



**Accident** de l'avion expérimental MX Aircraft MX2  
immatriculé **N88MX**  
survenu le 16 août 2015  
à Châteauneuf sur Cher (18)

<sup>(1)</sup>Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure locale.

<b>Heure</b>	Vers 19 h 05 <sup>(1)</sup>
<b>Exploitant</b>	Privé
<b>Nature du vol</b>	Aviation générale, voltige
<b>Personne à bord</b>	Commandant de bord
<b>Conséquences et dommages</b>	Aéronef détruit

**Rupture en vol lors d'une ressource,  
évacuation du pilote, en voltige**

**1 - DÉROULEMENT DU VOL**

Le pilote effectue un vol d'entraînement pour sa participation au championnat du monde de voltige en catégorie « *unlimited* » prévu quatre jours plus tard. À l'issue de son programme d'une durée d'une dizaine de minutes, le pilote quitte l'axe de voltige et se dirige vers la piste pour un dernier passage devant le public. Il se met en descente en accélérant vers 200 kt en vue de monter en « *chandelle* ». Lorsque le pilote débute la ressource à 8 g, il explique entendre une « *forte explosion* ». L'aile droite se rompt et le moteur se désolidarise de la cellule. Le pilote parvient à évacuer l'avion et déploie son parachute. Il atterrit dans un champ de maïs.

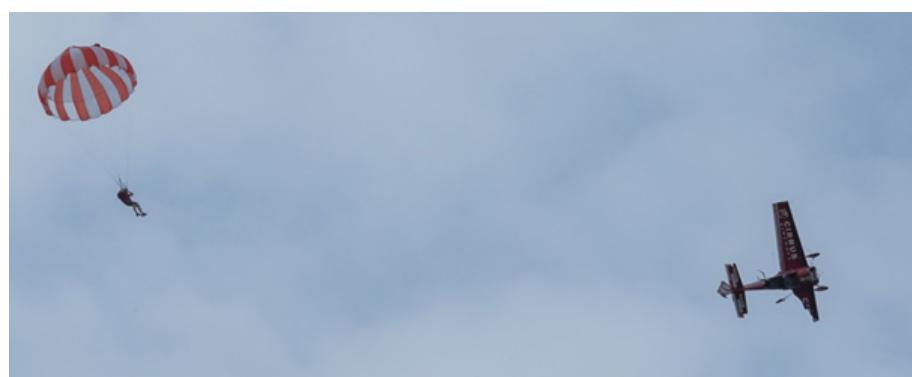


Figure 1 : photo prise par un témoin

## 2 - RENSEIGNEMENTS COMPLÉMENTAIRES

### 2.1 Renseignements sur le site et l'épave

La rupture en vol est survenue au-dessus d'un champ circulaire de 60 hectares de maïs mesurant environ 2,5 mètres de haut. Le moteur encore solidaire de son bâti est retrouvé en bordure du champ à une centaine de mètres du seuil de la piste 09. Le fuselage et les débris de l'aile sont retrouvés dans la partie centrale du champ.



Figure 2 - position de l'épave

Les principaux débris de l'avion ont été retrouvés et la voilure a pu être reconstituée. La cloison pare-feu était manquante. Elle a été retrouvée en décembre de la même année après la moisson du champ.

Les observations réalisées sur le site de l'accident ont permis de constater que :

- les commandes de roulis étaient continues du manche jusqu'à la zone de rupture de l'aile droite, et continues sur l'ensemble de l'aile gauche ;
- le moteur et son bâti se sont désolidarisés de la cellule au niveau de la cloison pare-feu ;
- il n'y a aucun résidu de la cloison pare-feu sur l'avant du fuselage ;
- le longeron principal de l'aile droite s'est rompu en vol en deux endroits ;
- le bord d'attaque de l'aile droite ne présente pas de trace d'impact en vol (oiseau, débris d'hélice ou du moteur par exemple).

L'examen visuel des débris n'a pas permis d'établir la séquence des ruptures.

## 2.2 Renseignements sur l'aéronef

<sup>(2)</sup>Moteur AEIO540-EXP dérivé du AEIO540 et optimisé par un préparateur pour la compétition.

<sup>(3)</sup>Dans le cadre du régime « *Experimental Aircraft* »

<sup>(4)</sup>Federal Aviation Administration (Agence américaine en charge de l'aviation civile).

<sup>(5)</sup>Direction Générale de l'Aviation Civile.

Le MX2 est un aéronef biplace en tandem conçu pour la voltige, réalisé entièrement en composite (majoritairement en fibres de carbone et résine époxy). Il est exploité depuis 2005 aux États-Unis en régime « *Experimental Aircraft* ». Les facteurs de charge maximum indiqués par le constructeur sont de +/-12 g. Le MX2 est équipé d'un moteur Lycoming<sup>(2)</sup> développant 310 ch à un régime de 2 700 tours par minute. Le N88MX, 11<sup>ème</sup> aéronef de la série, était équipé d'une hélice tripale composite à pas variable Whirlwind 400C.

Le N88MX disposait d'un certificat de navigabilité spécial<sup>(3)</sup> délivré par l'autorité américaine (FAA<sup>(4)</sup>). Sur cette base, la DGAC<sup>(5)</sup> a délivré le 9 juin 2015 un laissez-passer provisoire au N88MX pour les vols de convoyage et ceux réalisés dans le cadre du championnat du monde de voltige de Châteauroux.

Le pilote a acheté cet avion neuf en 2009 monté par MX Aircraft. Il en était le seul propriétaire et utilisateur. Il indique n'avoir jamais atteint d'accélération au-delà de 10 g sur cet avion.

L'avion totalisait environ 280 heures de convoyage et 140 heures de voltige.

Le pilote indique que des visites périodiques d'entretien étaient effectuées sur le N88MX toutes les 50 heures de vol et tous les six mois. Aucune maintenance particulière sur la cellule ou l'aile n'est requise hormis une inspection visuelle. Le pilote précise que ces inspections visuelles ont été régulièrement réalisées et qu'elles n'ont jamais rien révélé.

## 2.3 Renseignements sur le pilote

Le pilote, âgé de 42 ans et titulaire d'une licence de pilote de ligne, totalisait au moment de l'accident environ 7 000 heures de vol. Il pratiquait la voltige depuis environ 18 ans et participait pour la sixième fois au championnat du monde de voltige. Il totalisait environ 140 heures de voltige sur MX2.

## 2.4 Témoignages

Plusieurs témoins, dont des voltigeurs expérimentés, indiquent que lorsqu'ils ont entendu l'explosion ils ont vu le moteur et l'aile droite se désolidariser de la cellule de l'avion. Des témoins précisent que l'assiette de l'avion était légèrement positive lors de la rupture. Les témoignages recueillis n'ont pas permis d'établir l'ordre dans lequel la rupture de l'aile et la désolidarisation du bâti-moteur de la cellule ont eu lieu.

Le pilote indique qu'il n'a pas perçu de vibration ou de signe précurseur à la rupture en vol. Cette dernière a été soudaine. Il précise que l'avion n'avait jamais été accidenté ou endommagé.

## 2.5 Renseignements météorologiques

Le message d'observation météorologique (METAR) de 19 h 00 de l'aérodrome de Châteauroux, situé à environ 26 NM du site de l'accident, mentionnait une situation CAVOK et un vent du 320° pour 5 kt.

Plusieurs témoins précisent qu'il n'y avait pas de turbulence.

## 2.6 Examens techniques

### 2.6.1 Voilure

<sup>(6)</sup>Centre Technique des Industries Mécaniques.

Des examens approfondis de la voilure ont été réalisés au CETIM<sup>(6)</sup> de Nantes afin de tenter de déterminer la nature et l'origine des ruptures de l'aile.

Les résultats de ces travaux montrent que les empilements des tissus de carbone sont conformes aux spécifications du constructeur. La résine époxy est correctement polymérisée. Le taux de porosité (3 à 4 %), même si un peu élevé par endroits (jusqu'à 9 % localement), est globalement en cohérence avec le procédé de réalisation et surtout, n'affecte pas significativement la résistance mécanique en compression des semelles du longeron.

Aucun signe de fatigue n'a été mis en évidence, malgré l'observation de nombreux échantillons au MEB<sup>(7)</sup>. Les collages étaient de bonne qualité. Les ruptures observées sont caractéristiques de rupture par surcharge.

### 2.6.2 Hélice, moteur et bâti-moteur

<sup>(8)</sup>Direction Générale de l'Armement – Essais Propulseurs.

Le moteur et son bâti ont été confiés à la DGA-EP<sup>(8)</sup> dans le but d'examiner l'hélice, et en particulier de tenter de déterminer si un balourd important pouvait être à l'origine de la séparation de l'ensemble propulsif.

Les résultats des examens établissent qu'au moment de la séparation, l'hélice était en bon état, les trois pales entières, calées au même pas. En conséquence, aucune sollicitation anormale liée à un balourd de l'hélice n'a été transmise à la structure.

Sur le bâti-moteur, le logement de l'axe de fixation au fuselage supérieur droit n'est pas déformé alors que les trois autres, et plus particulièrement les deux attaches inférieures, présentent des déformations attestant qu'un effort anormalement élevé leur a été appliqué. Le bâti-moteur est déformé en torsion dans le sens horaire<sup>(9)</sup> autour de l'axe longitudinal de l'avion ainsi qu'en flexion vers le bas. Le bâti-moteur a probablement pivoté autour des deux attaches inférieures.

### 2.6.3 Fixations de la cloison pare-feu et du bâti-moteur à la cellule

Le bâti-moteur est fixé au fuselage par l'intermédiaire de quatre renforts structuraux en composite. Ils sont constitués d'une cornière renforcée par deux goussets. Les cornières sont percées pour accueillir un ensemble vissé attachant le bâti-moteur sur la cellule. La rondelle de l'ensemble vissé est en contact direct avec la cornière en composite. La cloison pare-feu ferme l'avant du fuselage. Elle est fixée à ce dernier sur tout son pourtour par collage sur un bord tombé d'environ quatre centimètres de large. Elle est également collée aux quatre renforts.

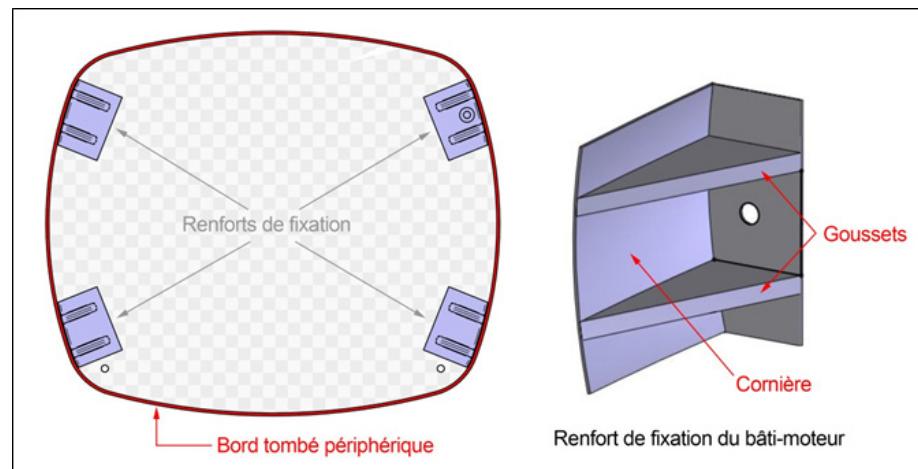


Figure 3 : cloison pare-feu vue de l'arrière avec les quatre renforts

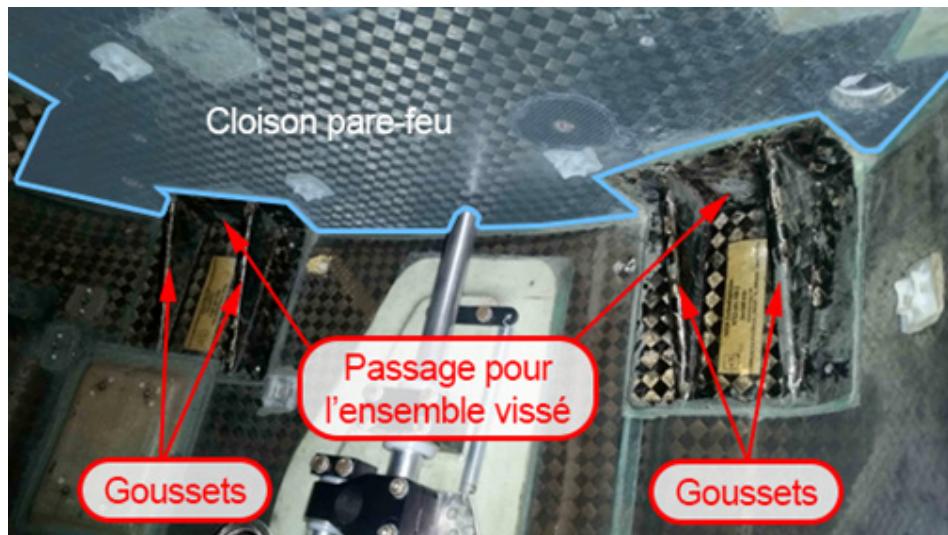


Figure 4 : vue arrière de la cloison pare-feu et des renforts de fixation inférieurs gauche et droit

La cloison pare-feu et les quatre renforts de fixation ont été transmis au CETIM afin de tenter de déterminer la nature et l'origine de leur rupture.

Les examens ont permis de mettre en évidence que :

- le renfort supérieur droit présente des défauts de collage sur la cloison pare-feu. Des examens approfondis au MEB ont permis de mettre en évidence des signes caractéristiques de rupture en fatigue au droit de la rondelle de l'assemblage vissé. En particulier des stries de fatigue ont été observées dans la résine au niveau de cette zone. De plus, des ruptures translaminaires sont observées dans la zone de liaison avant des goussets à la cornière ;
- les endommagements observés sur les trois autres renforts sont plus diffus (ruptures translaminaires et interlaminaires) et présentent des caractéristiques de rupture par surcharge. Elles sont la conséquence de la rupture initiale de l'attache supérieure droite.



Figure 5 : rupture majoritairement adhésive du renfort supérieur droit - vue de l'avant



Figure 6 : endommagement par poinçonnement de la rondelle du renfort supérieur droit - vue de l'arrière



Figure 7 : découpe de l'échantillon de la figure 6 pour examen au MEB

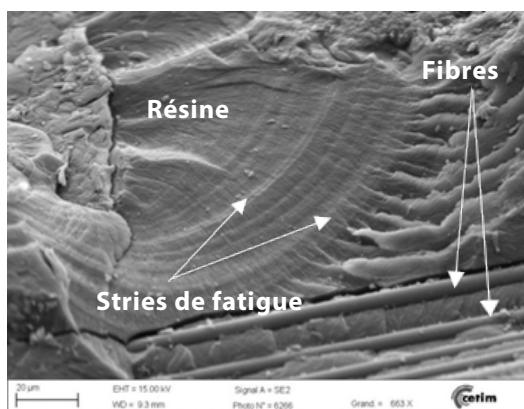


Figure 8 : stries de fatigue observées au MEB sur la partie a de la figure 7

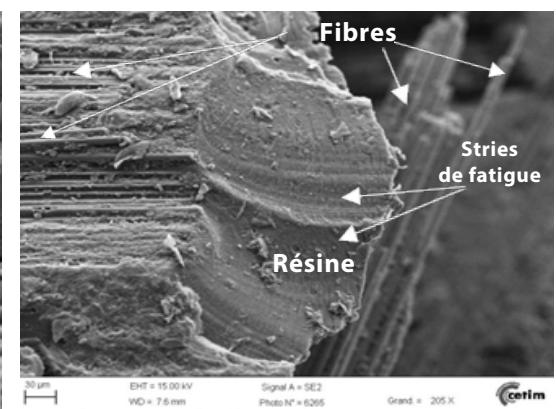


Figure 9 : stries de fatigue observées au MEB sur la partie b de la figure 7

Les ruptures observées sur le bord tombé de jonction périphérique de la cloison pare-feu au fuselage montrent que la cloison s'est désolidarisée du fuselage en se déchirant à partir du point d'attache supérieur droit.

## 2.7 Défaillance similaire

<sup>(10)</sup>Test permettant la recherche de décollements ou de cavités sur des assemblages collés.

Quelques jours après l'accident du N88MX, le constructeur a adressé un courrier à l'ensemble des propriétaires de MX les informant de l'événement. Dans ce courrier il leur est notamment demandé de réaliser une inspection visuelle (avec « *Tap Test* »<sup>(10)</sup> si besoin) de l'aile ainsi que des quatre renforts de fixation du bâti-moteur et de lui communiquer les résultats de ces inspections. Le constructeur n'a pas transmis ces résultats au BEA.

Le BEA a toutefois été informé de la défaillance d'un renfort de fixation du bâti-moteur en juin 2017 après un changement de propriétaire de la société MX Aircraft. Lors d'une inspection, cette défaillance a été constatée sur un MXS-R (version monoplace). Ce dernier présentait notamment des défauts de collage. À la suite de ce constat, MX Aircraft a rédigé un document détaillant une mesure de renforcement des attaches réalisé sur cet aéronef en décembre 2015. Cette mesure est recommandée par le constructeur sans être obligatoire. Cet incident n'a pas été reporté à la FAA. Cela n'est pas exigé pour les aéronefs de la catégorie « *experimental aircraft* ».

## 3 - ENSEIGNEMENTS ET CONCLUSION

### 3.1 Séquence de la rupture en vol

L'enquête a montré que le renfort supérieur droit de fixation du bâti-moteur au fuselage s'est rompu lors d'une ressource d'environ 8 g. Cette rupture a généré des contraintes excessives dans les trois autres renforts qui ont rompu instantanément en surcharge, entraînant le déchirement de la cloison pare-feu.

Le moteur et son bâti se sont ainsi désolidarisés de la cellule. Sous l'effet de la perte du moteur, le centrage de l'avion s'est déplacé instantanément au-delà de la limite arrière et l'avion s'est cabré brutalement, toujours soumis à l'action de la gouverne de profondeur pour effectuer la ressource. La voilure droite s'est alors brisée à mi-envergure sous l'action d'efforts anormalement élevés.

### 3.2 Cause de la rupture primaire

<sup>(11)</sup>Le composite est sollicité ici en traction transverse aux plans des tissus.

Les propriétés mécaniques transverses du composite sont significativement inférieures aux propriétés obtenues dans le sens des fibres.

La défaillance du renfort supérieur droit de fixation du bâti-moteur sur la cellule est survenue en fatigue alors que l'avion avait toujours été exploité dans le domaine de vol défini par le constructeur.

La fissure en fatigue est apparue en raison d'un défaut de collage, probablement lié à sa mise en œuvre, associé à une conception non optimale de ces renforts. Ces renforts sont en effet sollicités au niveau de l'assemblage vissé dans une direction qui n'est pas celle offrant la meilleure résistance à la traction d'un composite<sup>(11)</sup>. De plus, la rondelle de l'assemblage vissé est en contact direct avec le composite, poinçonnant celui-ci en service. Ceci génère des concentrations de contraintes locales au droit de la rondelle et favorise l'amorçage de fissures.

### 3.3 Action de sécurité entreprise

À la suite de l'accident du N88MX, le constructeur a établi par calcul qu'il était nécessaire de changer, sur les MX2, les rondelles des ensembles vissés permettant de fixer le bâti-moteur au fuselage, le niveau de contraintes associées dépassant les charges admissibles du composite. De plus pour les avions qui sont utilisés au-delà de 8 g, le constructeur a également établi qu'il était nécessaire d'installer un insert métallique entre la rondelle et la surface en composite de la face arrière de la cornière.