



ACADÉMIE
DES SCIENCES
INSTITUT DE FRANCE

Comptes Rendus

Mécanique

Philippe Lalande

Le foudroiement des avions : compréhension, impacts et protection

Volume 353 (2025), p. 1129-1155

En ligne depuis le 5 novembre 2025

<https://doi.org/10.5802/crmeca.324>



Cet article est publié sous la licence

CREATIVE COMMONS ATTRIBUTION 4.0 INTERNATIONAL.

<http://creativecommons.org/licenses/by/4.0/>



Les Comptes Rendus. Mécanique sont membres du
Centre Mersenne pour l'édition scientifique ouverte
www.centre-mersenne.org — e-ISSN : 1873-7234



Article de synthèse / *Review article*

Le foudroisement des avions : compréhension, impacts et protection

Aircraft lightning strikes: understanding, impacts, and protection

Philippe Lalande ^a

^a DPHY, ONERA, Université Paris Saclay, F-91123 Palaiseau, France

Courriel : philippe.lalande@onera.fr

Résumé. Les campagnes en vol des années 1980 ont montré deux mécanismes intervenant lors du foudroisement d'un avion. L'un correspond à l'interception d'un éclair naturel par l'avion et l'autre, au déclenchement de l'éclair par l'avion lui-même. Dans ce dernier cas, deux traceurs foudre se forment depuis les zones de renforcement du champ électrique atmosphérique sur l'avion. Après cette phase durant laquelle l'avion s'est peu déplacé, l'éclair poursuit son développement pendant une durée d'environ 1 seconde. Les canaux de l'éclair restent immobiles dans l'air, tandis que l'avion continue d'avancer. Le pied d'arc se déplace alors à la surface de l'avion pour compenser l'avancée de l'aéronef.

Le retour d'expérience des aviateurs et des compagnies aériennes révèle que, dans la grande majorité des cas, le foudroisement se produit durant les phases d'approche, de descente ou de décollage. Seulement 8 % des foudroissements entraînent des effets jugés importants sur l'avion, car ils impactent des éléments critiques. Le foudroisement d'un avion produit les effets directs et indirects sur l'appareil.

Pour garantir la sécurité d'un avion, les autorités de l'aviation civile exigent qu'un avion civil soit protégé à la foudre pour être certifié et résister à des courants impulsionnels de 200 kA.

L'allègement des avions par l'utilisation des matériaux composites conduit à une meilleure compréhension de l'interaction de la foudre avec ces matériaux et avec les nouvelles géométries d'aéronefs. Cela permettra d'élaborer des solutions techniques optimisées du point de vue de la masse, des marges de conception, des délais et coûts de développement et de certification.

Abstract. In-flight campaigns in the 1980s revealed two mechanisms involved in aircraft lightning strikes. One corresponds to the interception of natural lightning by the aircraft, and the other to the triggering of lightning by the aircraft itself. In the latter case, two lightning leaders form from areas of atmospheric electric field enhancement on the aircraft. After this phase, during which the aircraft has moved little, the lightning continues to develop for approximately 1 second. The lightning channels remain stationary in the air, while the aircraft continues to advance. The arc foot then moves along the surface of the aircraft to compensate for the aircraft's forward motion.

Feedback from aircraft manufacturers and airlines indicates that, in the vast majority of cases, lightning strikes occur during the approach, descent, or takeoff phases. Only 8% of lightning strikes cause effects deemed significant on the aircraft, as they impact critical components. A lightning strike on an aircraft produces both direct and indirect effects on the airframe.

To ensure aircraft safety, civil aviation authorities require civil aircraft to be lightning-protected to be certified and to withstand impulse currents of 200 kA.

The lightninging of aircraft through the use of composite materials necessitates a better understanding of lightning's interaction with these materials and with new aircraft geometries. This will allow for the development of optimized technical solutions in terms of mass, design margins, and development and certification timelines and costs.

Mots-clés. Foudroiement, Éclair, Protection.

Keywords. Lightning, Aircraft, Protection.

Manuscrit reçu le 7 juillet 2025, révisé le 8 septembre 2025, accepté le 11 septembre 2025.

1. Introduction

Au niveau des civilisations et des croyances, l'orage et les éclairs ont toujours suscité un mélange de fascination, crainte et de vénération. La nature soudaine de ces phénomènes, leur puissance destructrice et leur lien avec le ciel les ont souvent associés, dans l'antiquité et la mythologie, à des manifestations directes de la volonté divine.

Il a fallu attendre le Siècle des Lumières, caractérisé par une effervescence intellectuelle, pour que les croyances soient remises en question au profit des observations et du raisonnement. C'est au cours de cette période, marquée par des avancées scientifiques majeures, que les premières notions sur l'effet de l'électricité sur son environnement apparaissent, avec notamment l'électro-culture par l'abbé Bertholon [1], l'électrophysiologie avec Luigi Galvani [2], la pile électrique avec Alessandro Volta [3] et la démonstration en 1752, par Benjamin Franklin, de la nature électrique du nuage orageux grâce à son expérience du cerf-volant. A cette époque, la compréhension des phénomènes électriques est encore sommaire et en perpétuelle évolution comme le montre le recueil de sa correspondance avec d'autres scientifiques [4]. Dans sa correspondance du 29 avril 1749 avec Peter Collinson, un marchand Londonien de la Royal Society, il émet l'idée d'attirer la foudre avec des tiges métalliques pointues pour protéger des bâtiments; la notion de paratonnerre est née. Il remet en question le principe du fonctionnement du paratonnerre, dans sa lettre du 27 juillet 1750, où il explique à ce même Peter Collinson, qu'une tige en fer pointue reliée à la terre par un fil conducteur, permettra de « tirer silencieusement » le feu électrique des nuages pour prévenir les éclairs et le bruit du tonnerre qui y est associé.

C'est également à la fin de ce XVIII^e siècle qu'en Europe, l'homme se lance à la conquête du ciel en essayant de vaincre la gravité terrestre. Le 4 juin 1783 à Annonay, en France, les frères Montgolfier font la démonstration qu'un ballon non habité de 800 m³ gonflé à l'air chaud peut s'élever de 400 m et parcourir plusieurs kilomètres pendant une dizaine de minutes. Ils seront suivis le 27 août 1783 par le physicien Jacques Charles et les frères Robert avec l'expérimentation d'un ballon à hydrogène sur le Champ-de-Mars. Une nouvelle étape est franchie, le 19 septembre 1783 par le vol à Versailles d'un canard, d'un coq et d'un mouton emportés par un ballon. Une dernière étape est franchie, le 21 novembre 1783 par le vol sous un ballon, au château de la Muette, du marquis d'Arlandes et de Pilatre de Rozier. C'est le début de l'aérostation où les aéronefs cherchent principalement à être plus légers que l'air. Il faudra attendre les frères Wright, le 17 décembre 1903, pour avoir la première démonstration du premier vol motorisé et soutenu d'un aéronef plus lourd que l'air.

La cohabitation de ces nouvelles technologies avec l'environnement atmosphérique dans lequel elles évoluent n'est pas neutre comme le montre la mort du physicien Georg Wilhelm Richmann le 6 août 1753 lors d'un orage au-dessus de Saint-Petersbourg. Ce jour-là, ce passionné des travaux de Franklin reproduisait l'expérience du cerf-volant pour mesurer l'électricité qui circulait sur le fil. Un éclair frappa le cerf-volant ce qui conduisit à l'électrocution de Georg Wilhelm Richmann. Il s'agit du premier évènement recensé de la foudre frappant un objet volant captif et de ses conséquences mortelles.

Dès le début de l'aviation, des témoignages oraux font état du foudroiement d'aéronefs même s'il est difficile d'apporter des preuves concrètes de leur existence car les enquêtes et enregistrements d'incidents étaient moins systématiques qu'aujourd'hui. Le premier incident recensé est

le foudroiement du dirigeable allemand LZ40 le 3 septembre 1915, au large de l'île de Neuwerk, en Allemagne alors qu'il libérait de l'hydrogène. Le dirigeable a été complètement détruit. Pour les avions, certains experts ont nié la possibilité qu'un aérodyne puisse être foudroyé. L'écrasement d'un Ford Tri-Motor de la Transcontinental Air Transport, surnommé "City of San Francisco", le 3 septembre 1929, est souvent cité comme le premier cas d'un avion plus lourd que l'air détruit par la foudre. Au fil du temps, avec l'augmentation du trafic aérien après la Seconde Guerre mondiale, les observations de foudroiement d'avions se sont multipliées. Le dernier accident majeur impliquant un avion de transport civil est recensé le 8 décembre 1963 avec l'écrasement du vol Pan Am 214 (Boeing 707) reliant l'aéroport de San Juan de Porto Rico aux aéroports de Baltimore et Philadelphie, aux États-Unis. L'analyse des débris de l'appareil retrouvés près d'Elkton dans le Maryland (États-Unis) indique aux enquêteurs que l'accident est probablement dû à l'explosion de l'aile gauche à la suite de l'inflammation des vapeurs de carburant d'un des réservoirs lors du foudroiement. Cet accident, qui a coûté la vie à 81 personnes (passagers et membres d'équipage), a conduit à un durcissement des règles de conception des avions afin d'éviter que ce phénomène ne se reproduise.

L'objet de cet article est de vous décrire le foudroiement des avions en commençant par la physique de la foudre à travers la formation des nuages orageux et de leur électrisation. Dans une seconde partie, les mécanismes conduisant au foudroiement d'un avion seront décrits. Dans une troisième partie, l'impact du foudroiement sur les avions et la certification à la foudre seront présentés. Une dernière partie présentera les enjeux et évolutions de la problématique foudre pour l'aéronautique.

2. Rappels sur la physique de la foudre

2.1. Rappels sur la formation des orages et de leur charge électrique

Les conditions atmosphériques propices aux orages nécessitent de l'air chaud et humide dans les basses couches de l'atmosphère et de l'air froid en altitude. Lorsque le gradient vertical thermique est suffisant, la masse d'air devient instable. L'air chaud, moins dense, s'élève alors en altitude par la poussée d'Archimède. Au fur et à mesure de son élévation, cet air se refroidit, ce qui provoque la condensation de la vapeur d'eau. Cette condensation libère la chaleur latente qui réchauffe l'air et entretient le mouvement ascendant. Ainsi l'énergie d'un nuage orageux est principalement stockée dans l'humidité de l'air sous forme de chaleur latente, qui se libère lors de la condensation de la vapeur d'eau. Cette énergie alimente les mouvements violents de l'air, dont la vitesse ascendante peut dépasser les 40 m/s.

La Figure 1, extraite et traduite de l'article de Morrison et al. [5], illustre les processus microphysiques qui se déroulent au sein de cette masse d'air. L'air humide est aspiré à la base du nuage par convection. En montant en altitude, la vapeur d'eau se condense sur des noyaux de condensation, formant des gouttelettes. Ces dernières grossissent par coalescence et sont transportées à des altitudes où la température est inférieure à 0°, se transformant en une grande variété de particules glacées. Lorsque la masse des particules devient trop importante, le courant ascendant ne suffit plus à les maintenir en l'air et elles précipitent alors vers le sol. Dans leur chute, elles entrent en collision avec les particules ascendantes. Le nuage d'orage est donc le siège d'un important brassage entre les différentes espèces microphysiques. Le résultat de ces collisions est l'apparition de charges électriques sur les particules microphysiques, par effet triboélectrique [6]. Les plus petites particules deviennent chargées positivement et sont transportées vers le sommet du nuage, tandis que les plus grosses, chargées négativement, précipitent vers sa base. Ce mécanisme de séparation de charges [6] conduit à des répartitions de charges électriques complexes dans le nuage comme l'illustre l'article de Stolzenburg et al. [7]. La répartition des charges est

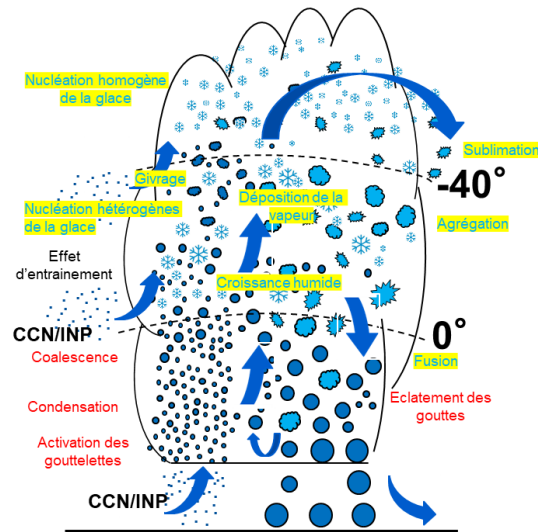


FIGURE 1. Illustration schématique des processus microphysiques à l'intérieur d'un cumulonimbus extrait et traduit de Morrison et al. [5]. CCN : Cloud Condensation nuclei (Noyaux de condensation). INP : Ice Nucleating Particle (Noyaux pour la nucléation des particules glacées).

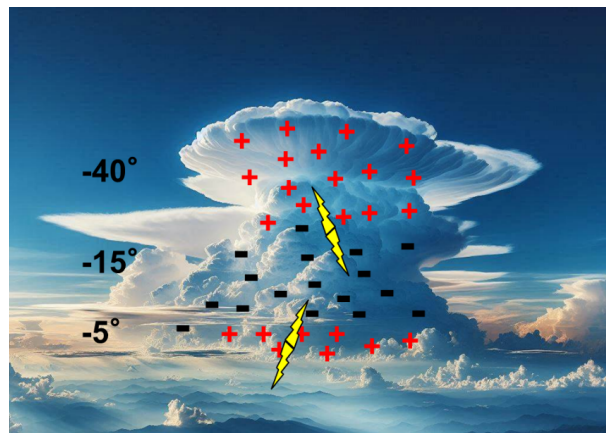


FIGURE 2. Illustration simplifiée de la répartition des charges électriques dans un nuage d'orage avec la présence d'éclairs intra-nuage et nuage-sol.

généralement simplifiée par une structure électrique tripolaire comme illustrée sur la Figure 2. La petite charge positive à la base du nuage est la résultante de la convection jusqu'à la base du nuage, des charges positives formées au sol par l'effet du champ électrique produit par le nuage.

Dans les zones de séparation des charges, le champ électrique est le plus intense. A partir de sondages atmosphériques effectués par ballons au sein des orages, Marshall et al. [8] ont déduit que les éclairs s'initient spontanément dans des zones où le champ électrique est d'environ 350δ kV/m, où δ est la densité relative de l'air par rapport au sol ($\delta = (P/P_o)(T_o/T)$, P_o , T_o sont les valeurs de la pression et de la température au niveau de la mer et P , T à l'altitude considérée).

Cela produit une majorité d'éclairs intra-nuage et dans 10 % des cas, des éclairs se forment entre le nuage et le sol, partie des éclairs observables lors d'un orage.

2.2. *Rappels sur le développement des éclairs*

L'éclair, lorsqu'il touche le sol, est un phénomène facilement observable par tout le monde que notre perception résume à un évènement lumineux bref, suivi par le bruit du tonnerre. L'éclair étant très bref et éloigné, nous ne percevons qu'une infime partie des phénomènes qui s'y déroulent. Avec des caméras rapides et mieux résolues spatialement, la partie visible de l'éclair nuage-sol révèle un processus complexe qui est composé de plusieurs étapes :

- **Traceur ou précurseur de la foudre** : C'est une décharge électrique constituée d'un canal ionisé conducteur qui se propage dans la majorité des cas vers le sol. Le traceur peut être positif, s'il se propage dans la direction du champ électrique produit par le nuage d'orage, ou négatif si sa propagation va en direction inverse de ce champ électrique. Les vitesses caractéristiques des traceurs se situent entre 10^4 et 10^5 m/s [9,10]. Ces traceurs sont similaires aux grandes étincelles de plusieurs mètres produites en laboratoire par des impulsions de tension de plusieurs millions de volts. L'étude de ces décharges, étudiées intensivement en laboratoire [11-14] pour le dimensionnement des lignes à haute tension de transport électrique, a montré l'importante différence de propagation entre les décharges positive (traceur positif) et négative (traceur négatif). Cette dernière se déplace par bonds de quelques mètres en laboratoire et de quelques dizaines de mètres lors d'un éclair, se produisant de façon aléatoire toutes les 10 à 100 μ m. La Figure 3 montre quatre images en négatif prises lors de la propagation du précurseur négatif du coup de foudre du 27 juillet 2013 au-dessus de Paris. L'origine des temps est imposée au moment de la connexion (Figure 3d). Ce traceur est constitué d'une multitude de branches à l'extrémité desquelles les processus d'ionisation se forment (Figure 3a, b, c). On constate que l'intensité des canaux varie au cours de son développement. A chaque avancée par bond d'une des branches, une impulsion de courant de quelques centaines (laboratoire) à quelques milliers (éclair) d'ampères est mesurée. Par opposition, la décharge positive, quant à elle, se propage de façon continue comme le montre la Figure 4 sur l'éclair positif du 23 juillet 2013 au-dessus de Paris. Contrairement à la polarité négative, ce traceur est très peu branché et son canal est illuminé en continu tout au long de sa propagation. Un point important à noter est qu'en laboratoire, les mesures ont montré qu'il fallait appliquer une tension deux fois plus grande pour faire propager la décharge négative sur la même distance que pour la décharge positive [11,12].
- **Eclair** : Une fois que le traceur atteint le sol, il établit un court-circuit entre le nuage et le sol qui permet le passage d'impulsions de courant de plusieurs dizaines de kiloampère et d'une durée de quelques dizaines de microseconde dont les caractéristiques sont résumées entres autres dans les articles et livres [9,10,15]. Ce courant très intense et très bref provoque par chauffage de l'air le flash lumineux et l'onde de choc acoustique appelée tonnerre [9,10].

Une des énigmes sur le développement des éclairs était de savoir comment ce traceur descendant, issu du nuage, pouvait se propager et quel phénomène, caché à notre vue, se produisait au sein du nuage pour alimenter cette décharge électrique. Au niveau mythologique, l'image de Zeus lançant les éclairs depuis les nuages apportait une réponse simple. A notre époque, on comprenait qu'une décharge puisse se développer depuis l'électrode d'un générateur haute tension. Malheureusement, dans le nuage d'orage, il n'y a pas de générateur électrique à proprement parler, mais uniquement de l'air et des charges électriques sur des hydrométéores très

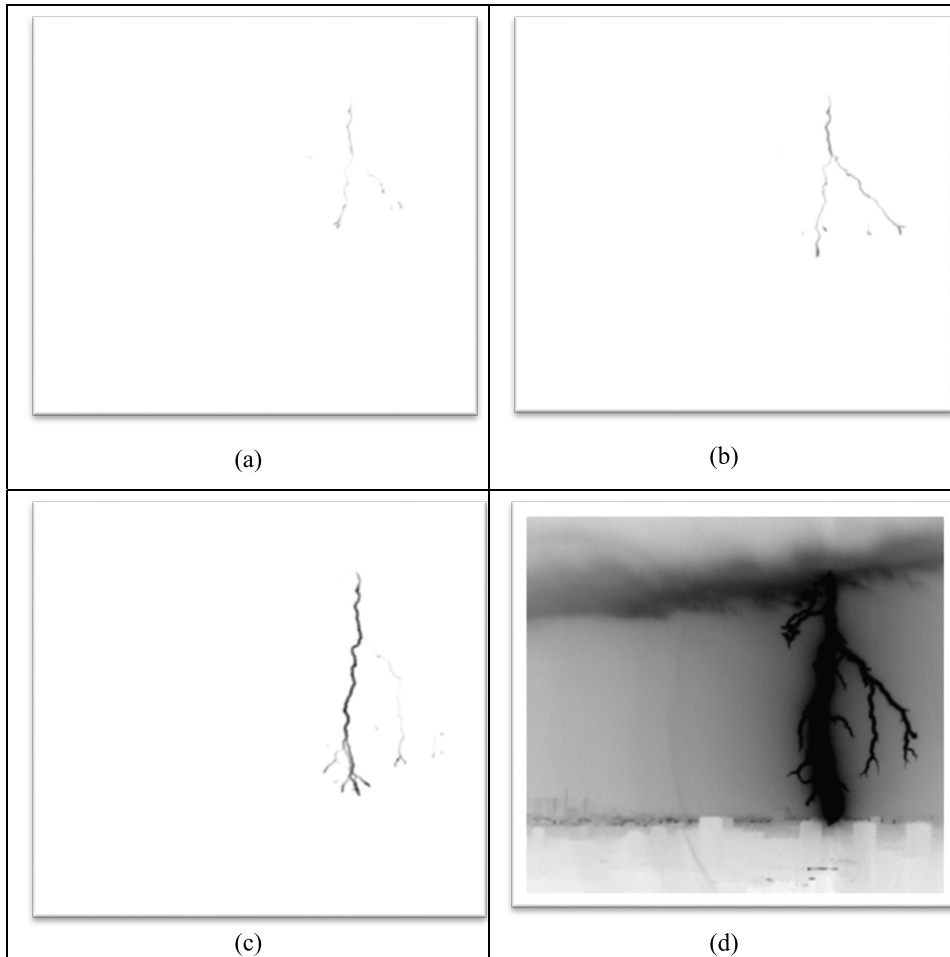


FIGURE 3. Images en négatif extraites d'une vidéo rapide à 14 000 i/s montrant la descente du précurseur négatif. L'origine des temps pour les images est prise par rapport à l'instant de connexion. Eclair du 27 juillet 2013 à 04h01 UTC au-dessus de Paris (a) $-1428 \mu\text{s}$ (b) $-928 \mu\text{s}$ (c) $-214 \mu\text{s}$ (d) $0 \mu\text{s}$.

faiblement mobiles. Cela ne suffit pas à entretenir le développement d'une décharge seule. Kasemir [16] a été le premier à imaginer, à partir d'une description électrostatique, comment des décharges peuvent se propager dans un nuage. Il a proposé le concept de doubles décharges électriques de polarité opposée qui s'auto-alimentent (Figure 5a). Avec l'avènement des imageurs VHF d'éclair [17-30], il a été possible de visualiser la propagation du traceur négatif et de déduire la position des canaux associés au traceur positif. Le coup au sol n'est finalement que le résultat minoritaire (10 à 20 % des cas) de la propagation jusqu'au sol d'un des deux traceurs (Figure 5b).

3. Le Mécanisme de Foudroiement d'un Avion

3.1. Les campagnes en vol pour l'étude du foudroiement

La fin des années 60 marquent l'essor de l'aviation commerciale avec l'arrivée des familles B737 et B747. Les avions, construits en métal, deviennent également de plus en plus complexes.



FIGURE 4. Images extraites d'une vidéo rapide à 14 000 i/s montrant la descente du pré-curseur positif. L'origine des temps pour les images est prise par rapport à l'instant de connexion. Eclair du 23 juillet 2013 à 13h31 UTC au-dessus de Paris (a) $-1286 \mu\text{s}$ (b) $-714 \mu\text{s}$ (c) $-143 \mu\text{s}$ (d) $0 \mu\text{s}$.

C'est aussi durant cette décennie qu'un B707 connaît une explosion catastrophique en vol lors d'un foudroiement, rappelant ainsi le danger lié à ce phénomène.

Les années 80 sont marquées par plusieurs avancées technologiques majeures dans l'aviation civile. Alors que l'utilisation de matériaux composites, comme la fibre de carbone, était limitée jusqu'aux années 70, à des composants secondaires non structuraux (carénages, ailerons) en raison de leur légèreté, ces matériaux commencent à être intégrés, bien que de façon limitée, aux structures primaires, notamment dans certaines parties de la voilure et du fuselage. C'est également à cette période que les commandes de vol électriques sont utilisées pour la première fois sur le programme de l'AIRBUS A320.

En parallèle, les premières normes et réglementations spécifiques à la protection contre la foudre se développent progressivement, au fur et à mesure des avancées technologiques et d'une meilleure compréhension des phénomènes physiques. Cette dernière reste cependant très limitée et s'appuie exclusivement sur les observations faites sur les éclairs nuage-sol.

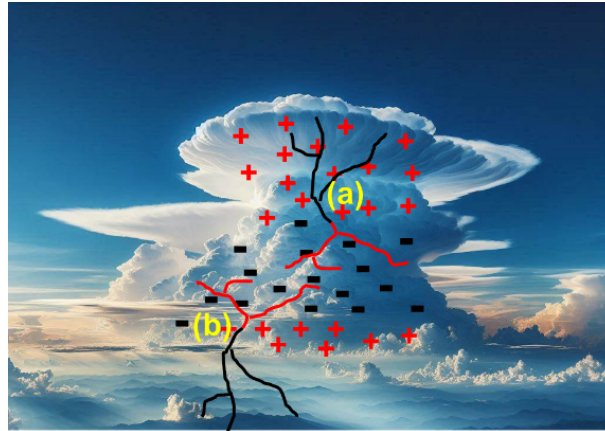


FIGURE 5. Illustration schématique du développement d'un éclair à partir de deux traceurs de polarité différente. En noir sont indiqués les canaux du traceur négatif et en rouge ceux du positif. (a) double traceurs se développant au sein du nuage entre les deux poches de charge. (b) Double traceurs dont le traceur négatif dans cet exemple se connecte au sol.

Pour franchir un cap, la NASA met en place le programme NASA NF-106B N816NA [31]. Il consiste, de 1980 à 1984, à réaliser des campagnes en vol dédiées pour étudier le foudroiement des aéronefs. L'avion utilisé est un F106B instrumenté (Figure 6a). Durant cette période, le F106B a volé à travers 1496 nuages d'orage au cours de 195 vols. Il a été foudroyé 714 fois. Il détient le record de 72 foudroiements en un vol à 11 km d'altitude au-dessus de la Caroline du Nord aux États-Unis en juillet 1982. La Figure 6b montre l'altération de la peinture au début des campagnes après des foudroiements. Les chercheurs notent que la présence de peinture conduit à augmenter les dommages en produisant des points brûlés et fondus sur le fuselage, non observés sur des parties non peintes. Aussi, la peinture de l'avion est enlevée pour le reste des campagnes. Lors de ces campagnes, il a été observé que, sur cet avion, les foudroiements étaient dix fois plus fréquents au-dessus de 6 km qu'en dessous. Au cours de ces vols, des photographies étaient réalisées comme le montre la Figure 7 où l'on voit une partie de l'éclair attachée à l'arrière de l'avion. Lors de chaque foudroiement, des mesures étaient également réalisées pour analyser les effets de la foudre sur les commandes électroniques. L'acquisition se faisait sur des fenêtres de quelques centaines de microsecondes à comparer à une durée d'éclair pouvant atteindre une seconde. Ces mesures ont apporté des éléments pour évaluer les niveaux de contraintes électriques au niveau des systèmes électriques mais ne permettaient pas de comprendre les phénomènes qui conduisaient à un foudroiement.

Face à cette limite, deux autres programmes de campagnes en vol sur le foudroiement ont été mis en place à la suite de celui de la NASA. Le premier, mené par l'US Air Force à partir d'un avion CONVAIR CV580, s'est déroulé de 1984 à 1985 et le second, mené en France par la Direction Générale de l'Armement (DGA) avec l'ONERA, DGA Essais en vol et DGA Techniques Aéronautiques, a utilisé un avion TRANSALL C160 de 1984 à 1988. Ces avions de transport avaient la capacité d'embarquer une instrumentation plus grande que celle du F106B en raison de leur taille, par contre leur domaine de vol était plus restreint (altitude de vol maximale inférieure à 5000 m, vitesses inférieures à 100 m/s) en comparaison de celui du F106B.

Le TRANSALL, comme l'illustre la Figure 8, était équipé en 1988 de l'instrumentation suivante :

- quatre perches pour mesurer le courant de l'éclair, lorsqu'au moins un pied d'arc d'éclair était attaché à l'une des perches ;



FIGURE 6. Images du F106B utilisée par la NASA pour les campagnes en vol sur l'étude du foudrolement de 1980 à 1984. (a) Image avant les campagnes en vol (Source NASA). (b) Image après un certain nombre de foudrolements (Source NASA). (c) Image du F106B après le retrait de sa peinture (Source NASA).



FIGURE 7. Photographie vue du cockpit de l'éclair foudroyant le F106B (Source NASA).

- de moulins à champ électrostatique (FM) avec une largeur de bande du DC à 40 Hz pour mesurer le champ électrostatique produit par le nuage d'orage au moment du foudrolement.
- de capteurs électromagnétiques (E,H) positionnés de façon symétrique sur l'avion et ayant respectivement des bandes passantes de 5 Hz à 5 MHz et de 300 Hz à 5 MHz. Ils ne mesurent que le champ électromagnétique à l'emplacement du capteur. Il est également important de noter qu'ils ne mesurent que les variations du champ électromagnétique (Voir fréquence de coupure basse). Par convention, le champ électrique varie positivement lorsque la variation de charge électrique négative augmente.
- de caméras (C) dont l'une sous l'aile pour filmer l'interaction de l'éclair sur l'avion ;

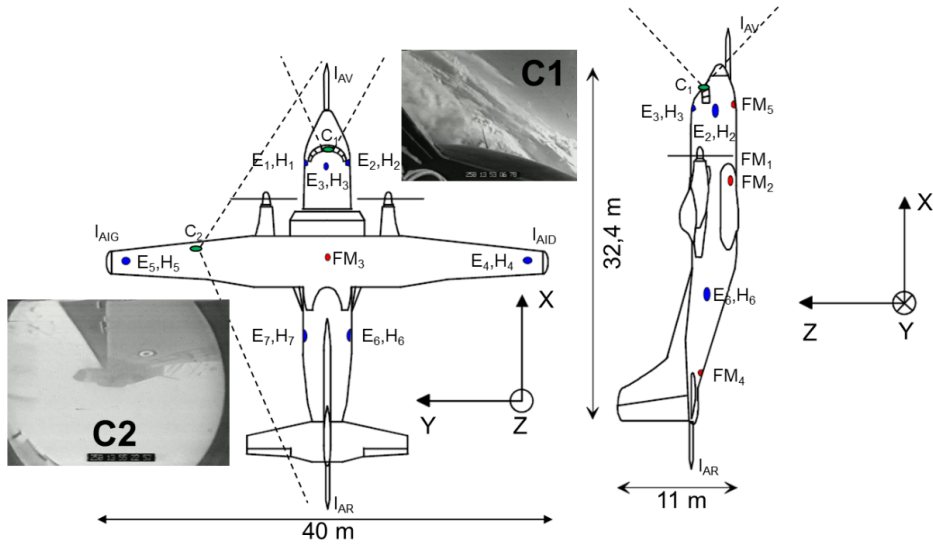


FIGURE 8. Illustration des capteurs embarqués sur le TRANSALL. E_X , H_X : E capteur de champ électrique rapide N°X, H capteur de champ magnétique rapide N°X. I_{AV} , I_{AR} , I_{AID} , I_{AIG} perches pour la mesure du courant foudre et de sa dérivée. FM_X : moulin à champ électrostatique N°X. $C^\circ X$ est la caméra N°X. C_1 est la caméra au niveau du cockpit et C_2 la caméra sous l'aile gauche. Les lignes en pointillé montrent l'angle de vue des caméras.

Pour le courant et les mesures électromagnétiques, les durées d'acquisition se faisaient sur plusieurs centaines de millisecondes, permettant ainsi de capter tous les signaux intervenant lors d'un foudroiement. Les caméras et les moulin à champ fonctionnaient en continu. Le bilan de ces campagnes est de 31 foudroiements enregistrés sur CONVAIR en 1985 et de 11 foudroiements sur TRANSALL en 1988.

3.2. L'initiation du foudroiement sur avion

L'analyse des mesures électriques montre qu'il y a deux types de signature conduisant à un foudroiement dont l'interprétation a été faite par Mazur [32] à partir d'une approche électrostatique. Le premier scénario, associé à 90 % des foudroiements [33], est illustré à la Figure 9. Il se produit quand le champ électrostatique, généré par le nuage d'orage et mesuré par les moulin à champ [34], atteint une valeur autour de 100δ kV/m (δ densité relative de l'air par rapport au niveau de la mer). On mesure alors sur tous les capteurs électriques E_1 à E_7 , la même variation du champ électrique avec des niveaux dépendant de la position du capteur sur l'avion (facteur géométrique).

Juste avant le début du foudroiement au temps t_a , l'avion est polarisé électriquement par le champ électrostatique du nuage E_o , comme illustré à la Figure 9. La ligne pointillée L_1 schématise la ligne de séparation entre les charges électriques positives et négatives sur la surface de l'avion. Comme la décharge positive s'amorce plus facilement que la décharge négative, la variation du champ électrique sur la surface entre les temps t_a et t_b est associée au démarrage et au développement du traceur positif. Il se propage à une vitesse comprise entre 10^4 m/s et 10^5 m/s dans la direction du champ électrostatique du nuage E_o pendant une durée d'environ 4 ms. Pendant cette propagation, ce traceur injecte de la charge négative dans l'avion ce qui conduit par convention sur les capteurs à avoir une variation positive du champ électrique. Cette charge

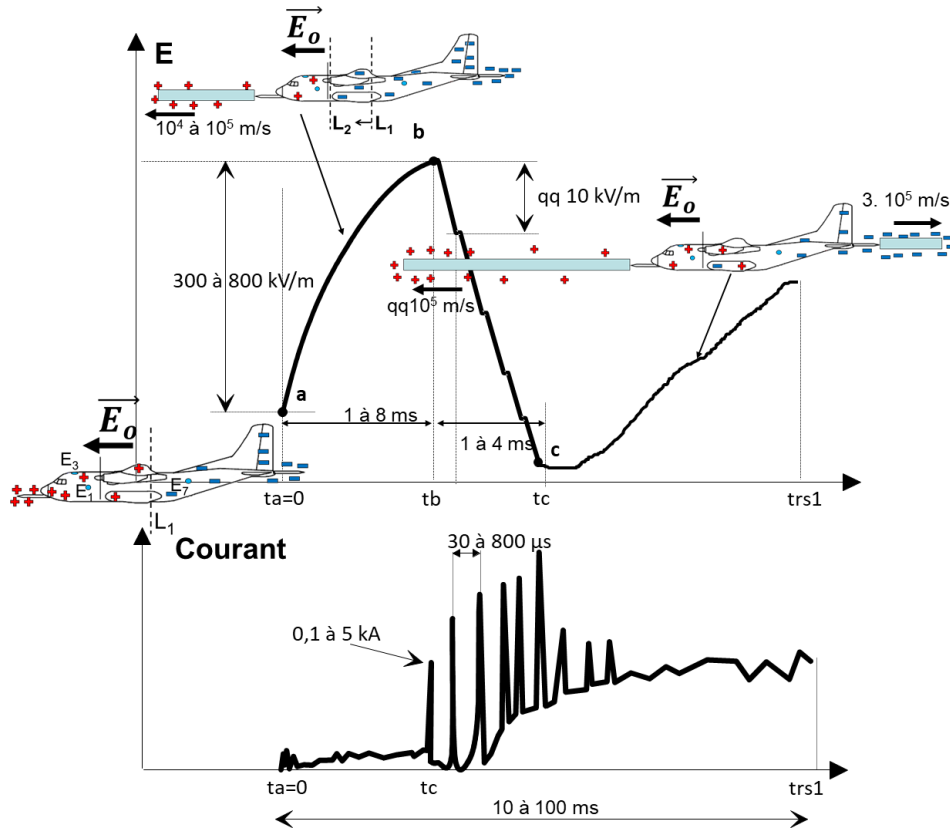


FIGURE 9. Evolution typique du champ électrique et du courant mesurés sur l'avion pour le scénario majoritaire de foudroiement [33]. Cela correspond au déclenchement de l'éclair à partir de l'avion. Par convention, une variation négative de la charge conduit à une variation positive du champ électrique. Les parties bleu clair illustrent le ou les traceurs entourés de la charge électrique qu'ils déposent d'ans l'air.

négative conduit à faire bouger la ligne de séparation des charges de L_1 à L_2 et à augmenter, dans cet exemple, les charges électriques négatives sur la partie arrière de l'aéronef. Le courant injecté par ce traceur dans l'avion est continu et sa faible valeur de quelques dizaines d'ampère, se situait dans le bruit de la mesure des capteurs de courant.

A partir de t_b , on observe une variation descendante par bonds pendant environ 2 ms jusqu'au temps t_c . Cela correspond au démarrage et à la propagation du traceur négatif à partir de la queue de l'appareil. A chaque bond, une impulsion de courant, mesurée entre 0.1 et 5 kA, est injectée à travers le canal du traceur dans l'avion. Comme l'illustre la Figure 9, les impulsions de courant du traceur négatif, qu'il produit à sa tête, s'atténuent au cours du temps. C'est lié au filtrage des impulsions de courant par le canal du traceur qui se comporte comme un filtre passe bas. Plus la longueur de celui-ci est grande plus sa fréquence de coupure haute est faible, transformant les impulsions de courant à sa tête en un courant continu au niveau de l'avion.

Au-delà du temps t_c , la variation du champ électrique redevient positive. Elle correspond à une augmentation de la charge produite par le traceur positif favorisée par le développement du traceur négatif. On retrouve la double décharge électrique, décrite par Kasemir [16], pour expliquer le développement d'un éclair naturel dans un nuage d'orage.

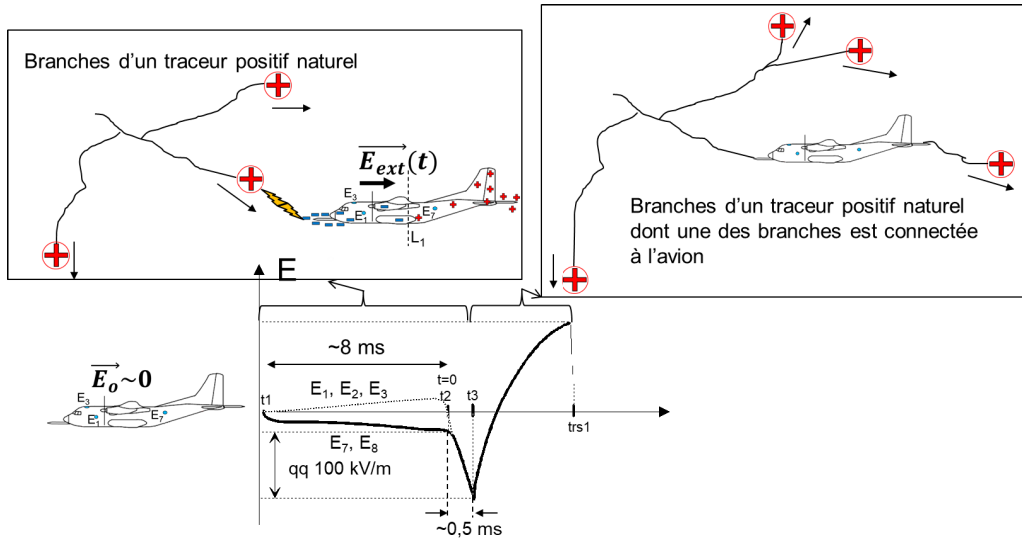


FIGURE 10. Evolution typique du champ électrique E sur l'avion dans 10 % des cas de foudroisement d'après [33]. E_o champ électrique produit par le nuage d'orage (Champ électrostatique atmosphérique). $E_{ext}(t)$ champ électrique variable produit par le développement d'un traceur positif naturel.

Il est important de noter que dans ce scénario, l'avion déclenche son propre foudroisement. Une fois déclenché, l'éclair produit est très similaire à un éclair naturel mais amorcé à un seuil plus faible que celui observé naturellement [8].

Le deuxième scénario, conduisant à un foudroisement d'avion, est le moins fréquent (10 % des cas [33]) mais paradoxalement assez similaire aux mécanismes d'un éclair naturel descendant foudroyant une structure au sol.

Comme l'illustre la Figure 10, avant t_1 , le champ électrique atmosphérique est faible autour de quelques kilovolts par mètre. Il est insuffisant pour déclencher le foudroisement depuis l'avion.

Entre les temps t_1 et t_2 , l'évolution du champ électrique montre une polarisation électrique de l'avion. L'origine de cette évolution est supposée être l'approche d'une branche d'un traceur positif naturel qui génère un champ électrique $E_{ext}(t)$, augmentant avec le temps. Dans cette illustration, les capteurs E_1 à E_3 voient une augmentation du champ électrique alors que les capteurs E_7 et E_8 mesurent une variation négative. Pour les capteurs E_4 et E_5 , positionnés sur les ailes et proches de la ligne de neutralité électrique L_1 , la variation du champ électrique est quasi-nulle.

Entre t_2 et t_3 , toutes les mesures de champ électrique varient vers les valeurs négatives. Cela correspond à la phase de connexion de la branche du traceur positif à l'avion, comme illustré par la partie orange sur la Figure 10. Lors de cette connexion, l'avion se met au potentiel électrique du traceur en acquérant une charge positive, ce qui provoque les variations négatives du champ électrique sur tous les capteurs.

A partir de t_3 , le champ électrique varie positivement sur tous les capteurs électriques. Cela correspond à la poursuite du développement de la branche du traceur positif depuis la partie arrière de l'appareil. Il est important de noter qu'à priori, d'autres branches du traceur se développent en parallèle. La présence de l'avion dans le canal de l'éclair ne modifie pas la nature de l'éclair.

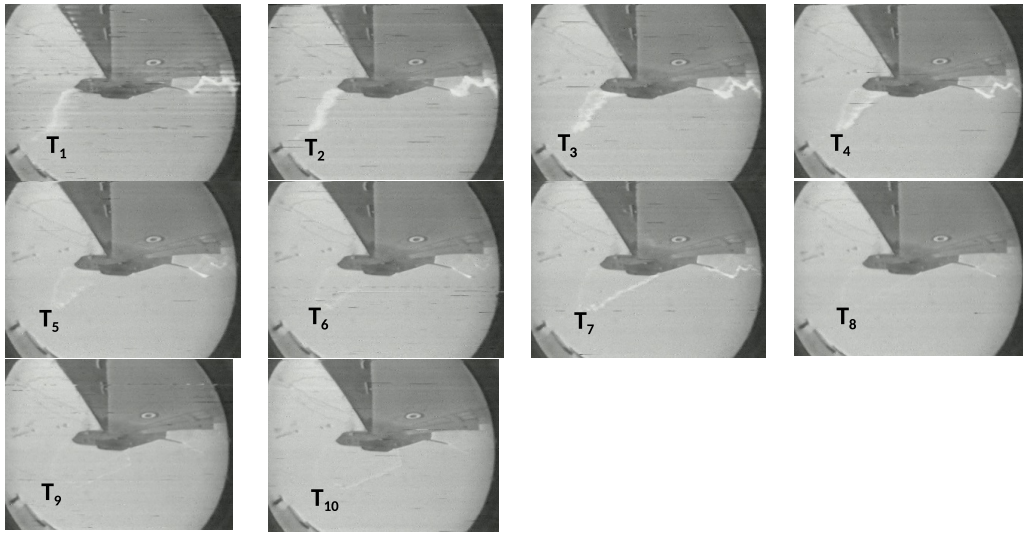


FIGURE 11. Série d'images prise lors du foudroiement du TRANSALL lors de l'évènement 1988_J223_16_44_45 dans le référentiel avion. La prise d'images est faite via la caméra C2 sous l'aile et regardant le fuselage qui filma à 200 images par seconde. La durée $T_{10}-T_1$ est entre 300 et 400 ms.

Dans ce scénario, on remarque que, sur les quelques mesures obtenues, l'avion intercepte toujours une branche d'un traceur positif de l'éclair. D'un point de vue théorique, il n'y a pas de raison pour qu'un traceur négatif ne soit pas également intercepté par l'avion. Dans ce cas, la variation du champ électrique devrait être assez similaire à la Figure 9 avec, avant t_a , une polarisation de l'avion comparable à celle observée sur la Figure 10 entre les temps t_1 et t_2 .

3.3. La phase d'arc de la foudre sur avion

Après la phase d'initiation, qui ne dure que quelques millisecondes, la phase d'arc débute à partir du temps t_{rs1} (Figures 9, 10). Durant cette phase, des impulsions de courant de plusieurs dizaines de kiloampères se produisent lorsqu'un des traceurs atteint le sol ou si l'éclair reste confiné à l'intérieur du nuage.

La présence de l'avion a un faible impact sur la dynamique de l'éclair. En effet, l'avion n'est qu'un tout petit élément conducteur (environ 40 m) intégré dans des canaux de l'éclair qui peuvent atteindre une dizaine de kilomètres de long. Les fortes impulsions de courant se déclenchent loin de l'avion et remontent ces canaux avant de traverser finalement l'avion. La durée des éclairs déclenchés par un avion est similaire à celle des éclairs naturels, de l'ordre de plusieurs centaines de millisecondes.

Sur ces longues durées, contrairement à la phase d'initiation, l'avion s'est déplacé, dans l'air, de plusieurs dizaines de mètres, tandis que les canaux de l'éclair restent fixes dans la masse d'air. Comme le montrent les images de la Figure 11 prises dans le référentiel avion, le pied de l'arc foudre se déplace sur la surface de l'avion au niveau du nez, tandis que le canal accroché à l'arrière s'étire pour compenser l'avancée de l'avion.

Si l'éclair dure suffisamment longtemps, les deux canaux se rejoignent à l'arrière et le foudroiement s'arrête, le courant ne traversant plus l'avion. Ce phénomène est appelé phénomène de balayage du pied d'arc. Il a pour conséquence de limiter la durée de présence du pied d'arc

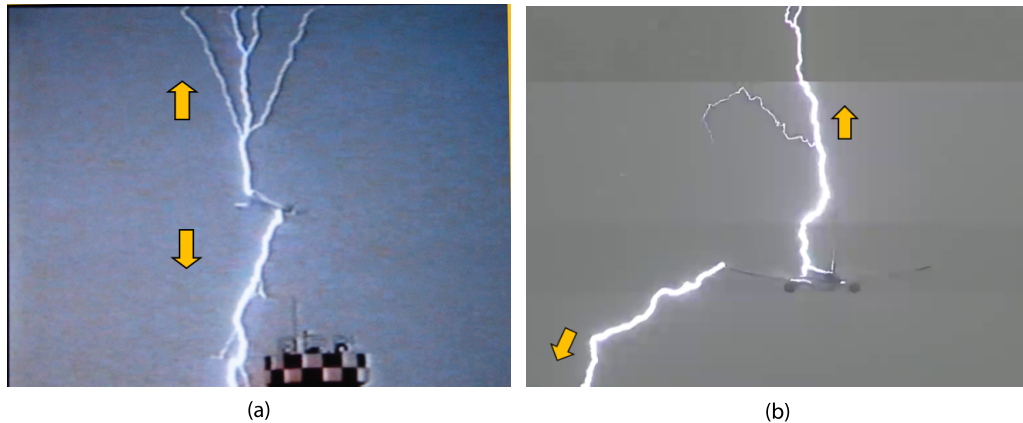


FIGURE 12. (a) Image du foudroiement d'un Boeing 747 décollant de l'aéroport d'Osaka au Japon en 2010 (Source Professeur Zen Kawasaki de l'université d'Osaka). (b) Image du foudroiement d'un Boeing 777 décollant de l'aéroport d'Amsterdam en 2017. Les flèches orange montrent la direction de développement des traceurs de la foudre depuis l'avion (Source <https://youtu.be/OJUXUB5T-lw>).

en un point donné du fuselage, à l'exception des parties arrière où il peut persister pendant toute la durée du foudroiement. Ce mécanisme explique pourquoi la plupart des parties du fuselage peuvent être impactées par la foudre.

4. Impacts du Foudroiement sur les Aéronefs

4.1. Le retour d'expérience

Les campagnes en vol dédiées ont considérablement amélioré notre compréhension des mécanismes de foudroiement malgré le faible nombre d'événements enregistrés. De nos jours, les réseaux sociaux sont devenus une précieuse source d'information, le public partageant fréquemment des vidéos de foudroiement dont il a été le témoin.

La Figure 12 montre deux événements où les directions de développement des traceurs de la foudre depuis l'avion sont clairement visibles :

- Figure 12a : Cette image montre le foudroiement d'un B747 en 2010, lors de son décollage à l'aéroport d'Osaka. L'événement s'est produit à basse altitude, sous un orage de grêle. On observe que le traceur montant vers le nuage a la structure d'un traceur positif tandis que celui qui descend est négatif.
- Figure 12b : Cette image représente le foudroiement d'un B777 en 2017, au décollage d'Amsterdam. Bien qu'il soit plus difficile de déduire la polarité des traceurs dans ce cas, l'image montre clairement qu'un traceur se propage vers le nuage et l'autre vers le sol.

Pour ces deux situations, l'avion déclenche son propre foudroiement, un mécanisme déjà identifié lors des campagnes en vol menées avec les avions Transall et Convair.

Outre les observations directes et les campagnes dédiées, les bases de données d'incidents des compagnies aériennes et des aviateurs représentent une source d'information cruciale sur le foudroiement. Chaque fois qu'un foudroiement est détecté en vol par le pilote ou lors d'une inspection de maintenance, des rapports spécifiques sont rédigés : Les PIREPS (Pilot REPortS) ou MAREPS (MAintenance REPortS).

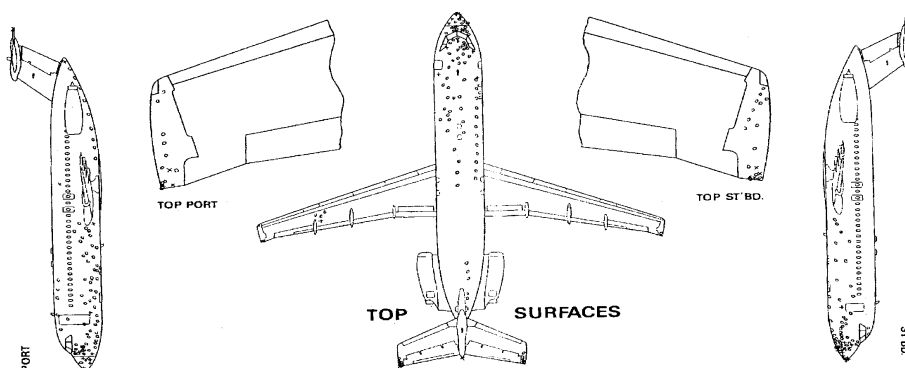


FIGURE 13. Positionnement des points cumulés d'impact de la foudre pour le BAC 11-1 (Source BAe).

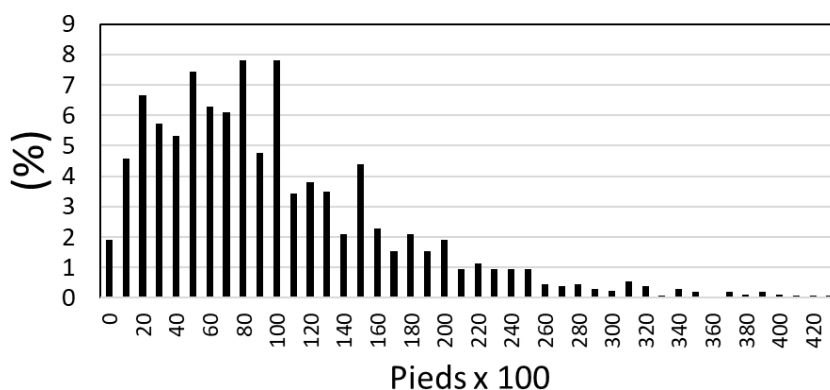


FIGURE 14. Distribution normalisée du nombre de foudroiements en vol en fonction de l'altitude, exprimée en pieds (source BAe). Statistique faite sur 2429 foudroiements.

Ces documents, dont la précision peut varier, consignent des informations essentielles : les conditions atmosphériques au moment du foudroiement, les points où des dommages sont observés, et les éléments qui ont nécessité une réparation.

Grâce à ces informations, on estime qu'un avion de transport civil est foudroyé en moyenne une fois par an. Il est possible de compiler tous les impacts foudre sur un type d'avion donné, comme le montre la Figure 13 pour le BAC11-1. Cette compilation révèle des zones de l'appareil particulièrement sujettes aux impacts, telles que la partie avant de l'avion, les extrémités des ailes, des ailerons et des dérives (notamment au niveau des bords de fuite). D'autres zones sont moins fréquemment touchées, comme la partie centrale du fuselage et d'autres encore très rarement, comme le dessus des ailes pour ce modèle d'avion.

Le retour d'expérience des foudroiements en vol sur les avions de ligne révèle une prédominance des foudroiements à basse altitude comme l'indique la Figure 14, avec un maximum autour de 2 000 m (6 000 Pieds). Cette observation correspond aux phases de décollage et d'atterrissage, ce que confirme également la Figure 15 qui présente la répartition des foudroiements en fonction de la phase de vol.

Ceci semble être en contradiction avec les résultats obtenus lors des campagnes d'essais avec le F106B, qui suggéraient un risque de foudroiement majoritairement au-dessus de 6 km d'altitude. Une explication avancée est que les pilotes de ligne, soucieux du confort des passagers,

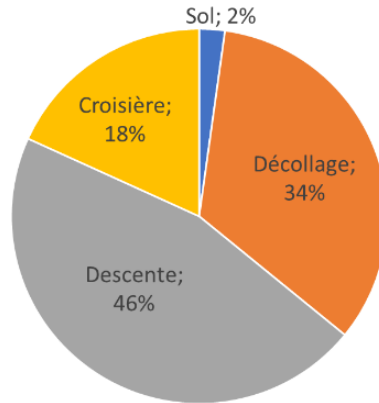


FIGURE 15. Répartition des foudroiements en fonction de la phase de vol de l'avion (Source BAe).

évitent autant que possible les cumulonimbus, qui sont des zones de fortes turbulences. Le pilote du F106B, en revanche, cherchait délibérément à voler au sein de ces formations nuageuses. Les seules zones où les avions de ligne ne peuvent pas systématiquement se dérouter sont les abords des aéroports.

Les rapports d'incident indiquent par ailleurs que, lors des foudroiements, les avions évoluaient à 80 % à l'intérieur de nuages. Parmi ces nuages, 59 % étaient des cumulonimbus et 34 % des cumulus, le restant étant identifié par les pilotes comme des stratus.

4.2. Les effets de la foudre sur l'avion

Les effets directs sont les dommages subis par la structure et les éléments externes d'un aéronef lors d'un foudroiement. Ces dommages sont causés par l'exposition directe au plasma d'air généré par l'éclair ou par une densité de courant foudre excessive. La circulation du courant et la présence de ce plasma peuvent entraîner les conséquences suivantes :

- Échauffement des matériaux
 - Effet Joule : l'échauffement est dû aux courants qui circulent dans les matériaux.
 - Échanges thermiques avec le plasma : la chaleur intense du plasma de l'éclair est transférée aux surfaces de l'avion.
- Contraintes mécaniques :
 - Forces de Laplace : ces forces résultent de la circulation des courants dans la structure.
 - Forces de pression : elles sont générées par l'onde de choc associée à la décharge de foudre.
- Contraintes électriques :
 - Claquage électrique des matériaux : une tension électrique trop élevée peut provoquer la rupture diélectrique des isolants.
 - Génération d'étincelles : des étincelles peuvent apparaître aux interfaces des assemblages en raison de la circulation du courant de foudre.

La Figure 16 montre des dommages typiques observés sur le revêtement de l'avion, résultant des effets directs de la foudre. Il s'agit généralement de brûlures de l'ordre d'une dizaine de millimètres de diamètre, sur lesquelles des points de fusion du fuselage peuvent être visibles (Figure 16a,b).

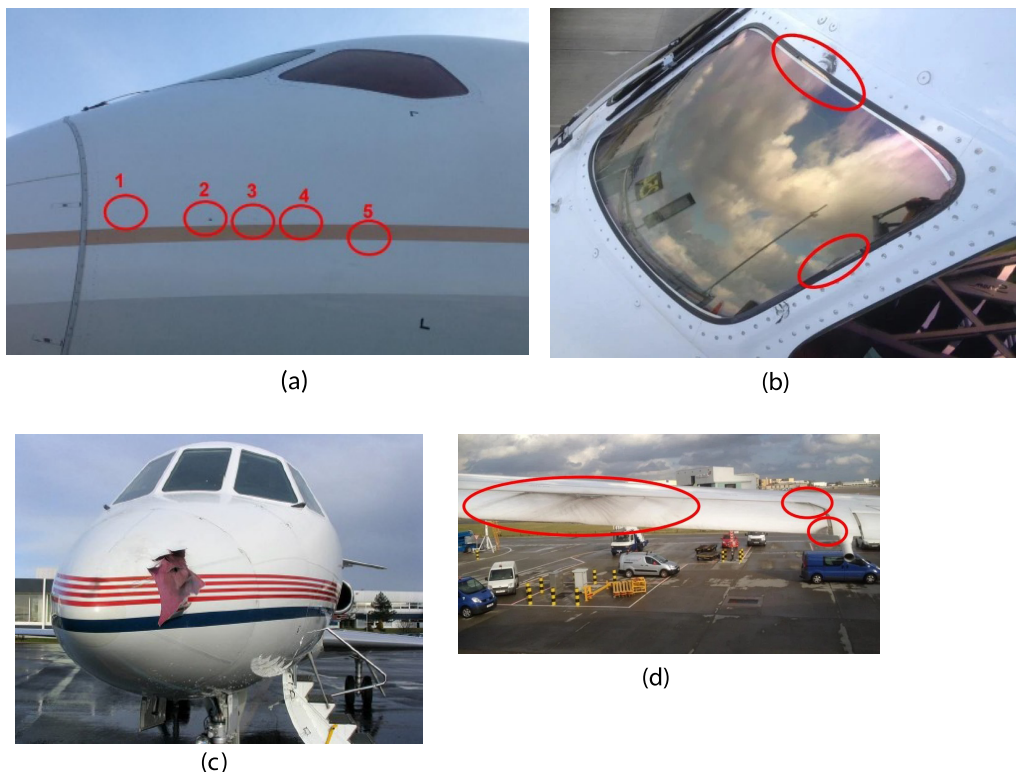


FIGURE 16. (a) Photographie montrant les points d'impact de la foudre sur le nez de l'avion; points entourés en rouge source NTBS. (b) Photographie montrant les points d'impact de la foudre sur la verrière de l'avion; points entourés en rouge source NTBS. (c) Photographie d'un dommage du radome d'un avion à la suite d'un foudroiement. (d) Photographie montrant les points d'impact de la foudre sur les gouvernes de vol, zones entourées en rouge source NTBS.

Les effets indirects du foudroiement se manifestent par des dommages ou des perturbations des systèmes de l'avion. Ils sont causés par les courants et les tensions générés par couplage électromagnétique avec les courants foudre qui circulent sur l'appareil. Ces effets peuvent entraîner :

- Des interférences électromagnétiques (EMI) et des perturbations des systèmes électroniques.
- Des dommages aux capteurs, aux calculateurs, ainsi qu'aux systèmes de communication et de navigation.
- Des risques pour les systèmes de commande de vol, notamment les commandes électriques.

Au sein des compagnies aériennes, les foudroiements sont classés selon leur gravité :

- Mineur : il s'agit de dommages superficiels tels que le remplacement de rivets, des marques de brûlure, le changement de déperditeurs passifs de potentiel, ou des dégâts de peinture
- Moyen : Ce niveau concerne l'impact sur des éléments sensibles comme l'entrée d'air moteur, les antennes, les panneaux de bord d'attaque et de bord de fuite, ou les fenêtres, surtout si des perforations du fuselage sont détectées.

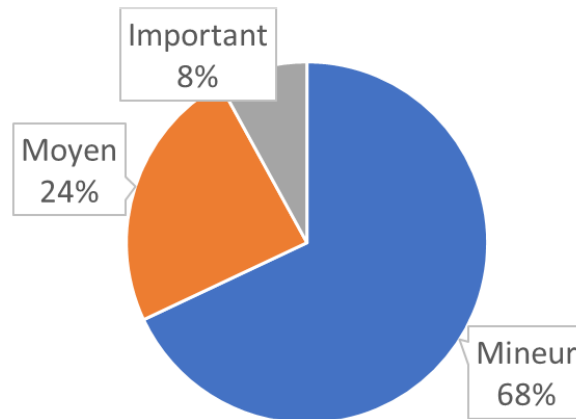


FIGURE 17. Exemple de répartition des foudroiements en mineur, moyen et important, observée sur l'ensemble d'une flotte d'une compagnie Européenne sur une année.

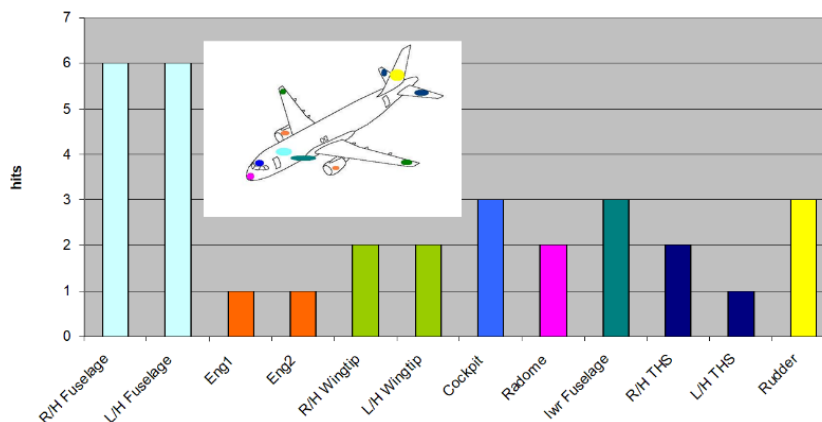


FIGURE 18. Zones sur lesquelles des actions de maintenance ont été réalisées suite à des foudroiements observés sur l'ensemble de la flotte d'une compagnie Européenne sur un an. Le codage couleur correspond à la position de l'élément impacté sur l'avion.

- Important : Cette catégorie regroupe les cas où des éléments critiques tels que les commandes de vol (palonnier, aileron, élévateur, ...) et le cockpit sont touchés.

La catégorie du foudroiement détermine l'ampleur de la maintenance requise et, par conséquent, la durée d'immobilisation de l'appareil. L'immobilisation de l'avion et la perte d'exploitation qui en découle représentent le coût le plus significatif pour la compagnie.

La Figure 17 illustre la répartition du niveau d'importance des coups de foudre observés sur une flotte d'une compagnie Européenne sur une année. La Figure 18 présente quant à elle les éléments ayant nécessité une maintenance et leur localisation. Ces figures montrent que les cas de foudre, jugés "importants" représentent moins de 10 % des incidents.

5. Protection des avions contre la foudre

Pour être autorisé à voler, un aéronef doit obtenir un certificat de type par le biais d'un processus de certification rigoureux. Ce processus garantit que l'aéronef respecte les exigences de sécurité

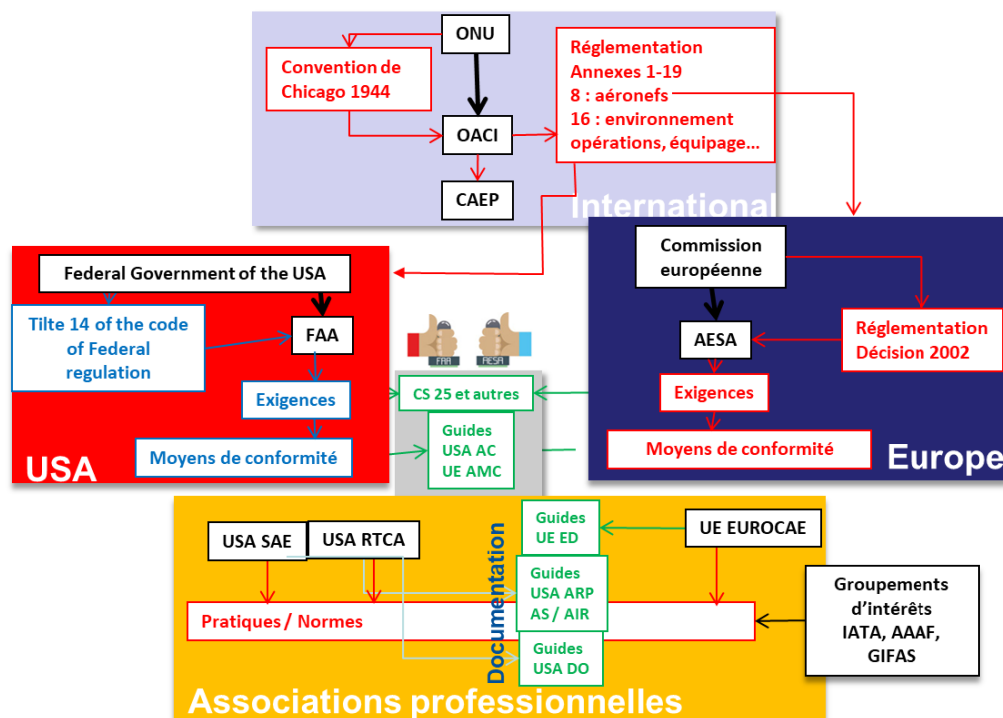


FIGURE 19. Schéma montrant l'organisation mise en place au niveau international pour l'aviation civile.

réglementaires. Le niveau de sécurité requis impose une probabilité, de défaillance majeure inférieure à 10^{-9} par heure de vol pour chaque système critique de l'aéronef.

Cette valeur est établie en partant du principe qu'un accident se produit toutes les 1 million d'heures de vol, soit une probabilité de 10^{-6} par heure de vol. Parmi les causes d'accident, seulement 10 % sont attribuables à un problème technique, ce qui ramène la probabilité de défaillance matérielle à 10^{-7} par heure de vol. Etant donné qu'un avion contient environ 100 équipements critiques, on aboutit ainsi à la probabilité de défaillance de 10^{-9} par heure de vol et par équipement critique.

Etant donné que les aéronefs peuvent voler d'un pays à l'autre, les réglementations doivent être adoptées au niveau international. La Figure 19 montre une vue schématique de l'organisation de l'aviation civile mondiale et des liens entre ses différents acteurs.

Tous les états sont représentés au niveau des nations unies (ONU) qui délèguent leurs compétences à l'organisation de l'aviation civile internationale (OACI). L'OACI, à son tour, diffuse les réglementations que chaque état doit ensuite mettre en œuvre. Au niveau européen, la commission représente l'ensemble des états et délègue à l'agence de l'Union Européenne pour la sécurité aérienne (EASA), l'exécution des règlements ainsi que l'élaboration des exigences (CS : Certification Specification) et des critères de conformité (AMC : Acceptable Means of Compliance). Aux Etats-Unis, cette fonction est assurée par la Federal Aviation Agency (FAA). Ce sont ces organismes qui, à l'issue du processus de certification, délivrent le certificat de type des avions.

Les exigences de l'AESA (CS) sont des spécifications de haut niveau qui varient en fonction du type d'aéronef. Par exemple, la CS-25 regroupe toutes les exigences applicables aux grands avions de transport. Concernant la protection des avions contre la foudre Au niveau de la foudre, la CS

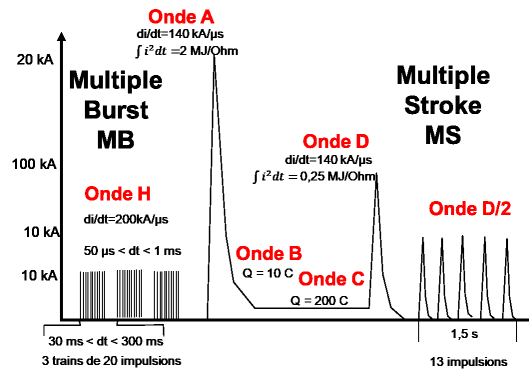


FIGURE 20. Environnement foudre en courant auquel un avion doit résister [35].

25.581 de l'EASA, spécifique aux grands avions, se résume à la phrase clé : "The aeroplane must be protected against catastrophic effects from lightning", que l'on traduit par « un avion doit être protégé contre les effets catastrophiques de la foudre ».

Des associations professionnelles, telles que l'EUROCAE en Europe et la SAE aux Etats-Unis sont en chargées d'élaborer des guides méthodologiques. Ces guides décrivent les démarches et les procédures acceptées par les autorités pour démontrer la conformité d'un avion en matière de résistance aux effets catastrophiques, y compris ceux de la foudre.

La première étape cruciale pour protéger un avion contre la foudre est de définir précisément l'environnement foudre auquel il devra résister. Cet environnement est détaillé dans le document ED-84A [35]. Il a été élaboré à partir de mesures expérimentales de coups de foudre au sol et d'une connaissance approfondie des mécanismes de foudrolement. Cet environnement est constitué de formes d'onde de courant qui ne visent pas à reproduire exactement l'éclair à l'identique, mais à garantir que leurs effets directs et indirects sur l'avion soient supérieurs à ceux obtenus par un foudrolement réel (Figure 20).

Le « multiple burst » se compose d'un train de 20 impulsions de 10 kA, répété 3 fois. Ces impulsions durent quelques microsecondes et représentent le courant du traceur négatif de la foudre injecté dans l'aéronef. Le nombre de 20 impulsions est supérieur au nombre d'impulsions mesuré lors des campagnes en vol, assurant une marge de sécurité. L'intervalle de temps de 50 µs à 1 ms entre les 20 impulsions est également basé des mesures en vol.

La répétition de ces trains 3 fois simule les observations des campagnes en vol qui ont montré deux tentatives d'amorçage de la foudre avortées depuis l'avion avant qu'un foudrolement ne se produise. Les mesures ont indiqué que l'intervalle de temps entre ces tentatives se situe entre 30 ms et 300 ms. Le niveau de courant de 10 kA est deux fois supérieur aux mesures réelles des campagnes en vol. Bien que cette composante de courant produise peu d'effets directs, elle est très importante pour les effets indirects en raison de la vitesse de montée du courant, qui atteint 200 kA/µs.

L'onde de courant A représente le premier arc foudre qui frappe l'avion. C'est une impulsion qui dure quelques centaines de microsecondes et dont le pic atteint 200 kA. Ce niveau couvre plus de 98 % des courants foudre mesurés, ce qui est significativement plus élevé que le pic de courant moyen d'un éclair naturel qui est d'environ 20 kA. L'onde A possède également une très grande intégrale d'action de 2 MJ/Ωhm, ce qui engendre d'importants effets thermomécaniques au niveau du point d'impact de l'arc de foudre sur l'aéronef.

L'onde A est suivie par l'onde C, qui représente le maintien du canal de l'éclair sur des durées de plusieurs centaines de millisecondes. Le courant de cette onde est compris entre 100 A et

800 A et sa durée est ajustée pour délivrer une charge totale de 200 C. Son effet sur les matériaux de l'avion est purement thermique.

L'onde D représente les arcs suivants. Leur intensité est supposée inférieure à celle de l'onde A. La durée de cette onde est toujours de quelques centaines de microsecondes, mais le pic est réduit à 100 kA, ce qui reste très supérieur au pic de courant moyen d'un éclair. Son intégrale d'action de 0.25 MJ/Ohm produit également des effets thermomécaniques significatifs au niveau du pied de l'arc.

Le « Multiple Stroke » a pour fonction de représenter tous les arcs successifs produits par un éclair. De même le nombre de 13 impulsions couvre plus de 99.9 % des éclairs sachant que dans environ 50 % des cas, un éclair ne génère qu'un seul arc. Cette composante est cruciale pour les effets induits cumulatifs.

En conclusion, la contrainte en courant pour certifier un aéronef contre la foudre est extrêmement sévère. Cependant, cette rigueur doit être mise en perspective avec la probabilité de 10^{-9} par heure de vol qui doit être démontrée pour la sécurité des systèmes critiques de l'avion.

La deuxième étape dans la démarche de protection d'un aéronef à la foudre est le zoning. Cette approche prend en compte le phénomène de balayage de l'arc sur la surface de l'avion, causé par le mouvement relatif entre le canal de l'éclair (qui reste immobile dans l'air) et l'avion en déplacement. Il en résulte que chaque surface de l'avion ne subit qu'une partie de l'agression foudre.

Le guide ED-91A [36] définit six zones distinctes, chacune étant associée à une partie spécifique des ondes de courant de la Figure 20.

Ces six zones sont définies comme suit :

- Zone 1A : Toutes les zones à la surface de l'avion où un impact d'un premier arc est probable avec un temps de maintien de l'arc sur cette zone faible. Cette zone doit supporter les ondes de courant A et B.
- Zone 1B : Toutes les zones à la surface de l'avion où un impact d'un premier arc est probable avec un long de maintien de l'arc sur cette zone. Cette zone doit résister aux ondes de courant foudre (A+B+C).
- Zone 1C : Toutes les surfaces de l'avion où un premier arc d'amplitude réduite (150 kA) est probable mais avec un temps de maintien faible. Cette zone prolonge la zone 1A.
- Zone 2A : Toutes les surfaces qui peuvent être impactées par un des arcs suivants de l'éclair et avec un temps de maintien de l'arc faible. Cette zone doit résister aux ondes de courant (D+B).
- Zone 2B : Toutes les surfaces qui peuvent être impactées par des arcs suivants de l'éclair et avec un long temps de maintien de l'arc. Cette zone doit résister aux ondes de courant (D+B+C).
- Zone 3 : Dans cette zone, l'impact direct d'un arc foudre est peu probable. Elle correspond aux surfaces restantes de l'avion et est le complément des zones 1 et 2. Dans cette zone, l'avion subit uniquement un courant foudre de conduction qui transite entre les zones 1 et 2.

La Figure 21 présente l'exemple de zoning tel que défini dans l'ED-91A pour un avion de transport civil. Ce zoning est établi à partir des observations d'impacts de foudre relevées au sol après des foudroiements réels.

Les zones 1A sont typiquement situées aux extrémités de l'aéronef, comme le nez, les bouts d'ailes et des ailerons, la dérive verticale, et l'entrée des moteurs. Sur ces zones, le champ électrique produit par le nuage d'orage est fortement amplifié, ce qui favorise le développement des traceurs de foudre.

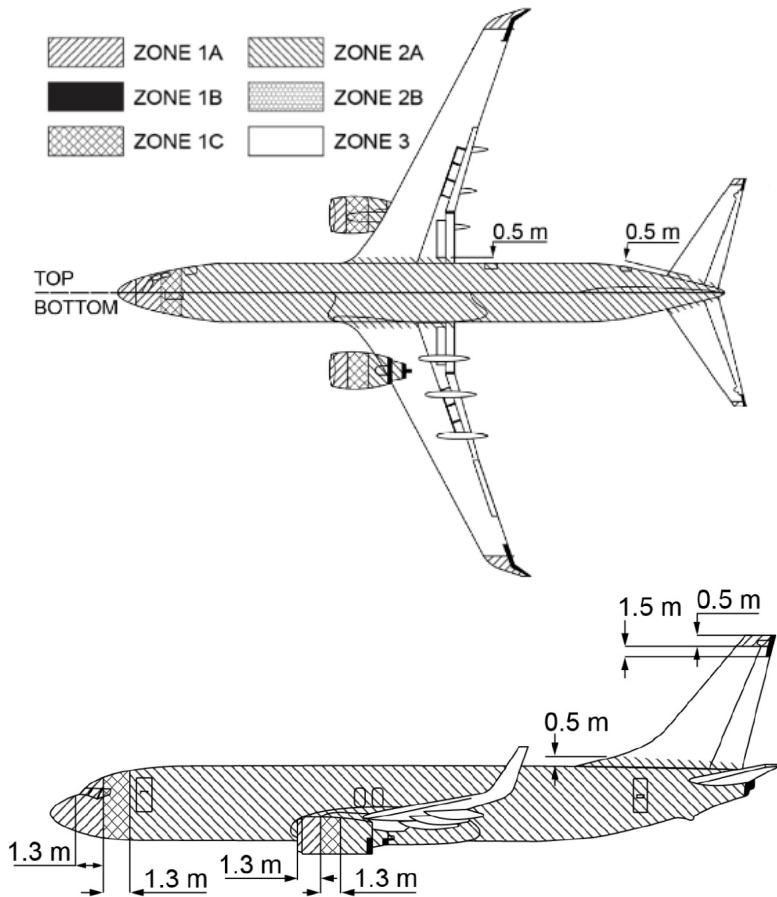


FIGURE 21. Zoning d'un avion civil de transport extrait de l'ED-91A [36].

Les zones 1B sont généralement localisées là où le champ électrique atmosphérique est également renforcé, ainsi que sur les bords de fuite. Dans ces zones, l'arc reste accroché pendant le déplacement de l'avion lors du foudroiement.

Les zones 1C et 2A se trouvent dans la continuité des zones 1A. La zone 2B est également située sur des bords de fuite, faisant suite à une zone 2A.

Pour conclure cette partie, le zoning est la première étape essentielle du processus de certification d'un avion à la foudre. Il permet d'apporter des éléments pour démontrer que l'aéronef est adéquatement protégé contre les effets de la foudre.

6. La problématique foudre : évolution et enjeux

La sécurité du transport aérien s'appuie en grande partie sur l'évolution constante de la réglementation des opérations aériennes et de la certification des matériels. Comme nous l'avons vu précédemment, face au risque lié à la foudre, la conception d'une structure d'aéronef doit satisfaire aux critères drastiques de conception et de sécurité imposés par les autorités de certification.

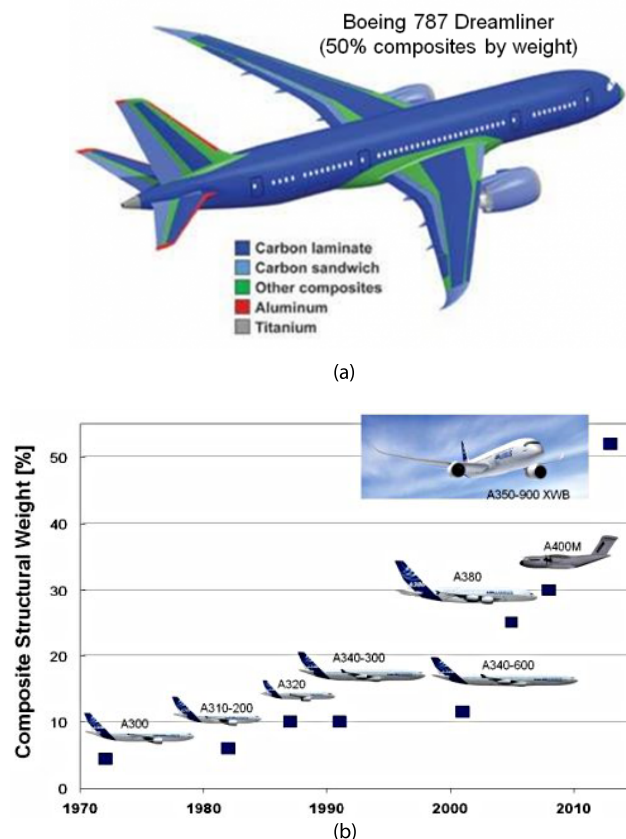


FIGURE 22. (a) Part de composite dans la masse du Dreamliner de Boeing (source Boeing). (b) Evolution de la part des composites à base de fibres carbone en fonction de la famille d'avion AIRBUS (source AIRBUS).

Du fait de leurs très hautes performances mécaniques et de leur contribution notable à l'amélioration du bilan de masse, l'usage des matériaux composites tend à se généraliser au niveau des structures d'aéronefs, comme le montre la Figure 22. La part de composite à base de fibres carbone atteint 50 % de la masse du Dreamliner de Boeing et 53 % pour l'A350 d'AIRBUS.

Cependant ces matériaux restent très complexes car ils sont composés d'un assemblage de matériaux hétérogènes. Cette complexité se traduit par des propriétés mécaniques fortement anisotropes, des risques inhérents de présence de défauts et des difficultés dans la maîtrise des assemblages (nature des matériaux, types de fixations, méthodes spécifiques d'assemblage). De plus, ces matériaux possèdent une conductivité électrique elle-même anisotrope et au moins mille fois plus faible que celle de l'aluminium qu'ils remplacent.

Les particularités des matériaux composites ont des répercussions significatives sur la protection des structures d'aéronefs contre les effets directs de la foudre. Pour contrer le risque de foudroiement, il est impératif d'ajouter des éléments de protection à la surface de ces matériaux. La Figure 23 illustre ces fines couches métalliques, dont la masse varie de 80 gr/m² à 200 gr/m². Leur rôle est de permettre aux courants de foudre de circuler sans provoquer de dommages catastrophiques aux structures.

Cependant, cette protection a un coût : une augmentation de la masse de l'avion. Sur le Dreamliner, par exemple, le surpoids dû aux protections foudre représente environ 2.5 % de la

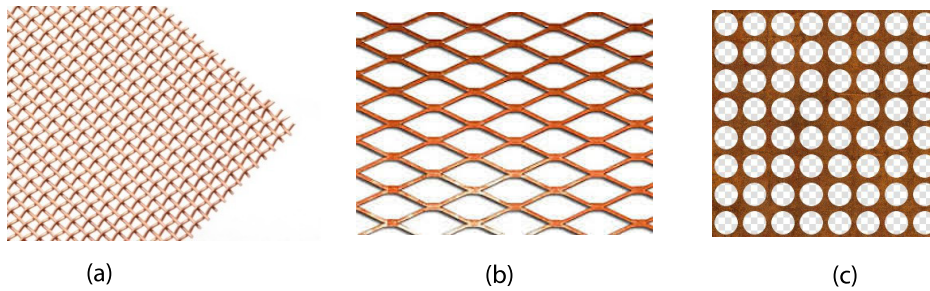


FIGURE 23. Exemple de protection foudre rajoutée au panneau composite carbone pour qu'il résiste à un impact foudre. (a) Tissu à base de fil de bronze. (b) Feuille de cuivre déployée. (c) Feuille de cuivre perforée.

masse totale, soit environ 3.5 tonnes. Sachant qu'une augmentation de 1 % du poids d'un avion entraîne une hausse d'environ 0.75 % de la consommation de carburant, cela se traduit par une surconsommation annuelle de carburant d'environ 363 t pour cet avion.

Le retour d'expérience des avionneurs sur les programmes récents (Boeing 787, Airbus A350 et Falcon F5X) révèle que la réponse des structures composites à la foudre est encore mal comprise. Les risques d'endommagement, de perforation des panneaux composites ou d'étincelage des fixations dans les zones de réservoir sont particulièrement difficiles à évaluer avec les connaissances actuelles.

Ce manque de connaissances, combiné au renforcement des exigences réglementaires en matière de sécurité des réservoirs (FAR 25.981), entraîne une augmentation d'un ordre de grandeur du coût de la certification liée à la foudre. Les industriels s'efforcent d'acquérir une meilleure maîtrise des effets directs de la foudre sur les structures composites. Leur objectif est d'évaluer de manière fiable la nature des protections nécessaires et la nature des protections nécessaires et de développer des solutions techniques optimisées en termes de masse, de marges de conception, et de délais et coûts de développement et de certification.

Par ailleurs, l'urgence écologique et l'émergence de nouveaux usages poussent les avionneurs et hélicoptéristes à concevoir des configurations d'aéronefs en rupture avec l'existant (Figure 24). Ces nouvelles architectures remettent en question les méthodes de certification traditionnelles, qui s'appuient largement sur le retour d'expérience.

En ce qui concerne spécifiquement les risques liés à la foudre, l'approche normative du « zoning », pourtant la première étape de la base de certification foudre, devient inutilisable pour identifier les zones de l'aéronef les plus susceptibles d'être des points d'attachement de la foudre. De plus, le retour d'expérience des hélicoptéristes sur les appareils en service montre que la méthode actuelle ne permet pas de tenir compte de la complexité des différents emports qui modifient le zoning des appareils.

Les industriels sont donc activement à la recherche de nouvelles méthodes, validées et acceptées par les autorités de certification pour établir le zoning sur les configurations inédites et pour mieux maîtriser l'impact des différents équipements en surface du fuselage sur les configurations conventionnelles.

7. Conclusion

7.1. La foudre et l'aéronautique : un phénomène complexe et ses implications

Les éclairs sont un phénomène complexe qui se développe au sein du nuage d'orage, lequel agit comme un générateur électrique. Les premières avancées scientifiques sur les éclairs ont

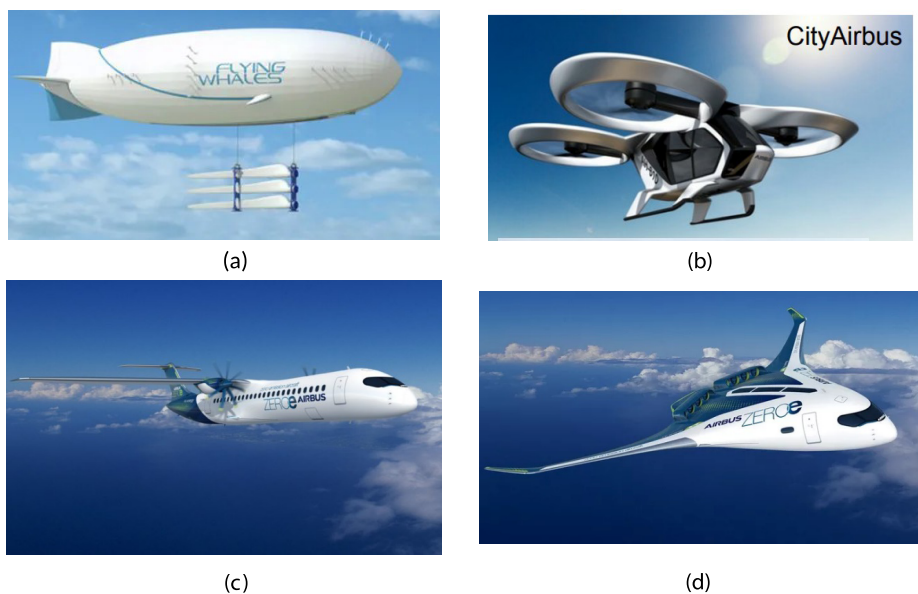


FIGURE 24. Nouveaux types aérodynes (a) LCA60T de la société Flying Whale et d'aéronefs (b) City d'AIRBUS, (c) Concept d'avion régional d'AIRBUS et (d) Concept d'aile volante d'AIRBUS pour répondre aux nouveaux usages et aux enjeux de décarbonation.

débuté avec la démonstration par Benjamin Franklin de la nature électrique des orages, suivie par l'invention du paratonnerre. Il a fallu attendre les années 1960 pour que H. W. Kasemir introduise la notion d'une double décharge électrique bidirectionnelle afin d'expliquer comment un éclair peut se développer à l'intérieur d'un orage. Cette représentation théorique a, par la suite, été validée par les imageurs d'éclairs en bandes VHF et UHF.

En parallèle, l'après-Seconde Guerre mondiale a marqué l'avènement de l'aéronautique civile mondiale. Cette croissance du trafic aérien s'est accompagnée d'une augmentation du nombre d'avions foudroyés en vol, avec comme événement majeur l'explosion en vol du Boeing 707 de la Pan Am, le 8 décembre 1963. Au début des années 1980, des programmes majeurs ont été mis en place par la NASA, la FAA et la DGA, utilisant respectivement un F106, un Convair et un Transall, pour comprendre les mécanismes physiques impliqués dans un foudroiement. Ces études ont permis de montrer que deux mécanismes distincts conduisent au foudroiement d'un avion :

- **Le premier, majoritaire (90 % des cas)**, correspond aux situations où l'avion déclenche son propre foudroiement. Une double décharge électrique s'amorce depuis l'avion sur les points qui renforcent le plus le champ électrique généré par le nuage d'orage.
- **Le second, représentant 10 % des cas**, est associé à l'interception d'un éclair naturel par l'avion.

Le retour d'expérience des aviateurs et des compagnies aériennes révèle que, dans la grande majorité des cas, le foudroiement se produit durant les phases d'approche, de descente ou de décollage. Seulement 8 % des foudroiements entraînent des effets jugés importants sur l'avion, car ils impactent des éléments critiques. Les effets de la foudre se répartissent en :

- **Effets directs** : liés à l'accrochage de l'arc électrique et à la circulation du courant.
- **Effets indirects** (ou induits) : correspondant aux perturbations électromagnétiques dues à l'éclair qui se propagent jusqu'aux systèmes de l'avion.

7.2. Réglementation et Défis pour l'aviation moderne

Les autorités de l'aviation civile imposent qu'un avion civil soit protégé à la foudre pour être certifié. Au niveau réglementaire, les avions doivent pouvoir résister aux niveaux de courant quasiment les plus forts (200 kA).

Les enjeux pour l'aviation moderne, qui utilise des matériaux composites pour alléger les avions, est d'augmenter la compréhension de l'interaction de la foudre avec ces matériaux et les nouvelles géométries d'aéronef. Cela permettra d'élaborer des solutions techniques optimisées du point de vue de la masse, des marges de conception, des délais et coûts de développement et de certification.

Déclaration d'intérêts

L'auteur ne travaille pas, ne conseille pas, ne possède pas de parts, ne reçoit pas de fonds d'une organisation qui pourrait tirer profit de cet article, et n'a déclaré aucune autre affiliation que son organisme de recherche.

Références

- [1] M. I. Bertholon, *De l'électricité des végétaux : ouvrage dans lequel on traite de l'électricité de l'atmosphère sur les plantes, de ses effets sur l'économie des végétaux, de leurs vertus médico & nutritivo-électriques, & principalement des moyens de pratique de l'appliquer utilement à l'agriculture, avec l'invention d'un électro-végétomètre*, Didot: Paris, 1783. En ligne sur <http://archive.org/details/dellectrici00bert> (consulté le 24 avril 2025).
- [2] L. Galvani, « De viribus electricitatis in motu musculari commentarius », dans *Volume VII des Commentarii de Bononiensi Scientiarum et Artium Instituto atque Academia*, Typographia Instituti Scientiarum: Bologna, 1791.
- [3] A. Volta, *XVII. On the electricity excited by the mere contact of conducting substances of different kinds. In a letter from Mr. Alexander Volta, F. R. S. Professor of Natural Philosophy in the University of Pavia, to the Rt. Hon. Sir Joseph Banks, Bart. K.B. P. R. S.*, 1832. En ligne sur <https://royalsocietypublishing.org/doi/epdf/10.1098/rstl.1800.0018> (consulté le 24 avril 2025).
- [4] B. Franklin, E. Cave, T. Jefferys, E. Livingston et T. P. Barton, *Experiments and observations on electricity, made at Philadelphia in America. London : Printed and sold by E. Cave, at St. John's Gate*, 1751. En ligne sur http://archive.org/details/experimentsobser00fran_0 (consulté le 24 avril 2025).
- [5] H. Morrison, M. van LierWalqui, A. M. Fridlind et al., « Confronting the challenge of modeling cloud and precipitation microphysics », *J. Adv. Model. Earth Syst.* **12** (2020), no. 8, article no. e2019MS001689.
- [6] C. Saunders, « Charge separation mechanisms in clouds », *Space Sci. Rev.* **137** (2008), no. 1–4, p. 335-353.
- [7] M. Stolzenburg, W. D. Rust et T. C. Marshall, « Electrical structure in thunderstorm convective regions : 3. Synthesis », *J. Geophys. Res. : Atmos.* **103** (1998), no. D12, p. 14097-14108.
- [8] T. C. Marshall, M. P. McCarthy et W. D. Rust, « Electric field magnitudes and lightning initiation in thunderstorms », *J. Geophys. Res. : Atmos.* **100** (1995), no. D4, p. 7097-7103.
- [9] R. H. Golde, *Lightning Protection*, Edward Arnold: London, 1973.
- [10] M. A. Uman, *The Lightning Discharge*, Academic Press: Orlando, FL, 1987.
- [11] Les Renardières Group, « Positive discharges in long air gaps at Les Renardières – 1975 results and conclusions », *Electra* **53** (1977).
- [12] Les Renardières Group, « Negative discharges in long air gaps at Les Renardières – 1978 results », *Electra* **53** (1977).
- [13] S. Larigaldie, A. Roussaud et B. Jecko, « Mechanisms of high-current pulses in lightning and long-spark stepped leaders », *J. Appl. Phys.* **72** (1992), no. 5, p. 1729-1739.
- [14] S. Larigaldie, *Etude expérimentale et modélisation de mécanismes physiques de l'étincelle glissante*, Thèse de doctorat, Université Paris-Sud 11, 1985. En ligne sur <https://theses.fr/1985PA112375> (consulté le 8 octobre 2024).
- [15] R. B. Anderson et A. J. Eriksson, « Lightning parameters for engineering application », *CIGRE Electra* **69** (1980), p. 65-102.
- [16] H. W. Kasemir, « A contribution to the electrostatic theory of a lightning discharge », *J. Geophys. Res.* (1896–1977) **65** (1960), no. 7, p. 1873-1878.
- [17] J. W. Warwick, C. O. Hayenga et J. W. Brosnahan, « Interferometric directions of lightning sources at 34 MHz », *J. Geophys. Res.* **84** (1979), p. 2457-2468.

- [18] C. O. Hayenga, « Characteristics of lightning VHF radiation near the time of return strokes », *J. Geophys. Res.* **89** (1984), p. 1403-1410.
- [19] P. Richard, A. Delannoy, G. Labaune et P. Laroche, « Results of spatial and temporal characterization of the VHF-UHF radiation of lightning », *J. Geophys. Res.* **91** (1986), no. D1, p. 1248-1260.
- [20] C. T. Rhodes, X. M. Shao, P. R. Krehbiel, R. J. Thomas et C. O. Hayenga, « Observations of lightning phenomena using radio interferometry », *J. Geophys. Res. : Atmos.* **99** (1994), no. D6, p. 13059-13082.
- [21] X. M. Shao, D. N. Holden et C. T. Rhodes, « Broad band radio interferometry for lightning observations », *Geophys. Res. Lett.* **23** (1996), no. 15, p. 1917-1920.
- [22] T. Ushio, Z.-I. Kawasaki, Y. Ohta et K. Matsuura, « Broad band interferometric measurement of rocket triggered lightning in Japan », *Geophys. Res. Lett.* **24** (1997), no. 22, p. 2769-2772.
- [23] Z. Kawasaki, R. Mardiana et T. Ushio, « Broadband and narrowband RF interferometers for lightning observations », *Geophys. Res. Lett.* **27** (2000), p. 3189-3192.
- [24] D. Cao, X. Qie, S. Duan, J. Yang et Y. Xuan, « Observations of VHF source radiated by lightning using short baseline technology », dans *2010 Asia-Pacific International Symposium on Electromagnetic Compatibility*, Institute of Electrical and Electronics Engineers (IEEE): Piscataway, NJ, 2010, p. 1162-1165.
- [25] M. G. Stock, M. Akita, P. R. Krehbiel, W. Rison, H. E. Edens, Z. Kawasaki et M. A. Stanley, « Continuous broadband digital interferometry of lightning using a generalized cross-correlation algorithm », *J. Geophys. Res. : Atmos.* **119** (2014), no. 6, p. 3134-3165.
- [26] Y. Pu et S. A. Cummer, « Needles and lightning leader dynamics imaged with 100–200 MHz broadband VHF interferometry », *Geophys. Res. Lett.* **46** (2019), no. 22, p. 13556-13563.
- [27] D. E. Proctor, « VHF radio pictures of cloud flashes », *J. Geophys. Res. : Oceans* **86** (1981), no. C5, p. 4041-4071.
- [28] L. Maier, C. Lennon, T. Britt et S. Schaefer, « LDAR system performance and analysis, paper presented at International », dans *Présenté à Conference on Cloud Physics, Dallas, Tex*, American Meteorological Society: Boston, MA, 1995.
- [29] W. Rison, R. J. Thomas, P. R. Krehbiel, T. Hamlin et J. Harlin, « A GPS-based three-dimensional lightning mapping system : initial observations in central New Mexico », *Geophys. Res. Lett.* **26** (1999), no. 23, p. 3573-3576.
- [30] R. J. Thomas, P. R. Krehbiel, W. Rison, S. J. Hunyady, W. P. Winn, T. Hamlin et J. Harlin, « Accuracy of the lightning mapping array », *J. Geophys. Res. : Atmos.* **109** (2004), no. D14, article no. D14207.
- [31] B. O. Fisher, P. W. Philip, J. A. Plumer et A. J. Wunschel Jr., « Final results of the nasa storm hazards program », dans *International Aerospace and Ground Conference on Lightning and Static Electricity, Oklahoma City, OK, USA*, 1988.
- [32] V. Mazur, « Triggered lightning strikes to aircraft and natural intracloud discharges », *J. Geophys. Res. : Atmos.* **94** (1989), no. D3, p. 3311-3325.
- [33] J.-P. Moreau, J.-C. Alliot et V. Mazur, « Aircraft lightning initiation and interception from in situ electric measurements and fast video observations », *J. Geophys. Res. : Atmos.* **97** (1992), no. D14, p. 15903-15912.
- [34] P. Laroche, « Airborne measurements of electrical atmospheric field produced by convective clouds », *Rev. Phys. Appl. (Paris)* **21** (1986), no. 12, p. 809-815.
- [35] EUROCAE, *ED-84A - Aircraft lightning environment and related test waveforms*, 2013. En ligne sur <https://www.eurocae.net/product/ed-84a-aircraft-lightning-environment-and-related-waveforms> (consulté le 28 octobre 2025).
- [36] EUROCAE, *ED-91A - Lightning Zoning*, 2019. En ligne sur <https://www.eurocae.net/product/ed-91a-lightning-zoning> (consulté le 28 octobre 2025).