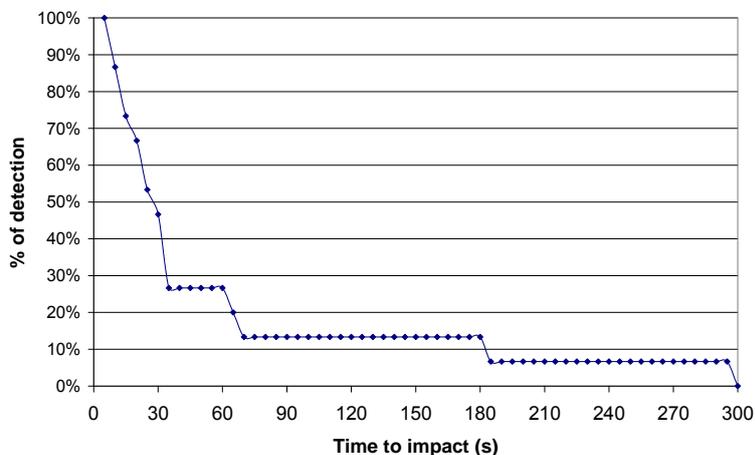
Tous les accidents en croisière - Approche de logique binaire



Délais d'alerte :

- supérieurs à 15 secondes dans 91 % des cas,
- supérieurs à 30 secondes dans 91 % des cas également,
- supérieurs à 60 secondes dans 64 % des cas, et
- supérieurs à 120 secondes dans 55 % des cas.

Tous les accidents en phase d'approche - Approche de logique binaire



Délais d'alerte :

- supérieurs à 15 secondes dans 73 % des cas,
- supérieurs à 30 secondes dans 47 % des cas,
- supérieurs à 60 secondes dans 27 % des cas et
- supérieurs à 120 secondes dans 13 % des cas.

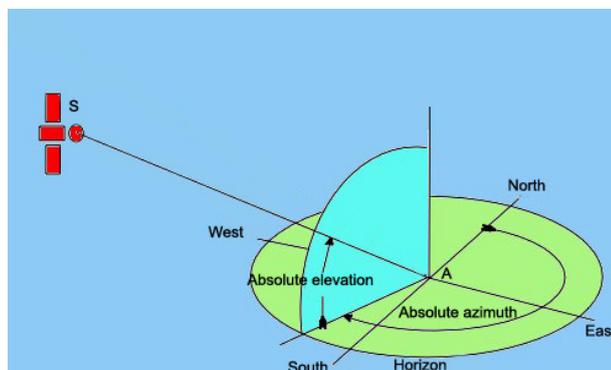
Il convient de comparer ces délais d'alerte aux performances des différents systèmes de communication par satellites (SATCOM) ou d'autres systèmes.

2.4 Envoi de données via SatCom

Pour les avions équipés de SatCom¹¹, l'appel est établi au début du vol et la communication est possible tant que l'antenne est en vue du satellite.

La visibilité de l'antenne dépend de l'élévation par rapport au satellite.

Cette figure montre l'élévation absolue entre une antenne en un point A et un satellite, c'est-à-dire l'élévation si les ailes de l'avion sont à l'horizontale.



L'élévation relative dépend du tangage, du roulis et du cap de l'avion, de la latitude et de la longitude, ainsi que de la position des satellites. Lorsque l'élévation relative est supérieure à 0, l'antenne est en vue du satellite. Dans le cas contraire, l'antenne est masquée.

L'élévation absolue d'un avion dont les ailes sont à l'horizontale peut être positive en un point donné sur Terre, mais l'élévation relative en ce même point peut devenir négative à mesure que l'avion s'éloigne du satellite en s'inclinant.

Lorsque l'antenne est masquée, l'émetteur-récepteur passe en mode "panne de liaison", ce qui signifie qu'il va tenter de rétablir la liaison mais ne coupera pas l'appel. La panne de liaison peut durer environ 11 secondes. Par conséquent, si la liaison est rétablie en moins de 11 secondes, la transmission de données peut redémarrer aussitôt.

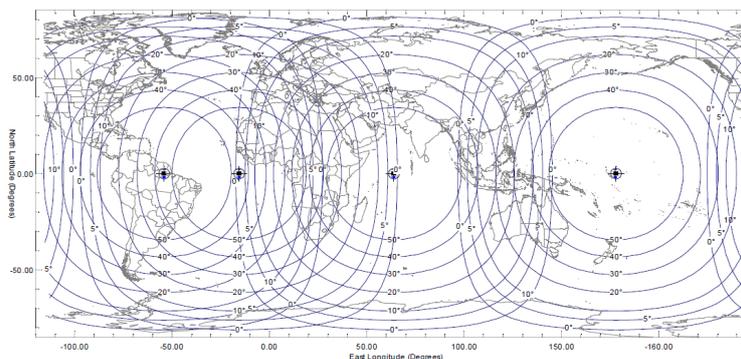
Passé les 11 secondes, l'appel sera coupé. Le système SatCom devra alors nécessairement balayer de nouveau les faisceaux disponibles, établir une liaison radio, effectuer une mise à jour nécessaire de la localisation, obtenir une attribution de canal et rétablir la liaison radio. Généralement, ceci peut prendre jusqu'à 40 secondes.

2.4.1 Connectivité avec le système Inmarsat

La grande majorité des antennes Inmarsat des avions gros-porteurs sont des antennes à gain élevé (HGA) en réseaux phasés, et sont montées sur le dessus de l'avion. Elles sont près de l'avant de l'avion pour les Airbus A330/A340/A380 (toujours montées sur le dessus). Elles sont environ aux $\frac{2}{3}$ arrière pour les Boeing B747/B777 (principalement montées sur le dessus du fuselage, mais certaines montées sur le côté). Toutes les antennes Inmarsat SatCom sur les avions de transport aérien sont orientables et sont commandées par le système avionique SatCom. Le système calcule l'azimut et l'élévation (par rapport à la cellule) et transmet ces informations à l'antenne.

¹¹ Inmarsat ou Iridium

Les satellites pris en compte par le groupe de travail sont les quatre satellites I3. Ils sont géostationnaires et leurs lignes isométriques d'élévation absolue sont représentées sur la figure ci-dessous.



Une étude menée en collaboration avec Inmarsat a évalué la connectivité de l'antenne avec les satellites pour chaque accident de la base et pour différents lieux sur la Terre.

Pour ce faire, une simulation a été faite en considérant pour chaque accident 597 lieux d'occurrence différents sur le globe et en calculant à chaque fois le moment où la dernière transmission possible aurait lieu (en prenant en compte les élévations relatives, un temps de coupure de liaison de 11 secondes et un temps de reconnexion de 40 secondes). Les longitudes de ces 597 points vont de 170°W à 170°E, par incrément de 10°. Les latitudes vont de 80S à 80N, également par incrément de 10°. Les pôles Nord et Sud ont été ajoutés à ces points.

Pour un point donné, le satellite de référence est le satellite dont la longitude est la plus proche de celle du point.

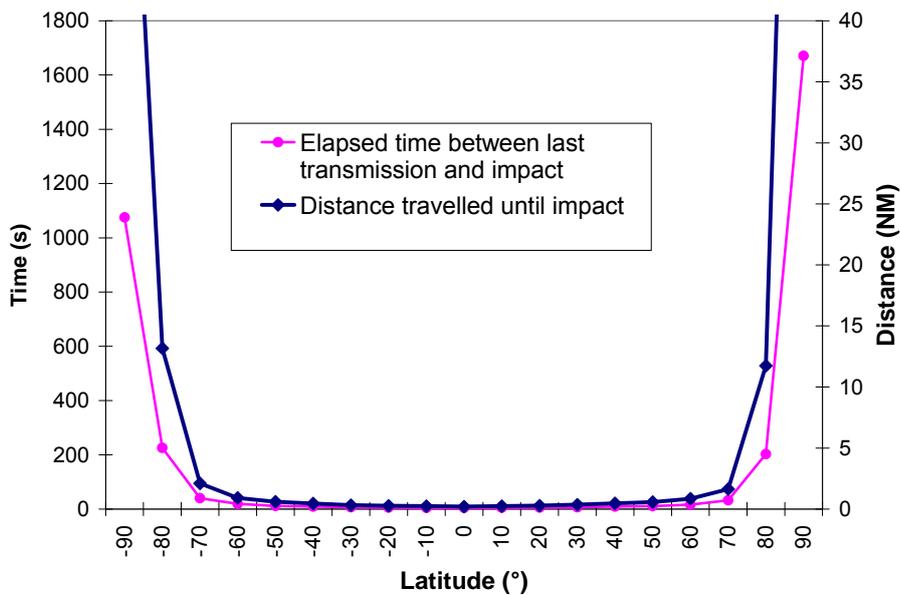
Sur les 44 accidents dans la base de données, deux ne possèdent pas de paramètres de tangage, de roulis ou de cap (A006 et A016). Pour ces 2 accidents, l'élévation relative n'a donc pas pu être calculée.

Par conséquent, la simulation a été effectuée sur la base de 42 accidents et 597 points, soit un nombre total de 25074 combinaisons.

Pour chacune de ces combinaisons, les 2 indicateurs suivants ont été calculés :

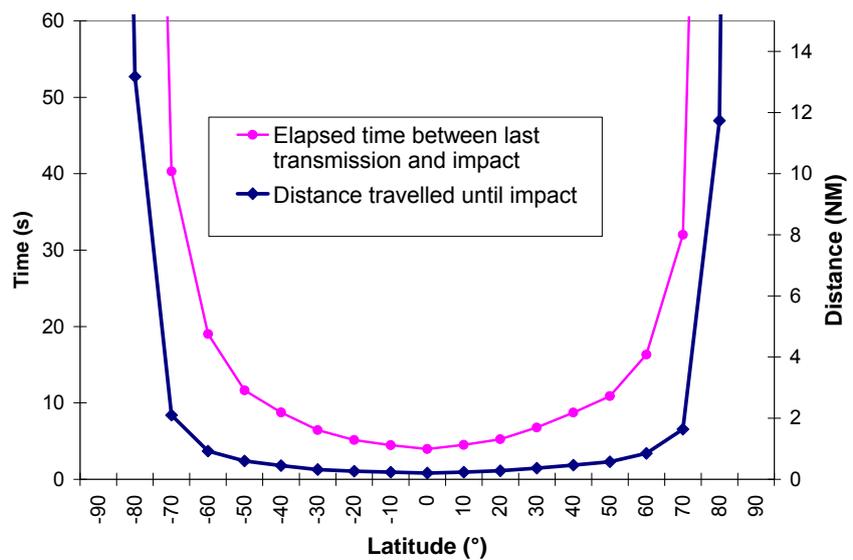
- temps écoulé entre la dernière transmission possible et le moment de l'impact,
- distance maximale parcourue entre le moment de la "dernière transmission" et l'impact. Cette distance peut alors être comparée à la limite de 4 NM proposée dans les modifications de l'Annexe 6 de l'OACI en ce qui concerne la détermination de la position d'un accident.

Étant donné que les satellites Inmarsat sont géostationnaires, la capacité de transmission dépend fortement de la latitude. Les deux indicateurs ont été moyennés par la latitude des 25074 combinaisons.



La figure ci-contre montre que la capacité de transmission est fortement dégradée à proximité des pôles Nord et Sud, avec une augmentation exponentielle du temps écoulé entre la dernière transmission et l'impact ainsi que de la distance parcourue jusqu'à l'impact, à mesure que la latitude se rapproche de 90°N ou 90°S.

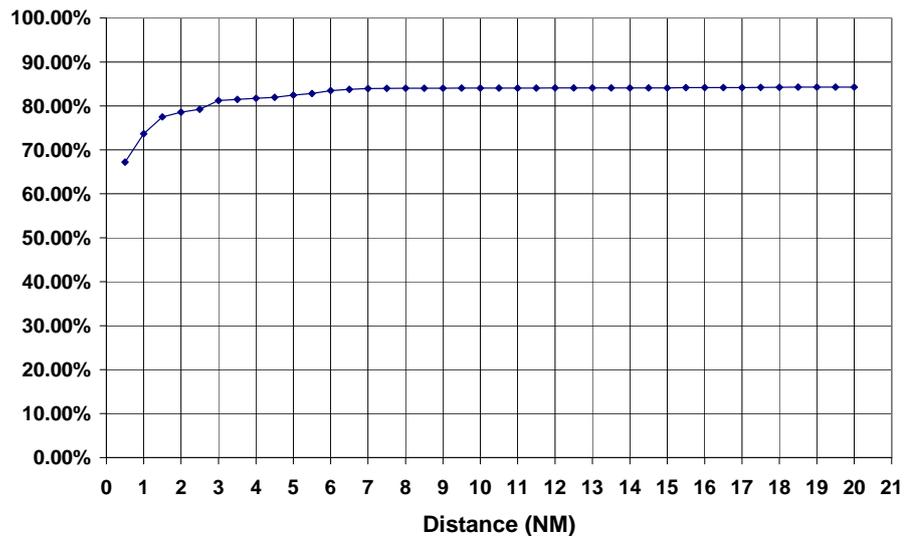
Si l'on regarde les latitudes comprises entre 80°S et 80°N, les résultats sont meilleurs. Les temps à proximité de l'équateur sont inférieurs à 5 secondes, montrant que la transmission est possible presque jusqu'au moment de l'impact. La distance moyenne est inférieure à 2 NM pour les latitudes inférieures à 70°, ce qui est inférieur aux 4 NM proposés dans les modifications de l'Annexe 6.



Les heures de "dernière transmission" ont été comparées aux heures de détection des situations d'urgence. Lorsque la situation d'urgence a été détectée après l'heure de la "dernière transmission", ou en l'absence de toute détection (accident A036), on a considéré que la transmission ne pouvait pas avoir lieu. Ce fut le cas pour 3874 combinaisons, ce qui représente environ 15 % des combinaisons.

Le graphique représente sur l'axe Y la proportion de combinaisons pour lesquelles la distance maximale parcourue est inférieure à la distance sur l'axe X.

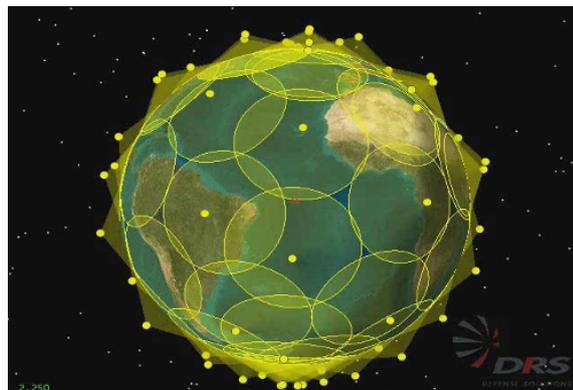
Il montre par exemple que, pour 82 % des combinaisons, la distance est inférieure à 4 NM.



Il montre aussi que la courbe atteint un maximum d'environ 85 % et n'atteint pas 100 %. Ceci correspond aux 3874 combinaisons pour lesquelles la transmission n'est pas possible.

2.4.2 Connectivité avec le système Iridium

La constellation Iridium est composée de 66 satellites en orbite terrestre basse (LEO) à une altitude d'environ 781 km. Les satellites en orbite font le tour de la Terre en près de 100 minutes. La conception de cette constellation assure une excellente visibilité et couverture des satellites sur tout le globe, en particulier aux pôles Nord et Sud.



Outre cette couverture d'un pôle à l'autre, le système Iridium présente les avantages suivants :

- Une infrastructure de passerelle entièrement redondante
- Aucune dépendance vis-à-vis d'infrastructures régionales/d'un acheminement terrestre
- Diversité des satellites, assurant une forte probabilité d'accès
- Sécurité assurée par un réseau numérique
- Temps minimal d'établissement de la communication et faible latence
- Services de communications voix et données véritablement globaux

Actuellement, plus de 20 000 avions à travers le monde sont équipés de systèmes Iridium, parmi lesquels des gros-porteurs commerciaux, des jets d'affaires et des appareils d'aviation générale. Un nombre croissant d'avions ETOPS sont également équipés de systèmes Iridium.

En raison de leur petite taille, les antennes Iridium peuvent être installées presque n'importe où sur un avion. Plusieurs antennes Iridium peuvent être installées sur un même appareil afin d'optimiser la visibilité du satellite lors de conditions de vol inhabituelles. Même avec une telle flexibilité en matière de configuration des antennes, il peut être difficile de maintenir une connectivité fiable lors de conditions de vol normales. Lors de conditions de vol inhabituelles, cela devient extrêmement difficile.

2.4.2.1 Étude de DRS

En 2003, il a été demandé à DRS de traiter ce problème pour l'U.S Air Force. Le résultat est un produit nommé FACE, ou Fighter Aircraft Command & Control Enhancement (optimisation du système de commandement/contrôle des avions de combat). Le système FACE permettait une communication dans le monde entier entre les installations de commandement et de contrôle militaires et les avions de combat grâce au réseau de satellites Iridium. En combat, le système FACE a pratiquement éliminé les problèmes de communication avec des avions hors de portée, a considérablement amélioré la communication à basse altitude au-dessus de zones urbaines, et a réduit les délais d'intervention des missions d'appui aérien rapproché.

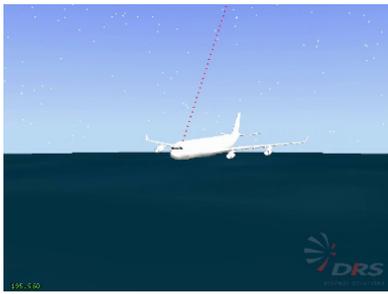
Le système FACE repose sur plusieurs antennes Iridium intégrées dans la pointe avant d'une nacelle en forme de missile. Ces antennes sont reliées aux modules électroniques DRS dédiés, qui sont installés à l'intérieur de la nacelle. Les nacelles FACE sont montées sur les saumons d'aile des avions de chasse afin d'éviter au maximum que les avions ne masquent en cours de vol les 66 satellites Iridium LEO interconnectés.

Grâce à la technologie FACE, les appels Iridium entrants réceptionnés par la nacelle sont transmis au pilote via la radio UHF/VHF standard de l'avion ou par interphone. Les nacelles FACE assurent une liaison SATCOM robuste durant les vols tactiques, sans aucune modification de l'avion. Dans le cadre d'opérations tactiques très dynamiques, le système FACE s'est révélé efficace pour fournir des données fiables des communications vocales et performances de l'avion, quelles que soient les attitudes de l'avion.



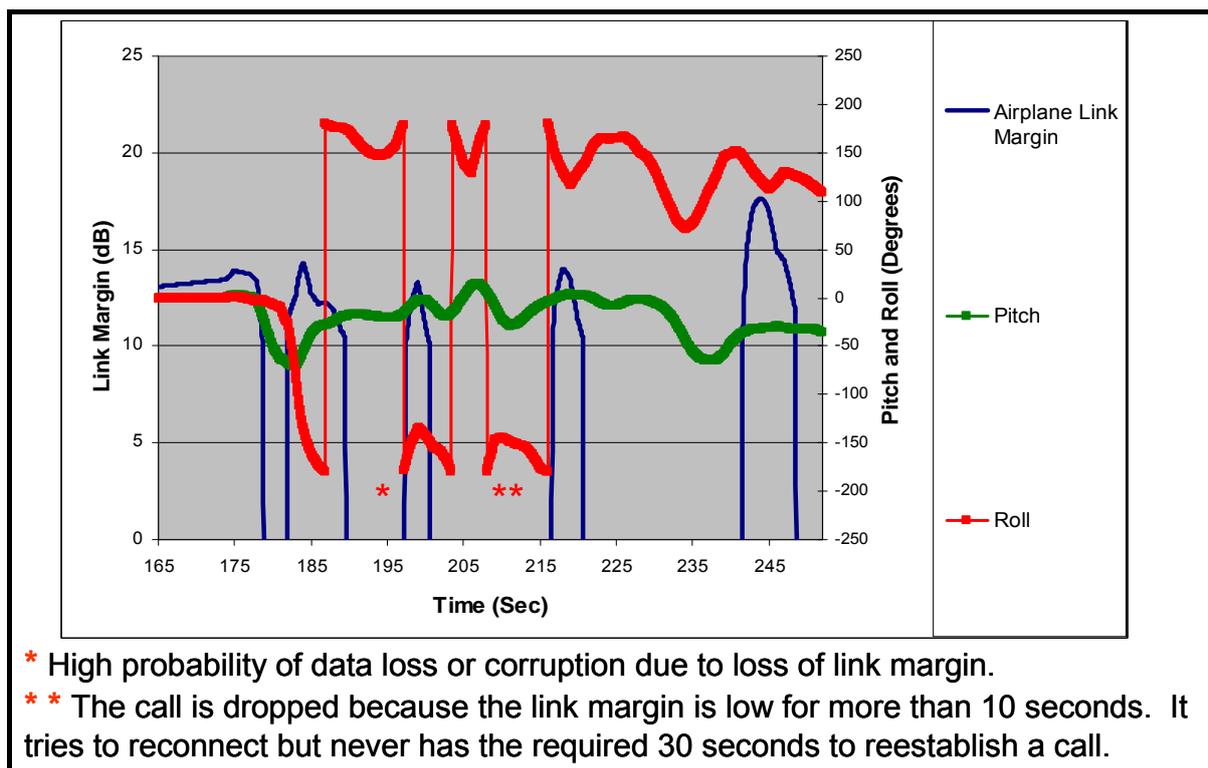
La technologie FACE a été récemment revue aux fins d'une utilisation sur des appareils militaires, commerciaux et d'aviation générale. Cette nouvelle gamme de produits présentera une connectivité Satcom avancée. À la demande du BEA, DRS a effectué des calculs de connectivité d'antennes Satcom en utilisant les données de vol provenant d'accidents d'avions commerciaux. Pour cette étude, DRS a généré des simulations informatiques de vols à partir des données de vol disponibles, en utilisant un modèle d'avion commercial à réaction et une ou plusieurs antennes montées sur le fuselage de l'avion. La connexion à la constellation Iridium est illustrée par une ligne pointillée rouge reliant

l'antenne de l'appareil au satellite. Lorsque l'avion est en vol horizontal, l'antenne est connectée. Lorsque l'avion est à l'envers, la ligne rouge disparaît, ce qui signifie que l'antenne n'est plus connectée

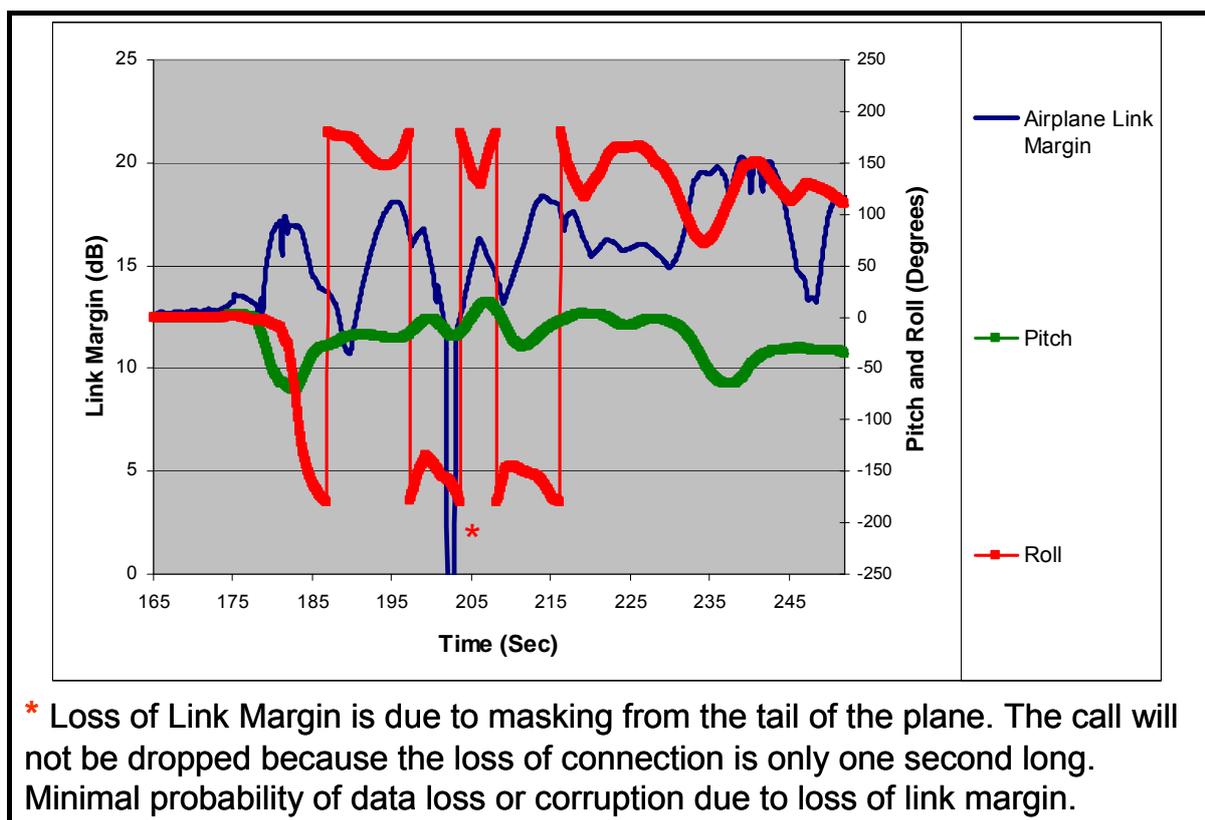


Le graphique ci-dessous montre les résultats obtenus pour les 85 dernières secondes de l'accident A044 avec une seule antenne Satcom montée sur le dessus de l'avion. La connexion satellite a été évaluée selon un paramètre appelé marge de liaison, c'est-à-dire la quantité de puissance reçue au-dessus de la puissance nécessaire pour que la liaison conserve les performances spécifiées. Selon Iridium, la marge de liaison moyenne attendue au sol avec une perte de câble de 2 dB et une propagation en espace libre est de 13,1 dB.

Ce graphique montre que la dernière transmission Satcom intervient 50 secondes avant l'impact.



DRS a effectué une simulation similaire en utilisant les données de l'accident A044, mais avec plusieurs antennes montées sur le fuselage de l'avion. Le graphique suivant montre les résultats :



Au point temporel correspondant approximativement à 203 s, la perte de marge de liaison est due au fait que l'empennage de l'avion a fait obstacle au satellite en s'intercalant entre celui-ci et l'antenne ; on parle alors de masquage. Cependant, l'appel ne sera pas abandonné car la perte de marge de liaison n'est que d'une seconde. Ce graphique montre que la transmission est possible jusqu'au point d'impact.

Cette étude a montré que les systèmes Satcom utilisant une seule antenne ont de mauvaises performances dans la plupart des environnements très dynamiques. Les systèmes Satcom qui utilisent deux antennes ont de bonnes performances dans un grand nombre d'environnements aéroportés, mais perdent potentiellement des données dans les environnements extrêmes. Les systèmes Satcom dotés de plus de deux antennes devraient avoir d'excellentes performances quels que soient l'environnement et l'attitude de l'avion.

2.4.2.2 Programme d'essai Star Navigation/Astrium

Star Navigation Systems/Astrium ont lancé en 2010 un programme d'essai visant à mesurer les performances de connectivité du système STAR-ISMS¹². Le test avait pour but d'évaluer la réception du signal et la capacité de transmission d'une antenne Iridium omnidirectionnelle sur une section simulée de fuselage, et de démontrer la fiabilité de la transmission des données de vol ainsi que l'intégrité des données (pas de données perdues ou corrompues).

Le montage d'essai était composé des éléments suivants (voir image ci-dessous) :

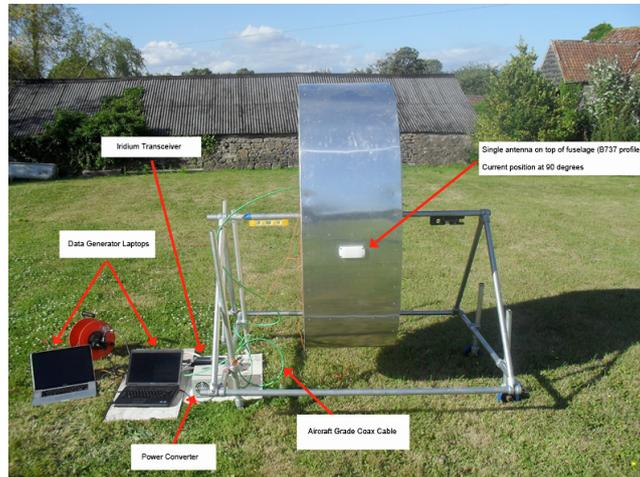
- 1) Une section de fuselage présentant un profil de coupe transversale à 2 rayons majeurs : un qui se rapproche du fuselage d'un avion à fuselage étroit (comme un Boeing B737) et un autre se rapprochant du fuselage d'un avion d'affaires (comme un Beechcraft King Air).
- 2) Une antenne Iridium omnidirectionnelle discrète pour avion
- 3) Un câble coaxial de qualité aviation commerciale

¹² Voir annexe 1 pour plus de détails sur le système ISMS.

4) Un émetteur-récepteur Iridium (qualité aviation commerciale)

5) Un ordinateur portable spécialement configuré – servant de générateur de données ARINC 429 et ARINC 717 et fournissant simultanément des données ARINC429 et ARINC717 pour la transmission.

Un axe central a été utilisé, permettant de pivoter facilement le montage et d'appliquer un roulis à 360 degrés. Le support de montage pouvait être relevé et fixé selon un angle de tangage maximal de 90 degrés.



Pour atteindre les objectifs du test on a considéré que :

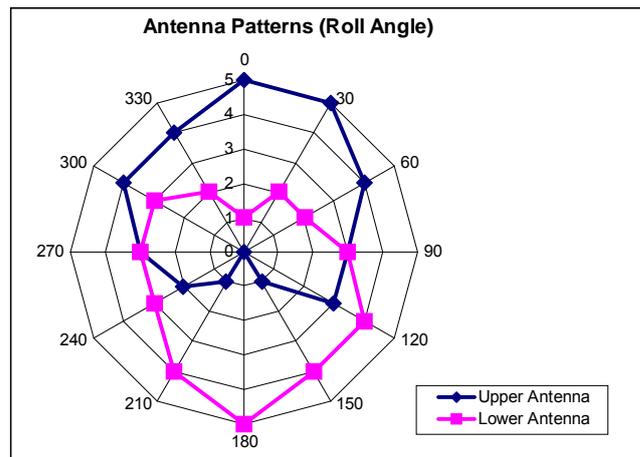
- La connectivité du réseau Iridium pourrait être convenablement vérifiée à l'aide du témoin "Register" (enregistreur) sur le tableau à voyants de l'émetteur-récepteur.
- La puissance du signal pourrait être convenablement évaluée à l'aide de la DEL "puissance du signal" de l'émetteur-récepteur
- La continuité de la connectivité pourrait être convenablement évaluée à partir de la transmission continue des données de vol et a été évaluée à l'aide des DEL "Register", "Data Call" (appel de données) et "Signal Strength" (puissance du signal), et par confirmation/analyse des données reçues par la station au sol.
- La confirmation de l'intégrité des données de vol après la transmission a été effectuée par une analyse manuelle des données

Après les vérifications de base du système visant à confirmer la capacité de réception et de transmission à l'emplacement du montage d'essai, des premiers tests de transmission statiques ont été effectués avec l'antenne positionnée à 0 °, 90 °, 270 ° et 180 °. Ces tests ont été suivis de tests dynamiques selon un angle de roulis variant de 0 à 360 ° à un taux de roulis d'environ 90°/s.

La possibilité de transmettre des données de vol avec une seule antenne a été démontrée dans toutes les attitudes de l'avion, excepté les plus extrêmes. Avec une seule antenne montée sur le dessus du fuselage, la connectivité Iridium est considérée extrêmement robuste lorsque la position du fuselage reste comprise entre 270 ° et 90 °. Cependant, la connectivité Iridium est considérée peu fiable lorsque l'attitude du fuselage reste comprise entre 90 ° et 270 ° ou dans un profil permanent de "tonneau barriqué".

Une installation à deux antennes a donc été configurée avec une deuxième antenne installée dans la partie basse du fuselage. Une boîte de commutation a été introduite dans le câblage coaxial des antennes et reliée simultanément aux deux antennes. La puissance du signal avec cette configuration a été réévaluée, et jugée globalement identique. Aucune perte de puissance du signal n'a été observée. Le montage d'essai a ensuite été pivoté à 360 degrés, en basculant manuellement les antennes au point 90 ° afin que l'antenne la plus

haute transmette en permanence. Le schéma suivant montre la puissance du signal de l'antenne supérieure et inférieure lors de la rotation du fuselage de 0 à 360 °.



L'analyse de l'effet du tangage sur les essais a permis d'observer que les données fournies par l'antenne n'indiquaient aucune variation des diagrammes de rayonnement, quel que soit l'axe.

Ce test de transmission de données a fourni une combinaison de résultats qualitatifs et quantitatifs, en évaluant à la fois la puissance du signal et le nombre réel d'octets transmis.

Les tests ont également démontré les performances de connectivité satisfaisantes d'une installation simple et peu coûteuse, pour garantir l'intégrité de la transmission de données lors d'une rotation complète du fuselage à 360 °. Le concept de commutation d'antennes pour assurer le maintien de la connectivité du signal quelles que soient les attitudes (et particulièrement à des taux de roulis importants) est considéré comme démontré.

2.5 Activation des ELT avant l'impact

Les ELT (Emergency Locator Transmitter) sont des émetteurs qui peuvent être suivis afin de faciliter la détection et la localisation d'un avion en détresse. Ce sont des balises radio communiquant dans le monde entier avec le système international de satellites pour les recherches et le sauvetage Cospas-Sarsat (SAR). Lorsqu'elles sont activées, ces balises émettent un signal de détresse, qui, en cas de détection par des satellites, peut être localisé par une méthode combinée de trilatération et triangulation.

En 2005, l'OACI a exigé que tous les avions et hélicoptères, auxquels s'appliquent les parties I, II et III de l'annexe 6 de la Convention relative à l'aviation civile internationale, soient équipés d'au moins une balise ELT fonctionnant à 406 MHz. Avec une balise 406 MHz, la position de l'événement peut être relayée aux services de sauvetage avec plus de rapidité, fiabilité et précision. La position GPS codée peut également être transmise par des balises ELT 406 MHz.

Le système Cospas-Sarsat a été incontestablement utile pour la recherche et le sauvetage des équipages dans un grand nombre d'accidents d'avions à travers le monde. Malgré ces succès, la détection de signaux ELT après un accident d'avion reste problématique. Plusieurs rapports ont mis en lumière des problèmes de dysfonctionnement du système de déclenchement des balises, des cas de déconnexion de la balise de son antenne ou de destruction de la balise à la suite d'accidents dans lesquels les avions ont été détruits ou fortement endommagés. Même lorsque la balise et son antenne fonctionnent correctement,

les signaux peuvent ne pas être correctement transmis aux satellites Cospas-Sarsat en raison d'un blocage physique dû à des débris de l'avion faisant obstacle à l'antenne de la balise.

Les tentatives visant à améliorer les performances des balises ELT lors d'accidents d'avions ont été contrariées par certaines limites de l'actuel système Cospas-Sarsat LEOSAR¹³. Ce système ne dispose pas à tout moment d'une visibilité complète de la Terre, en raison du nombre limité de satellites en orbite. De ce fait, les balises situées en dehors de la zone de couverture d'un satellite ne peuvent pas être immédiatement détectées et doivent continuer à émettre jusqu'à ce qu'un satellite passe au-dessus. Toutefois, le déploiement du système MEOSAR¹⁴ dans les prochaines années permettra de réduire considérablement, voire d'éliminer, ces limites et d'augmenter la probabilité de détection d'une balise.

Le système MEOSAR compte en effet un grand nombre de satellites, dont la position orbitale change et qui présentent un large champ de vision. Ce nouveau système placera des processeurs SAR à bord des constellations de satellites GPS, Galileo et GLOSNASS. Les satellites MEOSAR seront en mesure d'assurer la détection, l'identification, la réception quasi-instantanées de la position codée et la détermination de la position triangulée de la balise ELT 406 MHz. L'un des avantages escomptés du futur système réside dans sa plus grande capacité à localiser très rapidement une balise de détresse. Les satellites MEOSAR se déplacent dans le ciel beaucoup plus lentement que les satellites LEOSAR (6 heures contre 15 minutes). Ils peuvent donc rester positionnés quasiment au-dessus d'une balise ELT pendant près d'une heure ; les chances d'acheminement d'un signal de détresse vers des stations au sol sont donc sensiblement accrues.

Le système MEOSAR offrira en outre plusieurs voies de transmission possibles pour assurer le transfert des données au segment sol. C'est ce que montre une étude du CNES¹⁵ : sur la base d'une constellation Galileo de 27 satellites, une analyse simplifiée a établi qu'il y aurait toujours au moins quatre satellites visibles en tout point de la Terre. Les pourcentages de surface de la Terre où 5, 6, 7, 8 ou 9 satellites seront visibles en même temps sont également indiqués dans le tableau ci-dessous.

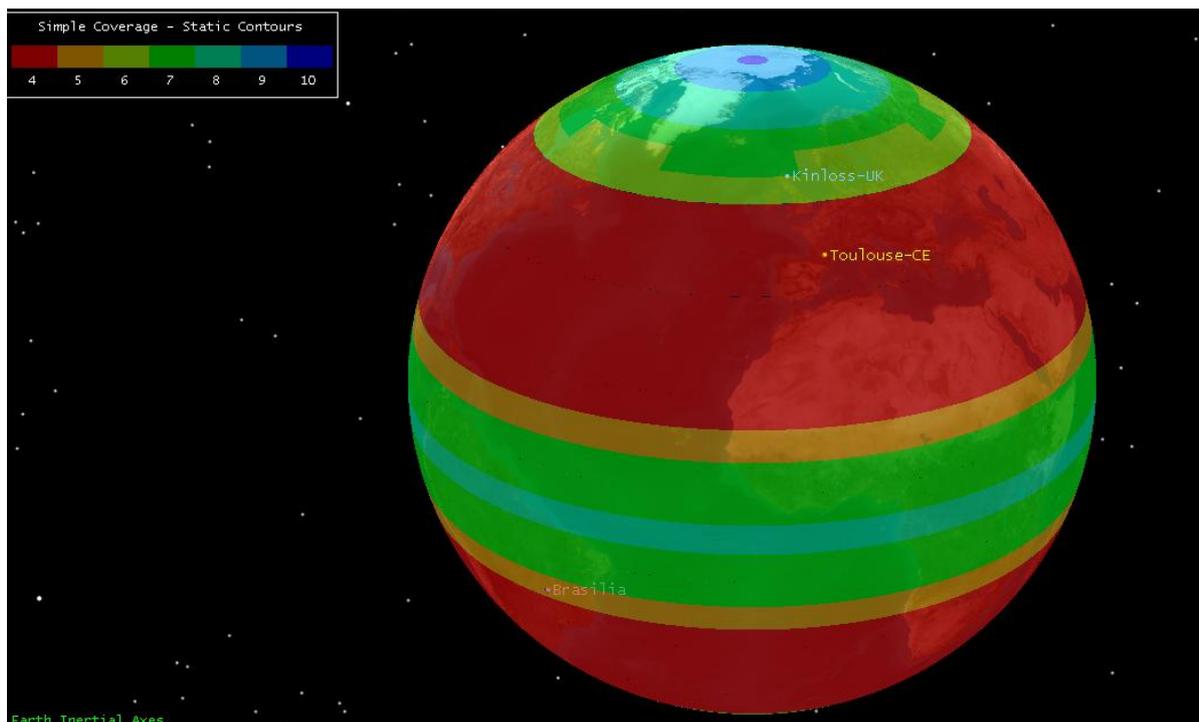
Nombre minimum de satellites visibles	4	5	6	7	8	9
% de la surface de la Terre	100 %	50 %	37 %	33 %	5 %	2 %

Ces résultats sont illustrés sur la figure ci-après.

¹³ Satellites SAR en orbite terrestre basse

¹⁴ Satellites SAR en orbite terrestre moyenne

¹⁵ Centre National d'Etudes Spatiales (agence spatiale française)



En outre, l'analyse préliminaire du système MEOSAR a montré que lorsqu'une constellation complète de satellites MEOSAR sera opérationnelle, les balises pourront potentiellement voir à tout moment entre 6 et 10 satellites, quelle que soit leur position sur Terre. Une impulsion émise par une balise et contenant une localisation codée aura de fortes probabilités d'être relayée au système au sol via au moins l'un des nombreux satellites disponibles, même si l'avion est dans une position inusuelle.

La capacité escomptée du système MEOSAR, en termes de détection et localisation très rapides d'une balise n'importe où sur Terre, ouvre de nouvelles possibilités pour la conception de balises ELT offrant des performances plus fiables en cas d'accident d'avion.

Le BEA a contacté le Secrétariat Cospas-Sarsat fin juillet 2010, pour déterminer si des améliorations pourraient être apportées aux futures balises ELT afin que celles-ci soient activées avant l'impact ou qu'elles transmettent un ensemble limité de paramètres. Le Secrétariat Cospas-Sarsat a indiqué que le moment était opportun pour présenter les besoins de notre groupe de travail, car les premières exigences de haut niveau pour la prochaine génération de balises étaient sur le point d'être fixées.

Le BEA a donc été invité à assister à la réunion du Groupe d'experts Cospas-Sarsat sur les exigences applicables aux balises de la prochaine génération, qui a eu lieu en septembre 2010 près de Washington, DC. Cette réunion avait pour but de définir les premières exigences opérationnelles pour les balises de la prochaine génération.

Des suggestions ont été formulées par le passé en vue de démarrer la transmission des signaux de détresse avant un accident d'avion, lorsque le pilote (ou un ordinateur à bord de l'avion) détermine que l'avion est en situation de détresse. L'avantage de mettre en œuvre un tel mode de fonctionnement a cependant été compromis par les limites du système LEOSAR à fournir avec fiabilité une localisation en temps opportun peu après l'activation d'une balise ELT. Avec le système LEOSAR actuel, plusieurs minutes sont généralement nécessaires pour déterminer une position. Ce délai, qui peut atteindre plusieurs heures, est incompatible avec le temps généralement court existant entre les signes précurseurs d'une situation de détresse et un crash, comme exposé au paragraphe 2.3.

Cette limitation disparaîtra avec le prochain système Cospas-Sarsat MEOSAR. Des tests préliminaires ont déjà démontré qu'une localisation dans un rayon de 5 kilomètres serait possible avec une seule impulsion émise et qu'une précision supérieure à 1 km pourrait être envisagée dans le cas de balises spécialement conçues pour le système MEOSAR. Les spécifications de performances minimales définies dans le Plan de mise en œuvre MEOSAR exigent l'obtention d'une localisation indépendante (indépendante de tout lieu codé) dans les 10 minutes après le premier message de la balise. Il est cependant essentiel que des salves d'impulsions aient lieu pour bénéficier de cette capacité renforcée.

Pour ce faire, certaines exigences applicables aux balises actuelles ont été révisées, notamment :

- Activation de la balise ELT sur indication d'une situation d'urgence : les mécanismes d'activation actuels sont soit automatiques (activation par le choc et/ou l'eau), soit manuels. L'activation des balises ELT avant l'impact augmenterait les chances d'une transmission efficace. Cette exigence ne fera pas partie de la liste des exigences minimales pour la certification Cospas-Sarsat. Elle existera toutefois et il appartiendra aux autorités nationales de l'aviation civile de l'imposer ou non pour les avions placés sous leur juridiction.
- Rapidité de transmission des premières impulsions : le temps entre le déclenchement d'une balise ELT et la première impulsion, actuellement fixé à 50 secondes, pourrait également être réduit afin que la transmission des données ait commencé avant qu'un avion ne s'écrase. Une exigence provisoire fixe ce temps à 1 seconde. Il est intéressant de comparer ce temps aux délais d'alerte suivants : 95 % des accidents ont un délai d'alerte supérieur à 5 s, 86 % un délai d'alerte supérieur à 10 s, 80 % un délai d'alerte supérieur à 15 s et 57 % un délai d'alerte supérieur à 30 s.
- Taux de récurrence des impulsions : afin d'augmenter les chances d'une localisation précise et rapide, un taux de récurrence des impulsions plus élevé pourrait être envisagé peu de temps après l'activation. Une exigence provisoire va fixer ce taux à 10 s dans les 30 premières secondes. Ensuite, le taux passera à 50 s.
- Caractéristiques des antennes : le diagramme d'antenne courant, optimisé pour le système LEOSAR et des élévations comprises entre 5 ° et 60 °, pourrait être modifié afin de mieux localiser les balises MEOSAR à des angles d'élévation plus importants (proches de 90°).

Un calendrier fixé à l'issue de la réunion du groupe d'experts Cospas-Sarsat prévoit que les exigences opérationnelles et l'évaluation technique soient achevées d'ici la fin 2012. Des balises approuvées compatibles avec ces nouvelles exigences pourraient être disponibles sur le marché d'ici la fin 2015.

2.6 Transmission régulière des données

La transmission des données de position à un rythme régulier (toutes les x minutes) pourrait être une alternative à la transmission déclenchée reposant sur la détection d'une situation d'urgence. Les éléments suivants permettent de déterminer à quelle fréquence la transmission régulière doit avoir lieu pour atteindre l'objectif d'une zone de recherche de 4 NM.

2.6.1 Cas de l'accident AF447

Le système ACARS, intégré dans l'ATSU des Airbus A330 d'Air France, permet de transmettre des messages non vocaux entre un avion et le sol par VHF ou par satellite. L'avion AF447 était programmé pour transmettre automatiquement sa position toutes les 10 minutes environ.

Le 1^{er} juin 2009, le dernier rapport de position a eu lieu à 2 h 10 min et 24 messages de maintenance ont été reçus entre 2 h 10 min et 2 h 15 min. Ces messages ont tous transité par le même satellite (Océan Atlantique Ouest, exploité par la société Inmarsat) et le réseau ACARS SITA.

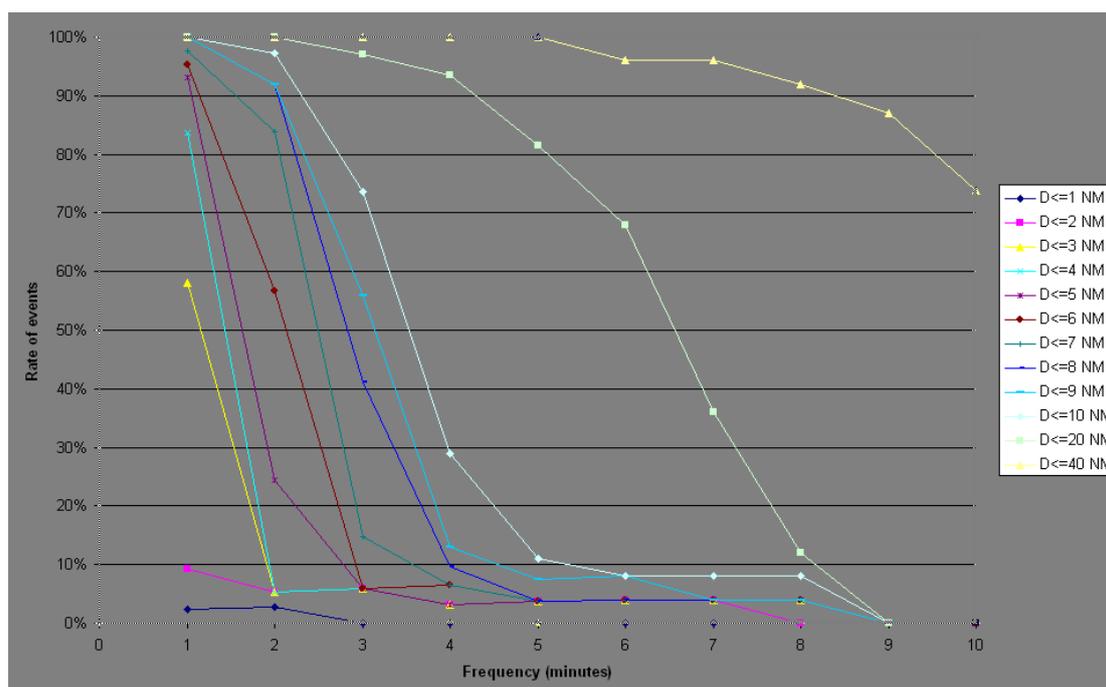
La distance maximale que l'avion a pu matériellement parcourir entre l'heure de sa dernière position signalée et l'heure à laquelle une réponse programmée du système ACARS aurait dû être reçue a été calculée. L'heure de l'impact a été estimée sur la base de l'heure de réception du dernier message ACARS et de l'attente (non satisfaite) d'un autre message dans les 60 secondes qui ont suivi. Cette analyse indique que la fin du vol a eu lieu entre 2 h 14 min 26 s et 2 h 15 min 14 s, soit un temps de vol d'environ 5 minutes depuis la dernière position signalée. Si l'on considère une vitesse sol maximale de 480 kt (ou 8 NM/min), on obtient une zone de recherche circulaire d'un rayon de 40 NM centrée sur la dernière position connue. Cette zone représente plus de 17 000 km² et est située à plus de 500 NM des côtes.

2.6.2 Étude fondée sur la base de données

La base de données d'accidents constituée dans le cadre du groupe de travail a été utilisée pour évaluer la distance entre une dernière position signalée hypothétique et le point d'impact.

Différents intervalles de transmission (de 1 à 10 minutes) ont été pris en compte. La distance est calculée sur la base de l'heure de la dernière transmission estimée (avec le système Inmarsat) et de l'heure de l'impact, en utilisant la vitesse sol enregistrée, si celle-ci est disponible, ou la vitesse air dans le cas contraire. Ce calcul est prudent, car il fait l'hypothèse d'un vol en palier rectiligne de l'avion jusqu'à l'impact, sans changement de cap ni taux de descente.

Le tableau ci-dessous résume les résultats de ces calculs. Il indique le pourcentage d'accidents dont la zone de recherche correspond à une distance définie (1 NM et 40 NM) en fonction de l'intervalle de transmission. Par exemple, si la position est envoyée toutes les 2 minutes, 85 % des avions de la base de données d'accidents s'écrasent dans un rayon de 7 NM (ligne bleue claire) par rapport à la dernière position signalée. Si la position est transmise toutes les 3 minutes, 15 % s'écrasent à moins de 7 NM.



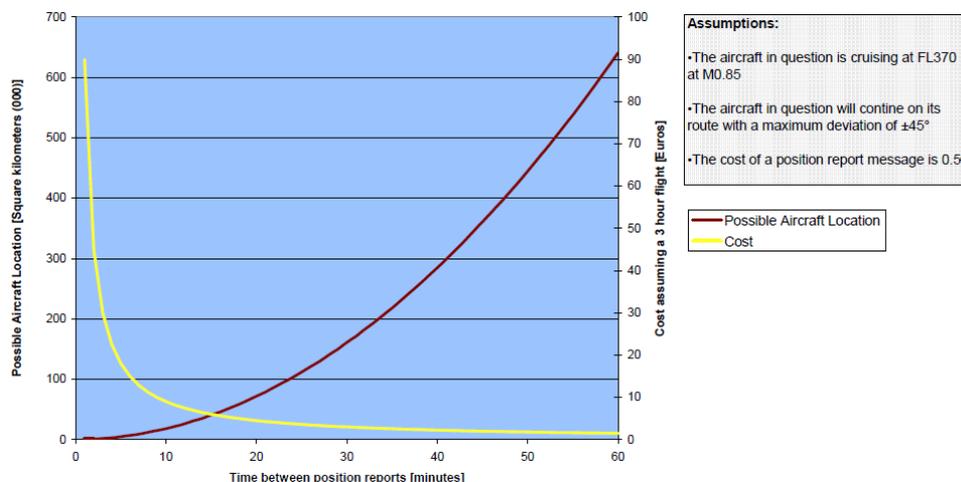
Ce graphique indique que 85 % des points d'impact sont à moins de 4 NM de la dernière position signalée lorsque l'intervalle de transmission est de 1 minute.

2.6.3 Projet OPTIMI

Le SESAR Joint Undertaking (SJU) a lancé un projet appelé OPTIMI (Oceanic Position Tracking Improvement and Monitoring Initiative). L'objectif de ce projet est d'améliorer le suivi d'un avion lors de vols océaniques ou au-dessus de zones hostiles. Autant que les solutions techniques, le défi comprenait l'optimisation de la coordination entre les services afin d'accélérer les temps de sauvetage et de l'analyse des causes de l'accident. Le projet prévoyait de délivrer des recommandations qui peuvent être implémentées en 2011. Les besoins pour OPTIMI sont dans quatre domaines principaux :

- Localiser des avions au-dessus des régions océaniques et au-dessus de zones hostiles - actuellement, quand un vol quitte les secteurs qui sont bien couverts par des systèmes de radar du trafic aérien (ATC), l'avion ne communique sa position à l'ATC que de temps en temps. Dans le cas d'un accident ceci peut augmenter le temps pris par les services de recherches et de sauvetage (SAR) pour répondre.
- Réaction rapide après des accidents – L'efficacité des services de recherches et de sauvetage est dépendante des informations de positionnement pour rejoindre les passagers rapidement.
- Accéder aux enregistreurs de vol ('boîtes noires') – Dans le cas d'un accident, le travail des enquêteurs dépend des données de ces enregistreurs pour analyser les causes des accidents. En régions océaniques ou au-dessus de zones hostiles, leur récupération est souvent difficile et longue.
- Eviter de nouvelles récurrences – Un diagnostic rapide des causes d'un accident peut révéler des problèmes répétitifs qui peuvent être à l'origine de futures occurrences. Un diagnostic rapide des causes peut les prévenir.

L'étude a montré que la transmission périodique de la position ne permet pas d'avoir une connaissance suffisante de la position de l'avion pour satisfaire aux exigences du projet OPTIMI, sauf en cas d'utilisation d'un intervalle de transmission très court (environ 1 minute), auquel cas la transmission a un coût important et nécessite un débit élevé. La figure suivante montre une comparaison du coût financier et de la localisation possible d'un avion à différents intervalles de transmission des rapports de position.



Après l'évaluation de la situation actuelle et les ensembles de démonstrations en vol impliquant des vols commerciaux dans les trois régions océaniques Atlantique (NAT, EUR et

AFI), le consortium responsable du projet a délivré son rapport au SESAR Joint Undertaking en janvier 2011 avec des recommandations dans les quatre domaines principaux :

- **Technologie** : Encourager les équipages et utilisateurs du produit du Future Air Navigation System (FANS 1/A) pour les centres de contrôle océanique et les avions volant au dessus des zones océaniques ; cela va couvrir en particulier l'utilisation de l'ADS-C et Controller Pilot Data Link Pilotes Communications (CPDLC) ;
- **Procédures** : Transmettre automatiquement toutes les 15 minutes la position de l'avion et de déclencher automatiquement une transmission d'information de position quand une déviation de la route est détectée ;
- **Economique** : Optimiser le coût des communications pour les besoins du contrôle dans les zones océaniques ainsi que dans la chaîne de service ;
- **Réglementation** : Développer conjointement entre sauveteurs et centres de contrôle des protocoles pour la notification et interventions dans des situations d'urgence.

Le consortium recommande aussi de développer des technologies et procédures pour le déchargement de données critiques de vol de l'avion vers le sol sur un déclenchement lors d'un événement, ainsi que la possibilité de créer un centre de stockage pour rassembler ces informations. Le projet SAT-OPTIMI va se charger de ces derniers items.

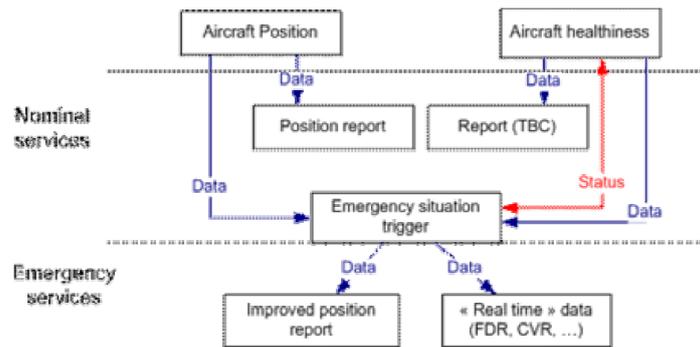
Plus de détails sont disponibles en ligne à <http://www.sesarju.eu>

2.6.4 SAT-OPTIMI project

L'objectif du projet SAT-OPTIMI (Satellite Oceanic Position Tracking Improvement and Monitoring Initiative) est de conduire une étude qui présentera la faisabilité et les options pour une meilleure utilisation des infrastructure de satellite et de la technologie pour s'assurer du déploiement complet des services de suivi des zones océaniques et au-dessus de zones hostiles. L'utilisation des infrastructure satellite pour déployer des services définis par le projet OPTIMI conduit en 2010 par le SESAR JU. L'étude SAT-OPTIMI est une étude de suivi complétant le projet OPTIMI en explorant des alternatives techniques au delà de FANS-1A, applicables aux zones océaniques/au-dessus de zones hostiles et aux zones non couvertes par la VHF, mais aussi en envisageant un déploiement de services capables de supporter de tels services de suivi à moyen terme (après 2013) et à long terme (vers 2020).

Une amélioration majeure à considérer en analyse coût/bénéfice, est de développer un système embarqué capable de détecter des situations d'urgence et de commencer ou accélérer la fréquence de transmission de données de vol, et de diminuer cette fréquence si les conditions d'urgence ne sont plus détectées:

- En conditions d'urgence, un envoi rapide de données de position peut être réalisé sans utiliser les applications actuelles data-link (FANS-1/A) et ses protocoles associés, avec une fréquence de quelques secondes au lieu de la limitation actuelle d'une minute du FANS-1/A.
- En conditions normales, une hiérarchisation des priorités peut être significativement améliorée avec l'utilisation des services de satellites de nouvelles générations.



Cependant, l'étude SAT-OPTIMI analyse en détail deux types de solutions de suivi de trajectoire sur base de satellites :

- Une solution indépendante, non FANS-1/A, basés sur la constellation Iridium sur le report de position pour les compagnies en condition d'urgence,
- L'utilisation de services de nouveaux satellites, compatibles avec FANS-1/A, tel que les services océaniques de sécurité Inmarsat SwiftBroadband.

L'étude SAT-OPTIMI est prévue d'être terminée mi-2011.

2.7 Avantages opérationnels

Outre le fait de faciliter les enquêtes accidents, la transmission déclenchée ou régulière des données de vol peut également permettre aux exploitants d'aéronefs d'améliorer leurs procédures de vol, d'accroître le rendement et de réduire les coûts en :

- suivant et en analysant en temps réel les principaux systèmes embarqués, qui peuvent transmettre des données de vol aux centres d'exploitation au sol de façon périodique (programmée) ou "à la demande".
- suivant les avions en permanence, et en surveillant leur état et leurs performances.

Les avantages de ces systèmes sont nombreux pour les compagnies aériennes, car ils permettent de :

- Optimiser l'exploitation des appareils de la flotte en surveillant avec précision les profils d'utilisation actuels et passés des cellules/composants,
- Améliorer la gestion des flottes tout en réduisant les coûts d'exploitation et d'entretien,
- Transmettre au sol des données précises et pertinentes,

Les exploitants de systèmes de transmission actuels font état d'un retour sur investissement de 6 à 18 mois.

Voir annexe 1 pour la liste des systèmes existants.

3 – POINTS D'INTERET

Le groupe de travail a identifié un certain nombre de domaines qui sont à noter pour l'évaluation de la transmission déclenchée.

<p>1. Critères de détection</p>	<p>Les critères de détection d'urgence décrits dans ce rapport ont été évalués sur près de 10 000 vols. Les évaluer sur un échantillon de vols enregistrés encore plus large confirmerait la précision de la mesure du taux de détections intempestives.</p> <p>L'approche de logique floue décrite en 2.2.2 pourrait être testée davantage en utilisant des données provenant de l'analyse des vols d'une compagnie aérienne.</p>
<p>2. Temps écoulé entre les détections et les transmissions</p>	<p>Le processus de transmission déclenchée peut être divisé en plusieurs étapes. Une fois les conditions du déclenchement remplies, un petit paquet de données est formé. Ce paquet est envoyé au système de communications, qui doit le recevoir et procéder au traitement nécessaire. Le paquet peut ensuite être transmis depuis l'aéronef.</p> <p>Ce processus, même s'il est rapide avec la technologie moderne, peut prendre quelques secondes. Une compagnie a indiqué que son système prend quelques millisecondes pour développer et transmettre le message. Les temps de transmission décrits au paragraphe 2.4.1 ont été calculés en supposant que ce temps est nul, car aucune valeur numérique précise n'a pu être obtenue par le BEA.</p>
<p>3. Tests en vol</p>	<p>Les performances des antennes pour des attitudes inusuelles ont été estimées par le groupe de travail en utilisant 3 méthodes : une simule 42 accidents réels en des centaines de points autour de la Terre. Une seconde est basée sur des simulations avec des équipements au sol, et une dernière est basée sur des simulations informatiques. Des résultats issus d'avions militaires opérant avec 2 ou 4 antennes ont aussi été présentés et sont encourageants.</p> <p>La réalisation de tests en vol supplémentaires avec un avion de voltige équipé d'équipements SatCom aiderait à quantifier et à documenter les performances d'antennes en attitudes inusuelles.</p>
<p>4. Effets des taux de tangage et de roulis avec le système Inmarsat</p>	<p>Le paragraphe 2.4.1 de ce rapport décrit comment une antenne Inmarsat se comporterait dans 42 situations d'accident autour du monde. Cette étude se concentre uniquement sur la visibilité de l'antenne avec la constellation satellite lors des variations d'attitudes avion dans les 3 dimensions. Cependant, les effets du taux de tangage ou du taux de roulis n'ont pas été pris en compte. Comparer les capacités d'orientation du faisceau à ces taux pourrait révéler des limitations supplémentaires dans la transmission dans des attitudes inusuelles avec le système Inmarsat.</p> <p>Il est cependant important de noter que le vol AF447 a pu envoyer 24 messages de maintenance au cours des 4 dernières minutes de vol.</p>
<p>5. Impact des faux positifs sur le SAR</p>	<p>Si les ELTs de nouvelle génération étaient activées automatiquement en vol, une attention particulière devra être apportée pour ne pas appeler le personnel SAR de façon injustifiée. Les ELTs fonctionnant sur 406 MHz transmettent un code d'identification de l'exploitant. Si la balise ELT est enregistrée auprès des autorités nationales du SAR, alors une confirmation est d'abord cherchée par le service SAR avant de lancer une équipe de sauvetage. Mais si les activations intempestives sont trop</p>

	<p>fréquentes, cela pourrait nuire au SAR.</p> <p>Abaisser le taux de détections intempestives des critères de déclenchement vers un niveau acceptable pour les organisations du SAR fera de l'activation automatique des ELTs une solution très prometteuse.</p>
6. Commutation entre antennes	<p>Les différents systèmes basés sur Iridium présentés dans ce rapport fonctionnent avec plusieurs antennes autour de l'avion. Ces systèmes dépendent pour transmettre de mécanismes de commutation qui sélectionnent l'antenne qui a la meilleure visibilité vers la constellation satellite. La façon dont ces systèmes fonctionnent n'est pas toujours claire pour les membres du groupe de travail, et en particulier la source des informations inertielles.</p>
7. Emplacement et masquage des antennes	<p>Le groupe de travail n'a pas étudié toutes les possibilités d'emplacement d'antennes autour de l'avion ni les effets de masquage correspondants, dus aux diverses sections de l'avion qui pourraient bloquer la visibilité entre les antennes et les satellites.</p>
8. Continuité de transmission en VHF	<p>Le groupe de travail a étudié la continuité de transmission par satellite lorsque les avions sont dans des attitudes inhabituelles. Il y a cependant d'autres moyens de transmettre de l'information, comme par exemple le VHF Data Link Mode 2 (VDL/2). Des relais ADS-B et des antennes VHF sont en cours d'installation sur le Groenland et sur des plateformes pétrolières, permettant ainsi la couverture VHF dans l'Atlantique nord. Si davantage de stations étaient installées autour du globe, le VDL/2 pourrait aussi être utilisé pour la transmission de données dans d'autres régions reculées ou au-dessus de zones océaniques.</p> <p>L'étude de la continuité des transmissions VHF pour des avions dans des attitudes inhabituelles permettrait de déterminer si le VDL/2 est une solution viable pour la transmission déclenchée en cas d'urgence.</p>

4 – CONCLUSION

Le BEA a créé ce groupe de travail pour évaluer la faisabilité technique du déclenchement de la transmission de données sur indication d'une situation d'urgence afin de faciliter la localisation des débris d'aéronefs à voilure fixe ayant connu un accident au-dessus de zones maritimes ou reculées.

Une étude reposant sur des cas réels d'accidents/incidents et sur des vols normaux réels a prouvé que des critères basés sur un ensemble limité de paramètres de vol enregistrés permettent de détecter 100 % de ces accidents et incidents. L'étude montre également que ces mêmes critères peuvent être ajustés de façon à ce que presque aucune transmission intempestive ne soit générée (une approche de logique floue n'a généré aucun déclenchement intempestif, tandis qu'une approche de logique binaire simple a généré 1 minute de transmission inutile par tranche de 282 heures de vol).

Cette étude prouve qu'il est possible d'élaborer des critères fiables de détection de situations d'urgence. La robustesse de la détection pourrait être encore améliorée avec des critères plus élaborés et des paramètres supplémentaires sur les bus de données des avions modernes, dont ne disposait pas la présente étude.

Les délais d'alerte, ou temps entre la détection et l'impact, sont d'au moins 5 secondes pour 95 % des accidents, d'au moins 15 secondes pour 80 % d'entre eux et d'au moins 30 secondes dans 57 % des cas. Si l'on ne prend en compte que les accidents survenus lors de la phase de croisière, les délais d'alerte augmentent de manière significative : tous ont un délai d'alerte supérieur à 10 s et 91 % d'entre eux un délai d'alerte supérieur à 30 s.

Une simulation effectuée pour tous les accidents de l'étude et sur toute la Terre a comparé ces délais d'alerte et la capacité de transmission avec la constellation Inmarsat. Les résultats ont montré que dans 85 % des cas, une transmission de données serait possible avant l'impact avec la surface. Par ailleurs, dans 82 % des cas, la zone de recherche de l'épave serait confinée dans un rayon de moins de 4 NM.

Les études ainsi que les tests grandeur nature effectués en vol avec la constellation Iridium ont montré que les systèmes de télécommunications par satellite (SatCom) qui utilisent deux antennes donnent de bons résultats dans bon nombre d'environnements aéroportés, mais sont susceptibles de perdre des données dans des environnements extrêmes. Les systèmes Satcom dotés de plus de deux antennes devraient avoir d'excellentes performances quels que soient l'environnement et l'attitude de l'avion.

Une analyse a montré que si l'information de position est envoyée toutes les minutes, 85% des accidents de l'étude aurait un point d'impact confiné à moins de 4 NM de la dernière position envoyée.

Une coopération est engagée avec Cospat-Sarsat, et l'activation des balises ELT avant l'accident est désormais une exigence opérationnelle de haut niveau pour les balises de la prochaine génération. Les nouvelles exigences amélioreront également les performances des balises ELT au cours des 30 premières secondes, afin d'augmenter les chances d'une localisation précise et rapide. Le fait que les balises pourront potentiellement voir à tout moment entre 6 et 10 satellites, quelle que soit leur position sur Terre, augmente très fortement la probabilité de réception d'au moins une impulsion. La localisation avec une seule impulsion devrait être de l'ordre de 5 km. Cette zone pourrait être considérablement réduite si les impulsions contenaient des messages intégrant la position codée de l'avion ou si plusieurs impulsions pouvaient être transmises avant l'impact.

Sur la base de l'ensemble de ces résultats, le groupe de travail conclut qu'il est techniquement faisable de réduire significativement la zone de recherche d'une épave en :

- Déclenchant la transmission de données appropriées par SatCom avant l'impact, et/ou.
- Activant automatiquement des ELTs de nouvelle génération avant l'impact, et/ou
- Augmentant la fréquence des envois de position.

Le groupe a également suggéré que le positionnement dans un rayon de 4 NM est réaliste pour 2020.

Le BEA prévoit de publier une recommandation de sécurité sur cette base dans le cadre de l'accident du vol AF447. Les autorités de réglementation et l'industrie sont par conséquent invitées à mener une analyse plus poussée dans ces trois domaines.

Annexes

Annexe 1 : Systèmes existants

Annexe 2 : Liste des accidents/incidents

Annexe 3 : Liste des paramètres dans la base de données

Annexe 4 : Délais d'alerte par critère

Annexe 5 : Limites d'élévation Inmarsat

Annexe 6 : Limites d'élévation Iridium

Annexe 1 : Systèmes existants

Les systèmes présentés ci-après sont des exemples de systèmes pouvant envoyer automatiquement, d'un avion vers une station au sol, des données contenant des paramètres de vol à des fins de maintenance/surveillance.

Nom du système	Société	Description succincte
<p>CMS (via ACARS) Centralized Maintenance System (système centralisé de maintenance)</p>	Airbus	<p>Le système centralisé de maintenance (CMS) facilite les opérations de maintenance. Il enregistre et sauvegarde certains messages transmis par le système d'alerte de vol (FWS) ou les fonctions de test intégrées des différents systèmes (BITE). Il assure la génération des rapports de maintenance, dont les CFR (quand l'avion est en vol) et les PFR (une fois l'avion au sol). Les CFR sont transférés à l'ATSU (Air Traffic Service Unit) avant d'être transmis via l'ACARS (Aircraft Communications Addressing and Reporting System) intégré dans l'ATSU. Les rapports peuvent ensuite être analysés au sol avec le logiciel AIRMAN (AIRcraft Maintenance ANalysis). Cet outil a pour but d'aider les services de maintenance des compagnies aériennes à anticiper les travaux d'entretien non programmés et à prendre des décisions dans le cadre du dépannage. Vingt-quatre rapports d'entretien concernant le vol AF447 ont été reçus le jour de l'accident après le dernier rapport de position.</p>
<p>AHM Airplane Health Management (suivi du vieillissement d'un avion)</p>	Boeing	<p>Airplane Health Management utilise des données d'avion en temps réel pour fournir des informations enrichies de notification, recherche et correction de défauts permettant de réduire les interruptions de programme et d'augmenter l'efficacité opérationnelle et celle de l'entretien. AHM intègre la collecte, le suivi et l'analyse à distance des données d'avion afin de déterminer l'état de fonctionnement ou de performance actuel et futur d'un avion. Il convertit les données en informations qui peuvent être utilisées pour prendre des décisions d'exploitation ou d'autorisation/interdiction de vol. AHM surveille, recueille et transmet automatiquement les niveaux de service via l'ACARS du système d'aide à la maintenance (ACMS) installé. Ces informations concernent la pression des pneus, la pression d'oxygène, le fluide hydraulique, le groupe auxiliaire de puissance (APU) et le niveau d'huile des moteurs. Ce système était installé sur le B747-400 exploité par UPS, qui s'est écrasé à Dubaï le 3 septembre 2010. Il a correctement transmis des données alors que l'avion était encore en vol avant l'accident.</p>
<p>DTS Data Transmission System (système de transmission de données) & Brite Saver</p>	ECT Industries	<p>DTS est un dispositif embarqué de suivi et de transmission de données qui utilise le réseau de satellites Iridium. Il transmet des messages préprogrammés sélectionnés par l'utilisateur ou des messages automatiques déclenchés par un événement particulier. Ce système était installé sur un hélicoptère AS350B3 qui s'est écrasé en Terre Adélie (Antarctique) le 28 octobre 2010. Le DTS était en service au moment de l'accident et l'épave a été retrouvée à environ 500 mètres de la dernière position transmise par le DTS. Brite Saver est un système embarqué de suivi et de surveillance pour avions et hélicoptères, reposant sur le réseau Iridium. Les données de vol peuvent provenir d'une unité d'acquisition de données (DAU), d'un système de surveillance des paramètres moteur (VEMD) ou d'autres capteurs installés. Les données sont analysées en temps réel et stockées dans la mémoire système qui peut être sécurisée. Outre la position de l'avion transmise régulièrement, tout dépassement de seuil ou alerte que détecte le système déclenche immédiatement une transmission en continu des informations pertinentes vers le sol sur un logiciel dédié ou basé sur le Web.</p>

		<p>Les positions et messages de l'aéronef sont affichés sur une carte aéronautique.</p> <p>Après l'atterrissage, l'enregistrement complet des données de vol peut être transféré à la station au sol et utilisé ensuite pour rechercher toute tendance inhabituelle ou signe annonciateur d'une panne éventuelle.</p> <p>Le système est actuellement opérationnel à bord d'hélicoptères et testé pour les avions.</p>
afirs UpTime Automated Flight Information Reporting System (système automatisé de transmission des informations de vol)	FLYHT	<p>afirs UpTime est un système par satellite qui permet aux exploitants d'aéronefs de gérer et surveiller en temps réel les opérations aériennes n'importe où et à tout moment. afirs UpTime rassemble, stocke et transmet des données, et fournit des informations via le réseau de satellites Iridium.</p> <p>Le système offre les fonctionnalités suivantes :</p> <ul style="list-style-type: none"> • Suivi des données OOOI • Suivi de vol • Tendances des moteurs • Dépassement moteur/cellule • Communications voix/texte <p>FLYHTStream, un mode de transmission en continu de données d'urgence, fournit le niveau de sécurité supplémentaire nécessaire aux passagers d'avions. Il peut être déclenché automatiquement ou manuellement. Par conséquent, si l'équipage est trop occupé pour demander de l'aide, FLYHTStream peut commencer à envoyer des données critiques telles que des rapports de position, des rapports sur l'état des équipements et des données de l'enregistreur des paramètres de vol aux personnes des services d'exploitation susceptibles de pouvoir apporter leur aide. Le système utilise le réseau Iridium et des paquets de données UpTime pour transmettre ces données au sol en continu tout autour du globe.</p> <p>Ce système est actuellement testé à bord de plusieurs avions gros porteurs.</p>
ISMS™ In-flight Safety Monitoring System (système de surveillance de sécurité en vol)	Star Navigation/ Astrium	<p>ISMS™ est un système embarqué de surveillance de vol qui fournit une "fenêtre virtuelle à l'intérieur d'un avion". C'est un système de communication air-sol commercial assurant la transmission automatique et sécurisée des données de vol et alerte incident par liaison satellite (Satcom).</p> <p>Pendant le vol de l'avion, ISMS™ surveille en permanence certains systèmes avioniques embarqués, analyse et transmet instantanément par satellite les données et alertes d'incident à un centre de contrôle au sol sécurisé. Le système ISMS™ permet au centre de contrôle au sol de surveiller les tendances, de prévoir les défaillances possibles, de planifier les réparations et d'aider l'équipage de conduite à prendre des mesures préventives le cas échéant. ISMS™ fonctionne comme un système d'alerte précoce qui détecte les signes précurseurs de problèmes potentiels. Il exécute ces fonctions en "temps réel" et assure une surveillance essentielle de la sécurité pour le bien des passagers, de l'équipage et du personnel au sol.</p> <p>ISMS™ vise à compléter et renforcer les systèmes existants, et non à les remplacer. C'est un système "autonome", invisible pour l'équipage de conduite, qui réduit la charge du pilote et fournit aux exploitants des informations et données de vol en temps réel de grande valeur.</p> <p>Ce système est actuellement testé à bord de plusieurs avions gros porteurs.</p>

Annexe 2 : Liste des accidents/incidents dans la base de données

Num	Type d'avion	Phase de vol	ID de catégorie d'événement	Description de l'événement
A001	A320	Approche	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A002	A320	Approche	CFIT	Impact sans perte de contrôle
A003	B737	Montée	CFIT	Impact sans perte de contrôle
A004	CRJ100	Approche	CFIT	Impact sans perte de contrôle
A005	A310	Montée	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A006	MD-82	Croisière	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A007	B737	Approche	CFIT	Impact sans perte de contrôle
A008	F100	Montée	ICE	Givrage
A009	Concorde	Montée	F-NI	Incendie/fumée (sans impact)
A010	DHC-6	Montée	SCF-NP	Panne ou mauvais fonctionnement d'un circuit ou d'un composant (ne faisant pas partie du groupe motopropulseur)
A011	ATR72	Croisière	ICE	Givrage
A013	B737	Croisière	SCF-NP	Panne ou mauvais fonctionnement d'un circuit ou d'un composant (ne faisant pas partie du groupe motopropulseur)
A014	Shorts360	Montée	SCF-PP	Panne ou mauvais fonctionnement d'un circuit ou d'un composant (faisant partie du groupe motopropulseur)
A015	B747	Montée	CFIT	Impact sans perte de contrôle
A016	F27	Approche	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A018	A310	Croisière	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A019	B737	Montée	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A020	A300	Montée	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A021	Saab340	Montée	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A022	B737	Croisière	MAC	Collision/Quasi-collision en vol
A023	B737	Montée	CFIT	Impact sans perte de contrôle
A024	CRJ200	Décollage	ICE	Givrage
A025	A300	Approche	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A026	A320	Montée	MAC	Collision/Quasi-collision en vol
A027	A310	Approche	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A028	BAe146	Approche	CFIT	Impact sans perte de contrôle
A029	Tupolev-154M	Croisière	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A030	Ilyushin-18V	Croisière	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A031	Tupolev-154M	Approche	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A032	Ilyushin-76TD	Montée	CFIT	Impact sans perte de contrôle
A033	B737	Approche	AMAN	Manœuvre brusque
A034	Yakovlev-42	Approche	CFIT	Impact sans perte de contrôle
A035	B737	Croisière	SCF-NP	Panne ou mauvais fonctionnement d'un circuit ou d'un composant (ne faisant pas partie du groupe motopropulseur)
A036	Ilushin-76TD	Approche	CFIT	Impact sans perte de contrôle
A037	Ilyushin-76MD	Montée	CFIT	Impact sans perte de contrôle
A038	Tupolev-134	Approche	CFIT	Impact sans perte de contrôle

Num	Type d'avion	Phase de vol	ID de catégorie d'événement	Description de l'événement
A039	A300	Montée	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A040	ATR72	Approche	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A041	B737	Croisière	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A042	B757	Croisière	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A043	B757	Montée	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A044	MD-82	Croisière	SCF-NP	Panne ou mauvais fonctionnement d'un circuit ou d'un composant (ne faisant pas partie du groupe motopropulseur)
A045	A330	Approche	LOC-I	Perte de contrôle en vol
A046	A321	Approche	CFIT	Impact sans perte de contrôle
I001	A310	Approche	LOC-I	Perte de contrôle en vol
I002	DHC-8	Montée	ICE	Givrage
I003	CRJ705	Croisière	LOC-I	Perte de contrôle en vol
I004	A319	Croisière	TURB	Passage dans une zone de turbulence
I005	Falcon900	Croisière	LOC-I	Perte de contrôle en vol
I006	A330	Croisière	LOC-I	Perte de contrôle en vol
I007	B737	Approche	LOC-I	Perte de contrôle en vol
I008	A330	Montée	SCF-NP	Panne ou mauvais fonctionnement d'un circuit ou d'un composant (ne faisant pas partie du groupe motopropulseur)
I009	Saab340	Approche	ICE	Givrage
I010	Embraer120	Approche	FUEL	Problème lié au carburant
I011	Saab340	Approche	ICE	Givrage
I012	Saab340	Approche	TURB	Passage dans une zone de turbulence
I013	B717	Approche	LOC-I	Perte de contrôle en vol
I014	B737	Croisière	SCF-NP	Panne ou mauvais fonctionnement d'un circuit ou d'un composant (ne faisant pas partie du groupe motopropulseur)
I015	B777	Montée	SCF-NP	Panne ou mauvais fonctionnement d'un circuit ou d'un composant (ne faisant pas partie du groupe motopropulseur)
I016	B747	Croisière	SCF-NP	Panne ou mauvais fonctionnement d'un circuit ou d'un composant (ne faisant pas partie du groupe motopropulseur)
I017	A320	Approche	LOC-I	Perte de contrôle en vol
I018	BAe146	Croisière	ICE	Givrage
I019	B737	Approche	LOC-I	Perte de contrôle en vol
I020	B777	Approche	UNK	Inconnu ou indéterminé
I021	B777	Approche	UNK	Inconnu ou indéterminé
I022	A330	Approche	MAC	Collision/Quasi-collision en vol
I023	A330	Montée	MAC	Collision/Quasi-collision en vol
I024	B717	Croisière	ICE	Givrage

Annexe 3 : Liste des paramètres pour les fichiers d'accidents et de vols normaux dans la base de données

Les fichiers ont une durée d'une (1) heure au maximum pour les vols ayant connu un accident et couvrent l'intégralité du vol pour les vols "normaux". Tous les fichiers ont été fournis au format Microsoft Excel à un taux d'échantillonnage de 1 Hz (1 point de données par seconde).

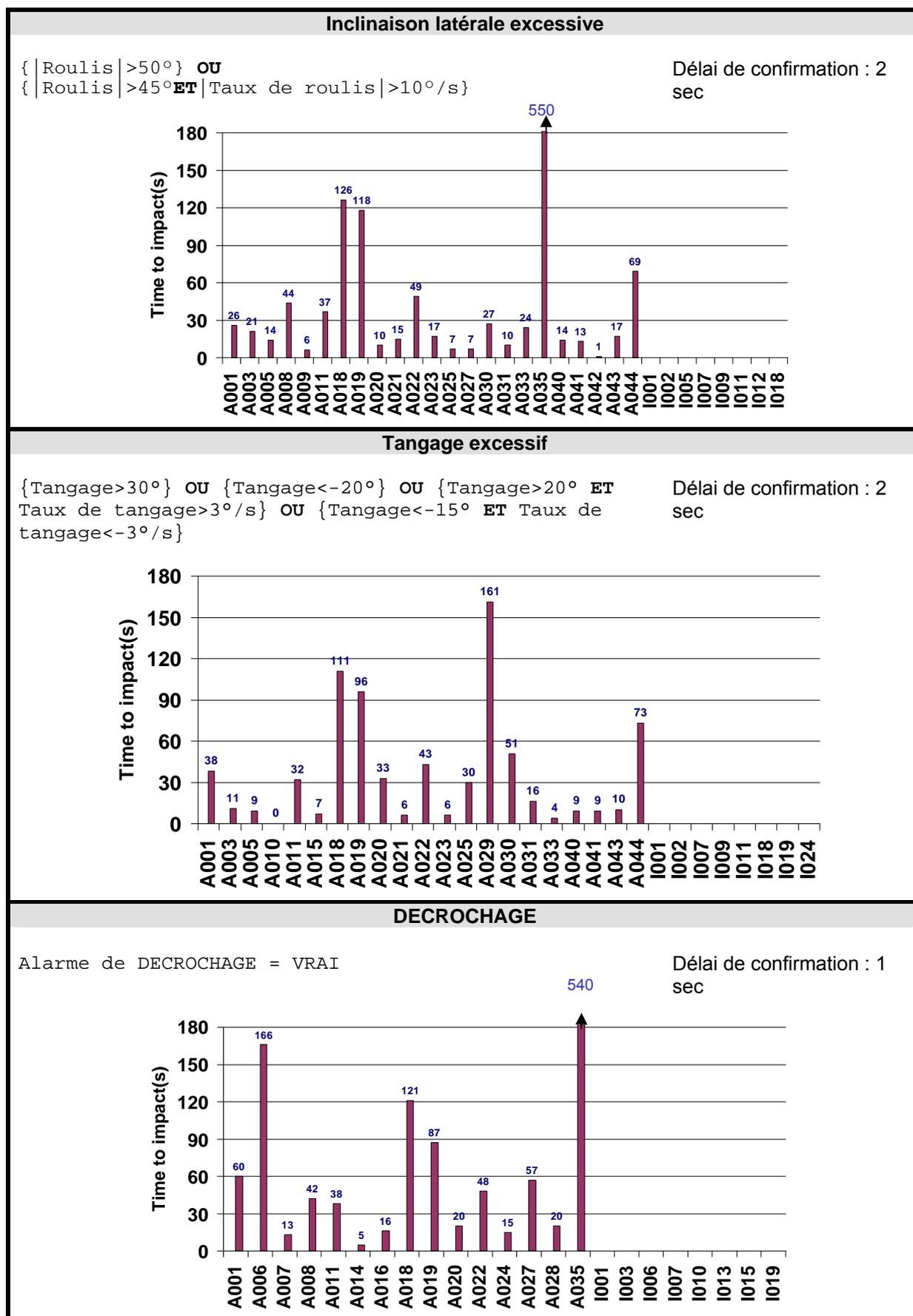
Remarque : certains paramètres manquent dans quelques fichiers

	Nom du paramètre	Unités	Description/Commentaires
1	Altitude	ft	Altitude-pression Paramètre combiné (altitude approximative + altitude précise)
2	Vitesse air	kt	Peut être indiquée vitesse air, vitesse conventionnelle ou vitesse préétablie
3	Vitesse sol	kt	
4	Angle de tangage	°	Signe positif = cabré
5	Angle de roulis	°	Signe positif = aile droite vers le bas
6	Cap magnétique	°	1 à 360°
7	Niveau de puissance Moteur 1	Diverses	N1 ou EPR ou couple
8	Niveau de puissance Moteur 2	Diverses	
9	Hauteur radioaltimétrique	ft	Peut provenir du radioaltimètre 1 ou 2 ou des deux combinés en un seul paramètre.
10	Vitesse verticale	ft/min	Est enregistrée ou dérivée de l'altitude
11	nx	g	Accélération longitudinale Signe positif = décélération
12	ny	g	Accélération latérale Signe positif = virage à droite
13	nz	g	Accélération normale Signe positif = montée
14	Configuration des becs et volets	Discrètes	0 = Nettoyer ; 1 = Configuration décollage ; 2 = Configuration approche
15	Statut TAWS	Discrètes	Alerte ou alarme GPWS ou EGPWS, quel que soit le mode. (0 = Pas d'alarme ; 1 = Alarme)
16	Alarme DÉCROCHAGE	Discrètes	Peut être sous forme d'activation du vibreur de manche. Peut être des informations en provenance de l'enregistreur phonique (CVR). 0 = Pas de décrochage ; 1 = Décrochage
17	Alarme d'altitude cabine	Discrètes	0 = Pas d'alarme ; 1 = Alarme
18	Master Warning/Master Caution	Discrètes	0 = Pas d'alarme/alerte ; 1 = Alarme/Alerte
19	AOA gauche	°	Angle d'attaque réel gauche (ou AOA1) Signe positif = montée
20	AOA droit	°	Angle d'attaque réel droit (ou AOA2) Signe positif = descente
21	P/A engagé	Discrètes	0 = Pilote automatique déconnecté ; 1 = Pilote automatique engagé
22	Alarme givrage Moteur 1	Discrètes	0 = Absence de givrage ; 1 = Givrage
23	Alarme givrage Moteur 2	Discrètes	0 = Absence de givrage ; 1 = Givrage
24	Moteur 1 N2	%	
25	Moteur 2 N2	%	
26	Antigivrage d'aile	Discrètes	0 = OFF ; 1 = ON
27	Antigivrage Moteur 1	Discrètes	0 = OFF ; 1 = ON
28	Antigivrage Moteur 2	Discrètes	0 = OFF ; 1 = ON
29	Quantité carburant	lb	Somme des quantités de l'ensemble des réservoirs
30	Masse totale	lb	
31	CG	%	Centre de gravité
32	Débit carburant Moteur 1	lb/h	
33	Débit carburant Moteur 2	lb/h	
34	Prélèvement d'air Moteur 1	Discrètes	0 = OFF ; 1 = ON

	Nom du paramètre	Unités	Description/Commentaires
35	Prélèvement d'air Moteur 2	Discrètes	0 = OFF ; 1 = ON
36	Position de commande de train	Discrètes	0 = rentré ; 1 = sorti
37	Vitesse vraie	kt	
38	Position commande de tangage du commandant	°	Signe positif = cabré
39	Position commande de tangage du copilote	°	Signe positif = cabré
40	Position commande de roulis du commandant	°	Signe positif = droite
41	Position commande de roulis du copilote	°	Signe positif = droite
42	Position des palonniers	°	Signe positif = droite
43	Position de l'aileron gauche	°	Signe positif = levé (virage à gauche)
44	Position de l'aileron droit	°	Signe positif = levé (virage à droite)
45	Position des gouvernes de direction	°	Signe positif = virage à droite
46	Position volet de profondeur gauche	°	Signe positif = piqué
47	Position volet de profondeur droit	°	Signe positif = piqué
48	TCAS RA (Avis de résolution du système d'alerte de trafic et d'évitement de collision)	Discrètes	0 = Pas de résolution ; 1 = Résolution
49	Feu Moteur 1	Discrètes	0 = Pas de feu ; 1 = Feu
50	Feu Moteur 2	Discrètes	0 = Pas de feu ; 1 = Feu
51	Alarme survitesse	Discrètes	SURVITESSE VMO/MMO 0 = Pas d'alarme ; 1 = Alarme
52	Position des spoilers	°	Autant de paramètres qu'il y a de spoilers. Peut varier selon le type d'aéronef. 0° = rentré.

FIN

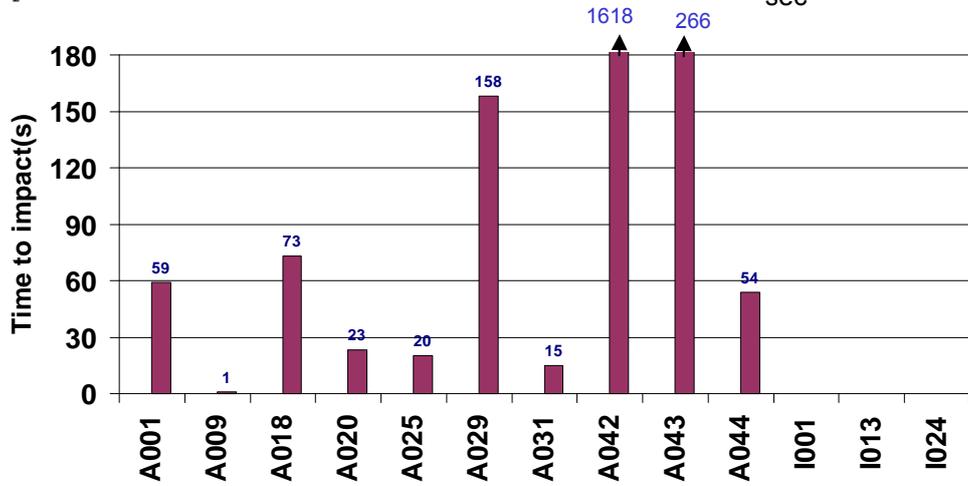
Annexe 4 : délais d'alerte (temps jusqu'à l'impact) par critère avec l'approche de logique binaire



VC insuffisante

{VC<100kt(*) ET hauteur radioaltimétrique>100 ft}
 (*) 60 kt pour DHC-6

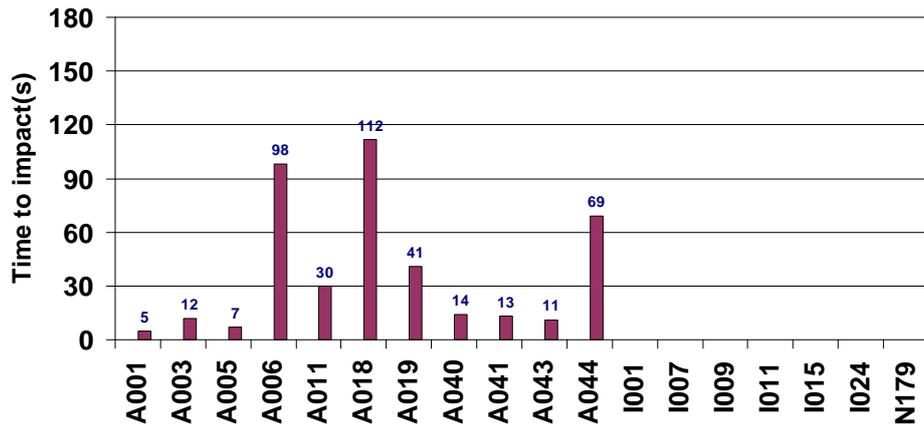
Délai de confirmation : 2 sec



Vitesse Verticale excessive (V/V)

{|V/V|>9000 ft/min}

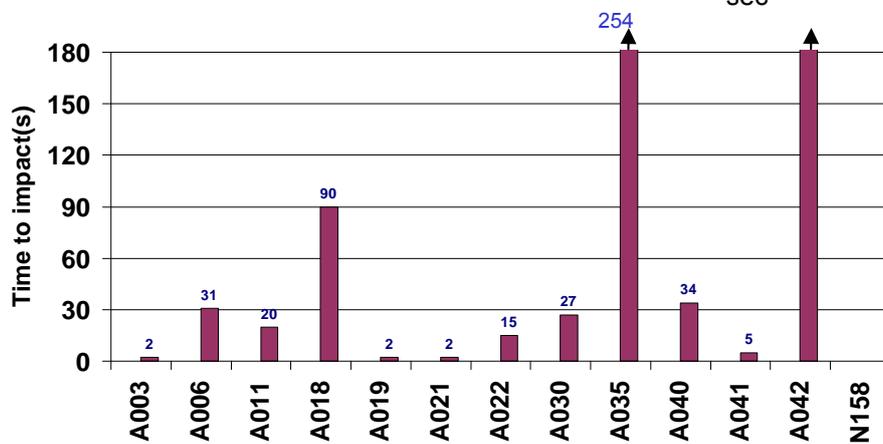
Délai de confirmation : 2 sec



Survitesse

{VI>400kt} OU {Alarme SURVITESSE = VRAI ET Alt<15000 ft}

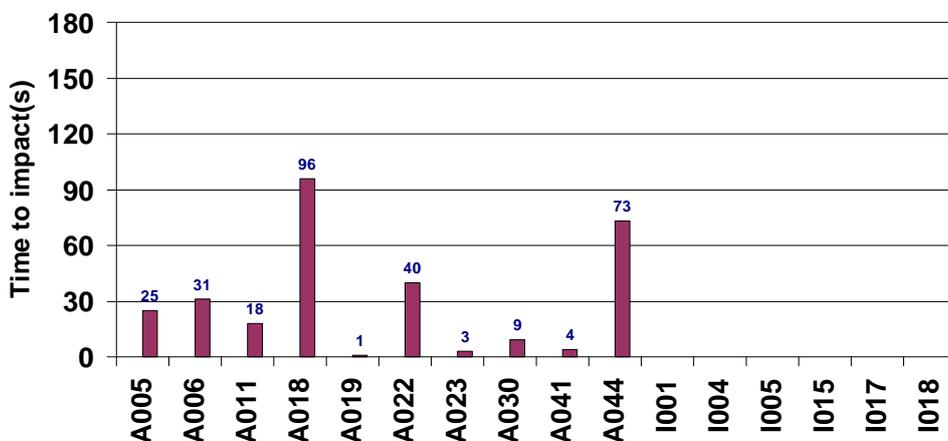
Délai de confirmation : 2 sec



Facteurs de charge inhabituels

{nz>2,6g OU nz<-1,1g } OU { |ny|>0,25g}

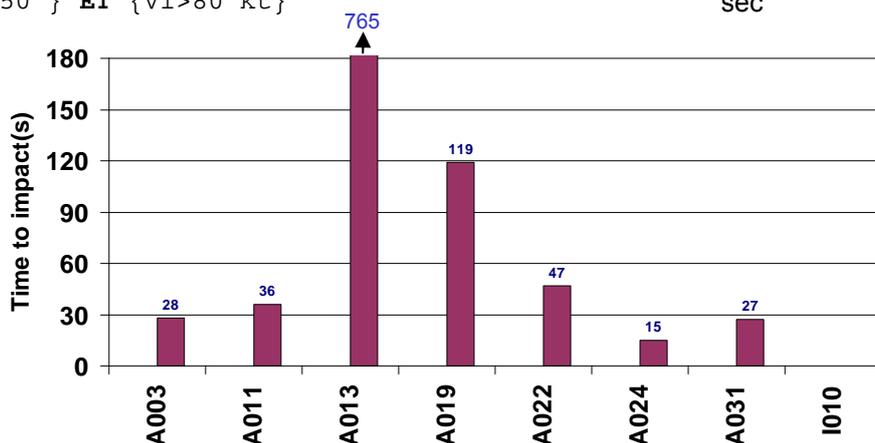
Délai de confirmation : 2 sec



Commande de roulis excessive

{ |Cmde Roulis commandant|>50 OU |Cmde Roulis copilote|>50 } ET {VI>80 kt}

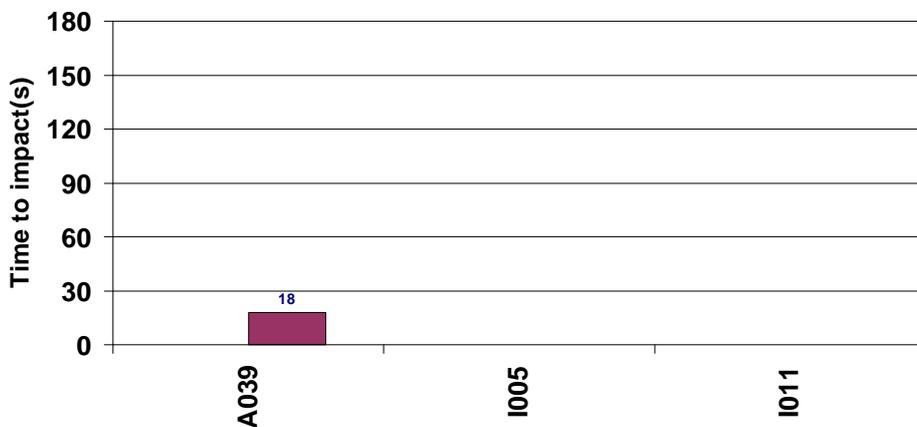
Délai de confirmation : 2 sec



Utilisation excessive de la gouverne de direction

{ |Position de la gouverne de direction|>6° ET VI>240 kt }

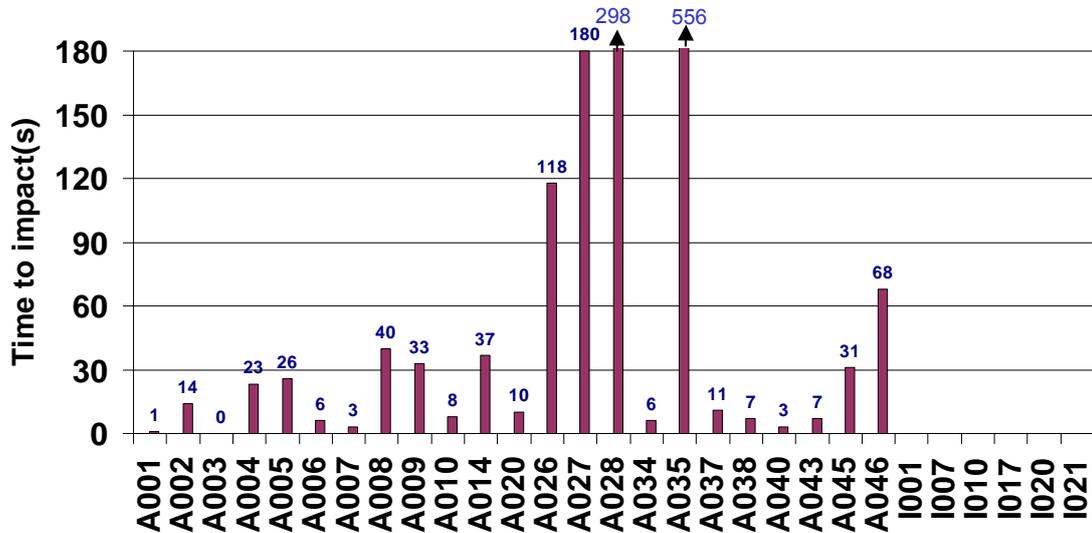
Délai de confirmation : 2 sec



Avertissement de proximité du sol (TAWS)

Alarme /alerte TAWS = VRAI

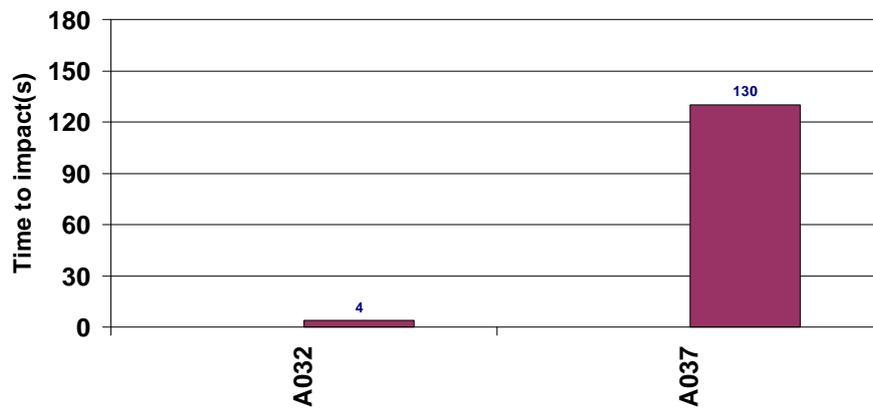
Délai de confirmation : 1 sec



Altitude insuffisante (gain d'altitude insuffisant après le décollage)

{40<hauteur radioaltimétrique<100 ET Eng1N1>80 % ET Eng2N1>80 % }

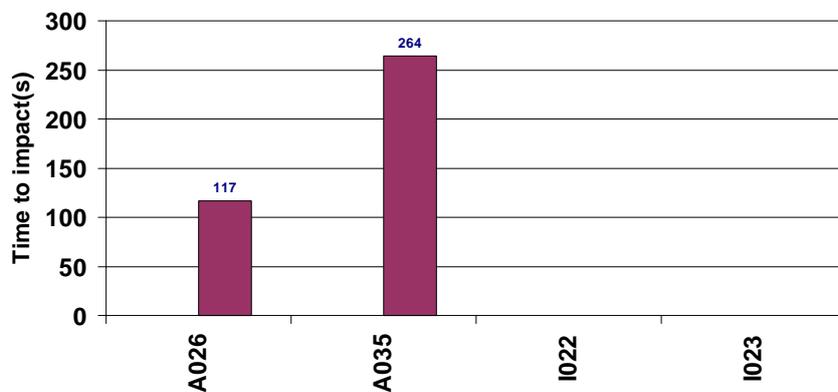
Délai de confirmation : 10 sec



TCAS

TCAS RA = VRAI

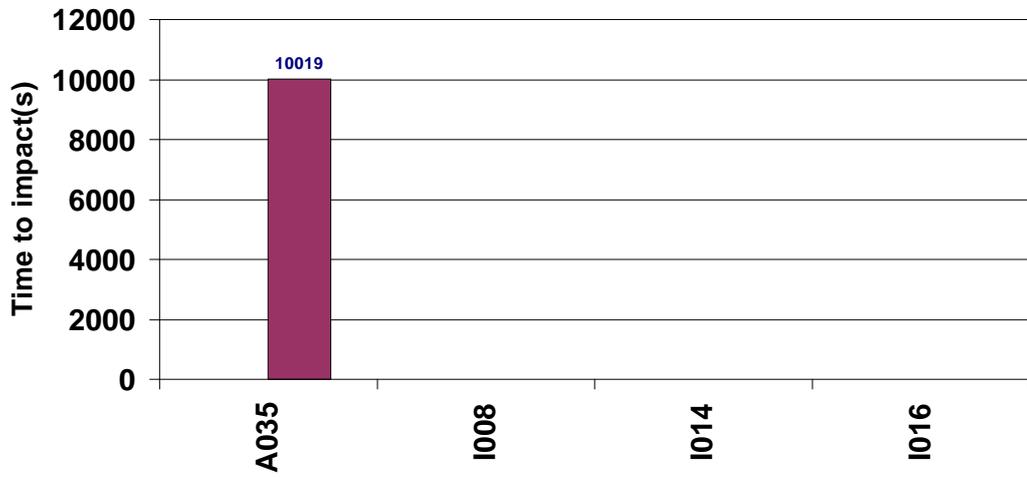
Délai de confirmation : 1 sec



Alarme d'altitude cabine

ALARME ALT CABINE = VRAI

Délai de confirmation : 10 sec



BEA

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile

Zone Sud - 200 rue de Paris
Aéroport du Bourget
93352 Le Bourget Cedex - France
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03
www.bea.aero

