

Rapport

Accident survenu le **1^{er} mars 2010**
à **Bagram (Afghanistan)**
à l'**avion Airbus A300 B4**
immatriculé **TC-ACB**
exploité par **ACT Airlines**

BEA

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

Ministère de l'Ecologie, du Développement durable et de l'Energie

Les enquêtes de sécurité

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

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

Table des matières

LES ENQUÊTES DE SÉCURITÉ	2
GLOSSAIRE	5
SYNOPSIS	6
ORGANISATION DE L'ENQUETE	7
1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE	8
1.1 Déroulement du vol	8
1.2 Tués et blessés	8
1.3 Dommages à l'aéronef	8
1.4 Autres dommages	8
1.5 Renseignements sur le personnel	8
1.5.1 Commandant de bord	8
1.5.2 Copilote	8
1.6 Renseignements sur l'aéronef	9
1.6.1 Cellule	9
1.6.2 Moteurs	9
1.6.3 Masse et centrage	9
1.6.4 Description du fonctionnement du train d'atterrissage	9
1.6.5 Maintenance du train d'atterrissage et du bras d'articulation	10
1.7 Conditions météorologiques	12
1.8 Aides à la navigation	12
1.9 Télécommunications	12
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	12
1.11 Enregistreurs de bord	13
1.11.1 Enregistreur phonique (CVR)	13
1.11.2 Enregistreur de paramètres (FDR)	13
1.11.3 Exploitation des données des enregistreurs de vol	13
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact	14
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	15
1.14 Incendie	15
1.15 Questions relatives à la survie des occupants	15
1.16 Essais et recherches	15
1.16.1 Examen visuel et démontage du train	15
1.16.2 Examens réalisés en laboratoire sur les éléments prélevés	16
1.16.3 Examens complémentaires réalisés sur deux bras d'articulation non endommagés	18

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion	18
1.17.1 La compagnie aérienne	18
1.17.2 L'atelier de maintenance	18
1.18 Renseignements supplémentaires	19
1.18.1 Témoignage de l'équipage	19
1.18.2 Visite de l'atelier Turkish Technic	19
1.18.3 Autre MRO	20
1.18.4 Événement antérieur	20
2 - ANALYSE	22
2.1 Scénario de l'événement	22
2.2 Documentation de maintenance	22
2.3 Origine de la rupture du bras d'articulation	22
3 - CONCLUSION	24
3.1 Faits établis par l'enquête	24
3.2 Causes de l'accident	24
3.3 Mesures prises depuis l'accident	24
3.3.1 Par l'atelier Turkish Technic	24
3.3.2 Par Airbus	25
3.3.3 Par Messier-Bugatti-Dowty	25

Glossaire

APU	Auxilliary Power Unit (Unité de puissance auxiliaire)
ATPL	Airline Transport Pilot Licence (Licence de Pilote de ligne)
CAVOK	Ceiling And Visibility OK
CMM	Component Maintenance Manual (Manuel de maintenance des composants)
EASA	European Aviation Safety Agency (Agence Européenne de la Sécurité Aérienne)
FAA	Federal Aviation Administration (Etats-Unis)
FDR	Flight Data Recorder (Enregistreur de paramètres)
IATA	International Air Transport Association (Association Internationale des transporteurs aériens)
IOSA	IATA Operational Safety Audit (Audit de sécurité opérationnelle IATA)
JAR	Joint Aviation Requirements (Exigences aéronautiques communes)
LRU	Line Replaceable Unit (Elément remplaçable en escale)
METAR	METeorological Aerodrome Report (Message régulier d'observation météorologique pour l'aéronautique)
MPD	Maintenance Planning Document (Document de planification d'entretien)
MRO	Maintenance, Repair and Overhaul (Maintenance, réparation, entretien)
PCS	Process specifications

Synopsis

Rupture du train principal gauche lors de l'atterrissage, sortie latérale de piste

Aéronef	Avion Airbus A300 B4 immatriculé TC-ACB
Date et heure	1 ^{er} mars 2010, 7 h 40 ⁽¹⁾
Exploitant	ACT Airlines
Lieu	Aérodrome de Bagram (Afghanistan)
Nature du vol	Transport public cargo
Personnes à bord	Cinq membres d'équipage
Conséquences et dommages	Aéronef fortement endommagé

⁽¹⁾Sauf précision contraire, les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en temps universel coordonné (UTC). Il convient d'y ajouter 4 h 30 pour obtenir l'heure en Afghanistan le jour de l'événement.

En finale, lors de la sortie du train d'atterrissage, l'équipage entend un bruit anormal et ressent des vibrations. Il observe que seulement deux voyants verts d'indication de verrouillage du train sur les trois sont allumés. Le voyant non allumé correspond à l'indication de verrouillage du train principal gauche. Cinq secondes plus tard, la pression et le niveau du circuit hydraulique vert indiquent zéro. L'équipage se déclare en « *emergency* » et effectue son approche à la vitesse minimale. Pendant le freinage le train principal gauche s'affaisse vers l'arrière. L'avion sort de piste à gauche et s'immobilise sur une bande de terre 2 000 mètres après le seuil de piste. Les cinq membres d'équipage évacuent l'avion sans problème particulier.

Une fissuration en fatigue, initiée probablement à partir d'une piqûre de corrosion apparue lors de la révision du train, a conduit à la rupture du bras d'articulation du train principal gauche.

L'origine de la piqûre de corrosion n'a pu être clairement identifiée. Cependant l'enquête a mis en évidence certaines carences dans les tâches de maintenance effectuées lors de la révision générale du train.

L'utilisation de la documentation de maintenance du constructeur du train requiert rigueur, expérience et savoir-faire. Dans le cas présent, des difficultés de compréhension de cette documentation ont pu conduire à la mise en place, dans l'atelier, de cartes de travail et fiches suiveuses incomplètes et inadaptées.

ORGANISATION DE L'ENQUETE

En application du paragraphe 5.1 de l'Annexe 13 de l'OACI, les autorités afghanes ont demandé la délégation de l'enquête au BEA, qui l'a acceptée.

Des représentants accrédités turc et afghan ont été associés à l'enquête au titre de l'Etat d'occurrence (Afghanistan) et de l'Etat d'immatriculation (Turquie).

En raison de la localisation, le BEA ne s'est pas déplacé sur le site de l'accident. Des indications ont été données par le BEA aux forces américaines de Bagram et à la compagnie ACT Airlines afin que les éléments nécessaires à l'enquête soient identifiés et prélevés. Le train principal gauche a ainsi pu être examiné en France sous contrôle du BEA.

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

Le 1^{er} mars 2010, l'équipage de l'A300 B4 immatriculé TC-ACB effectue un vol cargo au départ de Bahrein à destination de Bagram (Afghanistan). Alors qu'il passe 9 500 ft en descente, il est autorisé à effectuer une approche à vue pour la piste 21.

A 15 NM en finale, l'équipage commande la sortie du train d'atterrissage et entend simultanément un bruit anormal. Il ressent également des vibrations et observe que seulement deux voyants verts d'indication de verrouillage du train sur les trois sont allumés. Le voyant non allumé correspond à l'indication de verrouillage du train principal gauche. Cinq secondes plus tard, la pression et le niveau du circuit hydraulique vert indiquent zéro. L'équipage se déclare en « *emergency* » et annonce la nature de ses problèmes au contrôle. Il demande à ce dernier s'il est possible de faire un passage à basse hauteur pour vérification du train. Deux passages sont effectués. Les contrôleurs aériens observent que le train semble normalement sorti.

L'équipage effectue son approche à la vitesse minimale autorisée. Pendant le freinage le train principal gauche s'affaisse vers l'arrière. L'avion sort de piste à gauche et s'immobilise sur une bande de terre 2 000 mètres après le seuil de piste.

Les cinq membres d'équipage évacuent l'avion sans difficulté particulière.

1.2 Tués et blessés

Sans objet.

1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion est fortement endommagé.

1.4 Autres dommages

Il n'y a aucun autre dommage.

1.5 Renseignements sur le personnel

L'équipage minimum de conduite d'un A300 B4 est composé d'un commandant de bord, d'un copilote et d'un mécanicien navigant.

Le BEA n'a pu obtenir des autorités turques d'autres renseignements que ceux mentionnés ci-dessous.

1.5.1 Commandant de bord

Homme, 50 ans, de nationalité turque

- Licence ATPL(A) émise par l'aviation civile turque en état de validité
- Expérience totale : 12 923 heures de vol, dont 8 000 heures sur type

1.5.2 Copilote

Homme, 51 ans, de nationalité turque

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Cellule

Constructeur	Airbus
Type	A 300 B4
Numéro de série	121
Immatriculation	TC-ACB
Mise en service	1981
Certificat de navigabilité	valide jusqu'au 9 septembre 2010
Utilisation à la date du 01/03/2010	25 300 cycles, 46 516 heures
Depuis dernière visite le 09/09/2009	1 177 heures, 362 cycles.

1.6.2 Moteurs

	Moteur n° 1	Moteur n° 2
Constructeur	General Electric	General Electric
Type	GE CF6 – 50C2	GE CF6 – 50C2
Numéro de série	517203	528130
Temps total de fonctionnement	55 131 heures	53 330 heures
Cycles depuis installation	21 038 cycles	17 584 cycles

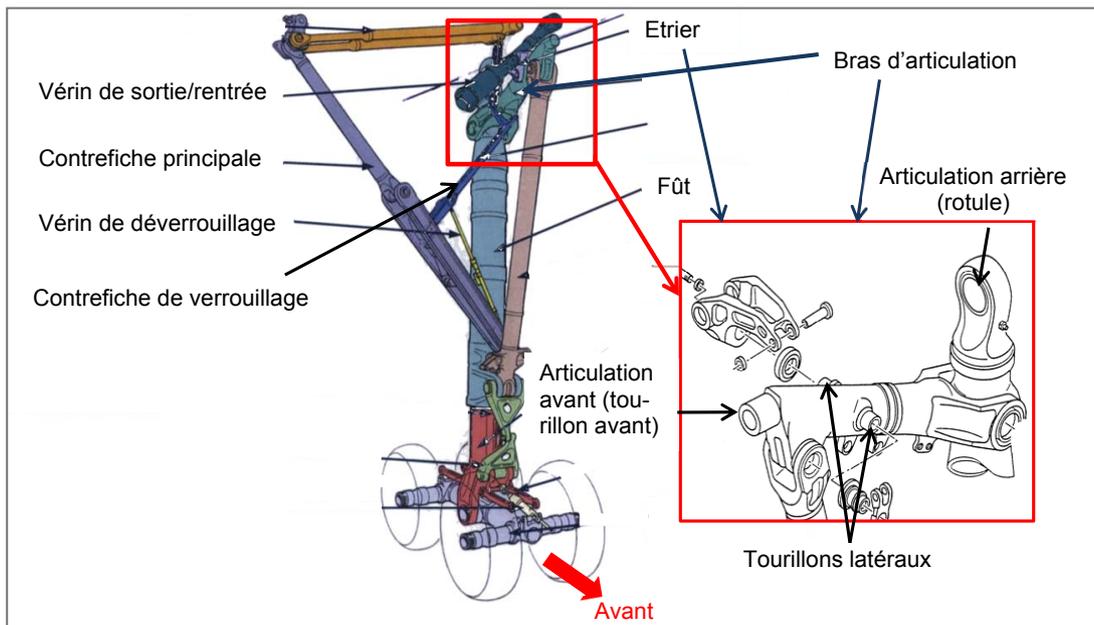
1.6.3 Masse et centrage

Lors de l'événement, la masse et le centrage de l'avion étaient dans les limites définies par le constructeur.

1.6.4 Description du fonctionnement du train d'atterrissage

Le vérin hydraulique de sortie/rentrée du train commande le pivotement de l'ensemble du train autour de ses articulations avant et arrière. L'articulation avant est le tourillon avant du bras d'articulation, l'articulation arrière est la rotule située à l'extrémité supérieure du fût (voir schéma ci-après).

Le mouvement de translation du vérin entraîne la rotation du train par l'intermédiaire d'un étrier fixé au niveau des deux tourillons latéraux du bras d'articulation. Le vérin est fixé à l'étrier du côté tourillon interne du bras d'articulation. Le tourillon interne subit des efforts de flexion importants lors des manœuvres de sortie/rentrée.



Train d'atterrissage

Lorsque le train atteint sa position basse, la pression hydraulique augmente dans le vérin de déverrouillage pour que la tige sorte et verrouille les deux bras de la contre-fiche de verrouillage et les deux bras de la contre-fiche principale.

Des capteurs de position, localisés au niveau de la contre-fiche de verrouillage, envoient en cabine le signal de verrouillage.

1.6.5 Maintenance du train d'atterrissage et du bras d'articulation

1.6.5.1 Historique de la maintenance du bras d'articulation gauche

Le bras d'articulation gauche est référencé P/N C65381-4 et S/N 408B.

Cette pièce a une durée de vie limitée à 76 600 atterrissages.

L'atelier de maintenance Turkish Technic ne disposait pas de document de traçabilité du bras d'articulation (« *back to birth* » document), nécessaire dans le cadre de remise en service d'une pièce à durée de vie limitée.

Pour les besoins de l'enquête, le nombre de cycles d'atterrissages a été calculé en utilisant la méthode fournie dans la SIL 32-118-R02 du 24 octobre 2007 d'Airbus, intitulée « *Safe life parts with unknown history* »).

Cette méthode a permis d'évaluer que le nombre maximum de cycles depuis la mise en service de la pièce en 1982 jusqu'en 2008 était de 59 294.

Le nombre de cycles depuis la remise en service du bras d'articulation en avril 2009 était de 362.

Il peut donc être établi que la pièce n'avait pas atteint la limite de 76 600 cycles.

Nombre de cycles maximal	76 600
Nombre de cycles calculés	59 294
Nombre de cycles depuis remise en service	362

Le bras d'articulation gauche a fait l'objet de trois révisions générales depuis sa mise en service.

Il n'a pas été possible de retrouver les références de la première révision.

La seconde révision a été faite par la société Sogerma (France) en mars 1999.

La dernière révision a eu lieu dans les ateliers de Turkish Technic entre le 11 avril 2008 et le 10 mars 2009. Elle a fait l'objet d'un rapport émis par Turkish Technic (ordre de travail 6 094A00260). Ce rapport contient les « EASA Form 1 » et les fiches suiveuses pour la révision du bras d'articulation.

Première révision	Pas de documentation
Deuxième révision	Mars 1999
Troisième révision	Du 11/04/2008 au 10/03/2009

1.6.5.2 Documents Airbus et Messier-Bugatti-Dowty

La révision générale du train est couverte par la tâche 32-11-12-0504-1 du Maintenance Planning Document (MPD) d'Airbus. Cette révision a lieu tous les 12 000 cycles ou tous les 8 ans (première des deux limites atteinte).

Pour réaliser l'opération, l'atelier doit se reporter au manuel de maintenance du constructeur du train, Messier-Bugatti-Dowty, relatif à l'élément remplaçable en escale (LRU : Line Replaceable Unit). Dans le cas présent, cet élément était l'ensemble fût qui est géré par le chapitre 32-14-15 du manuel de maintenance du composant (CMM). Le bras d'articulation fait partie de l'ensemble fût.

Le CMM décrit les tâches de maintenance à effectuer sur les différentes parties de l'élément remplaçable. Il fait appel aux documents du constructeur, regroupés dans le Standard Practice Manual, pour certaines tâches spécifiques, tels que les contrôles non destructifs, les traitements de surface.

Ces documents peuvent être soit des documents validés pour l'ensemble des trois sites de production Messier (les PCS : Process Specification), soit des normes élaborées par chacun des sites (référéncés par des sections de manuel).

Il appartient ensuite à l'atelier d'établir une fiche suiveuse, décrivant les tâches à effectuer dans l'ordre chronologique, et des cartes de travail pour chacune des tâches de maintenance, en prenant en compte les règles de l'art, le CMM et les documents standards du constructeur.

Les tâches concernant la révision du bras d'articulation sont décrites dans les chapitres « *Disassembly* », « *Cleaning* », « *Check* », « *Repair* » et « *Assembly* » du CMM. Il est à noter que le chapitre « *Repair* » mentionne l'application obligatoire d'une protection temporaire anti-corrosion si la pièce doit attendre entre les étapes de décadmiage et de recadmiage. Néanmoins le délai dans lequel cette protection doit être appliquée n'est pas explicitement mentionné.

Note : l'application d'une couche de cadmium permet de protéger la pièce contre la corrosion.

1.6.5.3 Exploitation des différents documents

Selon les documents de maintenance fournis par Turkish Technic, le bras d'articulation a subi des étapes de réparation, plus précisément des usinages pour supprimer les piqûres de corrosion détectées lors du contrôle visuel effectué dans le cadre de l'inspection générale. Ces réparations ne se trouvaient pas dans la zone d'initiation de la crrique ayant conduit à la rupture.

L'étude des différents documents fournis par le constructeur du train a permis de lister les tâches de maintenance à effectuer sur un bras d'articulation ayant fait l'objet d'une réparation. Les documents fournis par l'atelier ont permis d'identifier les actions de maintenance effectuées. L'ensemble de ces données est synthétisé dans un tableau figurant en annexe 1.

Il apparaît que certaines étapes obligatoires, selon le constructeur du train, ne figurent pas dans la fiche suiveuse et les cartes de travail établies par l'atelier, en particulier :

- l'inspection générale visuelle ;
- l'inspection détaillée des tourillons des bras d'articulation ;
- l'attaque nital sur les tourillons des bras d'articulation ;
- certaines étapes du processus de cadmiage.

D'autres étapes obligatoires comme le décapage sont mentionnées mais non datées. Certaines n'ont pas été effectuées dans l'ordre chronologique défini : l'usinage a notamment été réalisé avant le décadmiage.

1.7 Conditions météorologiques

Les conditions météorologiques étaient les suivantes : vent du 130 pour 6 kt, CAVOK, température 20 °C, point de rosée 16 °C, QNH 1013.

L'analyse des conditions météorologiques n'a pas mis en évidence d'élément susceptible d'avoir contribué à l'accident.

1.8 Aides à la navigation

Les moyens radioélectriques (ILS - VOR/DME, TACAN) sont utilisés pour les procédures aux instruments en piste 03. Les équipages doivent effectuer une manœuvre à vue libre pour atterrir sur la piste 21.

Passant 9 500 ft en descente, l'équipage du TC-ACB avait été autorisé à effectuer une approche à vue pour la piste 21.

1.9 Télécommunications

L'enregistrement des communications radiotéléphoniques entre l'équipage et la Tour de contrôle n'a pu être obtenu.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

La base aérienne de Bagram était placée, au moment de l'accident, sous commandement des forces américaines.

La piste 03/21 a une longueur de 3 003 m et une largeur de 55 m. Elle est située à 1 492 m d'altitude.

1.11 Enregistreurs de bord

Conformément à la réglementation, l'avion était équipé d'un enregistreur phonique (CVR) et d'un enregistreur de paramètres (FDR).

1.11.1 Enregistreur phonique (CVR)

Le CVR était un enregistreur protégé à bande magnétique d'une capacité d'enregistrement d'au moins 30 minutes.

- Constructeur : HONEYWELL
- Numéro de type : 93-A100-30
- Numéro de série : 15009

L'enregistreur a été ouvert afin d'extraire la bande magnétique. L'inspection visuelle a montré que la bande magnétique était rompue au niveau de l'épissure. De la poussière, en quantité inhabituelle, était présente à l'intérieur du boîtier protégé.

La bande magnétique a été lue au BEA. Les différentes pistes de la bande présentaient une vitesse d'enregistrement instable, un niveau de signal faible. Les informations récupérées sont inintelligibles. Aucun son caractéristique, ni aucune conversation n'ont pu être entendus.

Le CVR présentait très certainement un défaut interne antérieur à l'accident.

1.11.2 Enregistreur de paramètres (FDR)

Le FDR était un enregistreur protégé à bande magnétique d'une capacité d'enregistrement d'au moins 25 heures.

- Constructeur : HONEYWELL
- Numéro de type : 981-6009-011
- Numéro de série : 2140

La bande magnétique a été extraite de l'enregistreur et lue au BEA. Le vol de l'événement a pu être identifié.

1.11.3 Exploitation des données des enregistreurs de vol

Déroulement du vol

- Approche

L'avion effectue deux passages à basse hauteur avant de s'aligner et d'atterrir.

A 7 h 24 min 30, l'avion est stable à une altitude pression d'environ 11 000 ft et la vitesse conventionnelle est d'environ 200 kt. L'avion est en configuration 1, bords sortis.

Le pilote automatique 1 est engagé en mode COMMAND (CMD).

A 7 h 24 min 46, le pilote automatique est désengagé.

A 7 h 25 min 14, les volets sont en configuration 2.

Selon la procédure Airbus, la sortie du train est alors commandée. Toutefois il n'a pas été possible de dater précisément cette action en raison de l'instabilité de certains paramètres enregistrés dans le FDR.

A 7 h 26 min 11, l'alarme hydraulique est activée. L'altitude pression est d'environ 7 800 ft et la vitesse est de 200 kt.

A 7 h 28 min 18, l'avion effectue un premier passage basse hauteur dans l'axe de piste.

A 7 h 31 min 11, l'avion effectue un second passage basse hauteur à contre QFU.

A 7 h 33 min 45, l'avion se présente en finale, en configuration FULL, à une vitesse conventionnelle d'environ 160 kt.

Atterrissage

A 7 h 34 min 05, les trains principaux sont compressés. Cinq secondes plus tard, le train avant est compressé. La vitesse conventionnelle est alors de 140 kt.

A 7 h 34 min 09, les spoilers sont déployés.

A 7 h 34 min 16, les inverseurs de poussée sont déployés.

A l'atterrissage, le facteur de charge normal a atteint un maximum de 1,53 g et le facteur de charge latéral un maximum de 0,11 g. Lors du roulement à l'atterrissage, le facteur de charge longitudinal a atteint un maximum de 0,19 g.

Entre 7 h 34 min 23 et 7 h 34 min 27, le train gauche s'efface.

L'enregistrement s'arrête à 7 h 34 min 29.

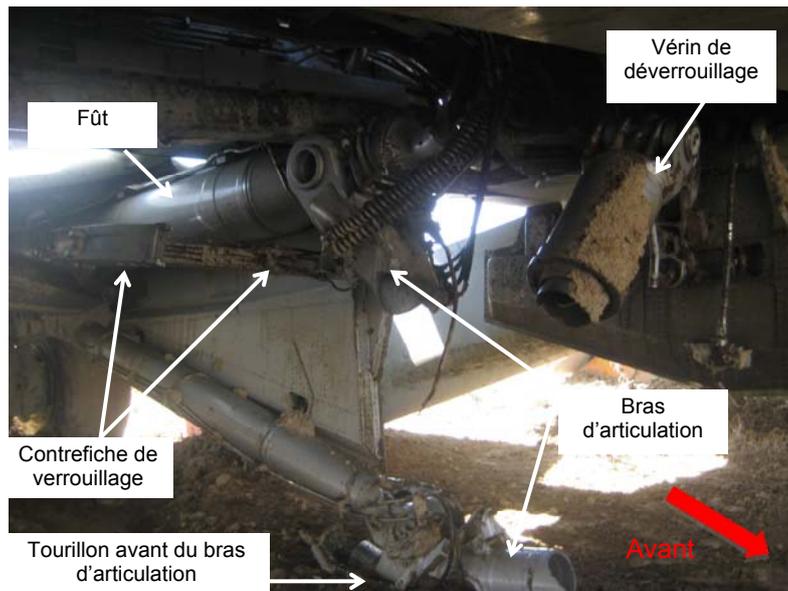
Les dernières valeurs enregistrées sont :

- cap magnétique : 27° ;
- vitesse conventionnelle : 82 kts ;
- configurations bec/volets : FULL ;
- inverseurs de poussée déployés.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

En raison de la situation géopolitique en Afghanistan, le BEA et les conseillers techniques (Airbus et Messier-Bugatti-Dowty) n'ont pas pu se rendre sur le site de l'accident. Le BEA est néanmoins rapidement entré en contact avec les autorités militaires américaines assurant la gestion de la base aérienne de Bagram afin que les éléments utiles à l'enquête soient préservés. Des instructions ont également été données par le BEA à une équipe de techniciens de l'exploitant ACT Airlines, dépêchée sur place, afin d'identifier les dommages et de prélever les pièces nécessaires à l'enquête. Les photos fournies par le personnel de l'exploitant montrent plusieurs éléments du train principal gauche rompus ou endommagés : le bras d'articulation, le vérin de déverrouillage, la contre-fiche de verrouillage, la rotule de fixation du fût à la structure de l'avion.

L'ensemble du train principal gauche a été démonté par le personnel de la compagnie et envoyé en France pour examen détaillé ainsi que des débris retrouvés sur la piste identifiés comme appartenant au train. Néanmoins une partie du bras d'articulation rompu, pourtant présente sur la piste selon les photos reçues, n'a pas été récupérée.



Vue du train principal gauche replié vers l'arrière

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Sans objet.

1.14 Incendie

Sans objet.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Sans objet.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Examen visuel et démontage du train

Le train principal gauche a été déposé chez Messier-Bugatti-Dowty à Molsheim (France) sur demande du BEA.



Train principal gauche à la réception chez Messier-Bugatti-Dowty

Dans un premier temps, il a été procédé au démontage des éléments principaux du train (bras d'articulation, contre-fiche principale, contre-fiche de verrouillage, vérin de déverrouillage) et à la découpe de la partie supérieure du fût pour préserver la rotule.

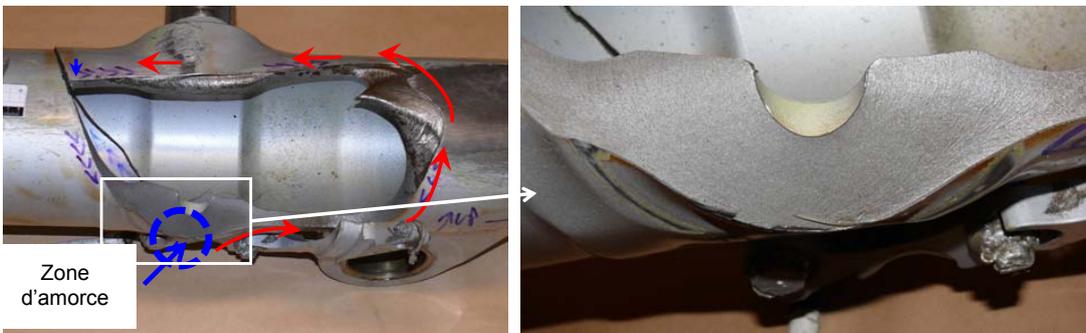
Dans un deuxième temps, il a été procédé à un premier examen visuel des dommages afin de répertorier les éléments nécessitant des examens détaillés comme :

- ❑ le bras d'articulation rompu, dont une partie est manquante ;
- ❑ la rotule assurant la fixation du fût à la structure rompue ;
- ❑ la contre-fiche de verrouillage endommagée au niveau de l'articulation entre les bras supérieur et inférieur, où sont situés les capteurs d'indication du verrouillage du train ;
- ❑ le vérin de déverrouillage fortement endommagé dont le corps du cylindre est éclaté.

1.16.2 Examens réalisés en laboratoire sur les éléments prélevés

Les examens complémentaires réalisés en laboratoire ont montré que le bras d'articulation s'est rompu après l'apparition d'une fissuration en fatigue dont l'amorce est située dans le congé de raccordement du tourillon latéral interne. La zone d'amorce est matée, ce qui rend impossible l'identification de l'origine précise de la fissuration et l'estimation du temps de propagation. Les indices de fatigue sont néanmoins visibles en fin de propagation et permettent d'estimer la profondeur de la fissure à 1,9 mm.

La rupture finale du bras d'articulation, de type hélicoïdale, indique une rupture probable lors de la rentrée du train, phase de sollicitation maximale en torsion du bras d'articulation.



Localisation de la zone d'amorce (flèche bleue) et rupture finale hélicoïdale (flèches rouges)



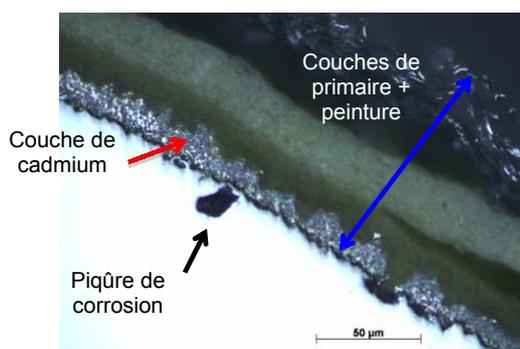
Vue macroscopique de la zone d'amorce

Les propriétés du matériau du bras d'articulation (composition chimique, dureté, microstructure) étaient conformes aux spécifications du constructeur.

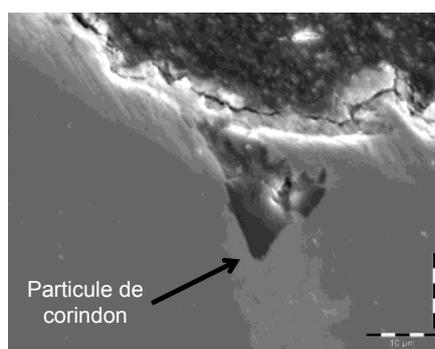
Les coupes micrographiques réalisées dans les congés de raccordement des tourillons latéraux interne et externe du bras d'articulation et dans la rotule du fût mettent en évidence :

- ❑ la présence de piqûres de corrosion sous les couches de cadmium et de peinture, d'une profondeur maximale de 22 μm ;
- ❑ un dépôt de cadmium irrégulier en épaisseur (épaisseur maximale observée de 10 μm), voire manquant, ce qui ne correspond pas aux spécifications du constructeur (l'épaisseur doit être comprise entre 10 et 15 μm) ;
- ❑ la présence de particules de corindon incrustées dans les piqûres de corrosion et en surface du bras. Ces particules proviennent de la phase de sablage du processus de cadmiage (voir tableau figurant en annexe).

Ces anomalies sont observées sur plusieurs pièces du train, en particulier la présence de petites piqûres de corrosion réparties uniformément sur toutes les surfaces externes. Ceci témoigne de pièces non protégées après l'opération de décadmiage.

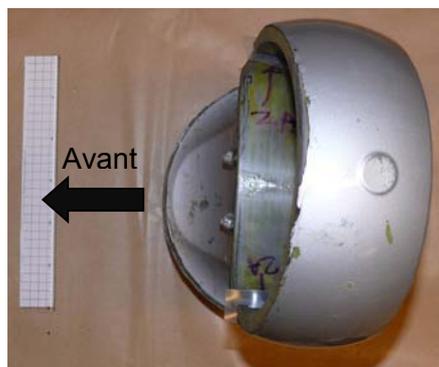


Coupe micrographique du tourillon interne du bras d'articulation



Particule de corindon incrustée en surface du tourillon interne du bras d'articulation

La rotule assurant la fixation du fût à la structure de l'avion est rompue par surcharge. Les déformations sont cohérentes avec l'effacement du train vers l'arrière.



Rotule reconstituée, déformations vers l'arrière

Les examens complémentaires réalisés sur le vérin de déverrouillage montrent qu'il a subi une extension excessive par application d'un effort anormalement élevé. La rupture du corps de vérin est brutale et consécutive à une surpression hydraulique interne.

Les endommagements observés sur la contre-fiche de verrouillage sont localisés au niveau de l'articulation entre les bras supérieur et inférieur (marquage des têtes de vis sur le corps de la contre-fiche, rupture de l'embase de fixation du capteur d'indication de verrouillage correct). Ils sont cohérents avec un dépassement de la position normale de verrouillage.

L'ensemble des examens montre que la rupture du bras d'articulation est à l'origine de l'effacement du train principal gauche lors de l'atterrissage. Les dommages observés sur les autres éléments (rotule, vérin de déverrouillage, contre-fiches principale et de verrouillage) sont consécutifs et s'expliquent par :

- ❑ la sortie non amortie du train du fait de la rupture du bras d'articulation, pour les contre-fiches principale et de déverrouillage ;
- ❑ le basculement vers l'arrière du fût lors de l'atterrissage, pour la rotule.

1.16.3 Examens complémentaires réalisés sur deux bras d'articulation non endommagés

Ces examens ont été réalisés sur un autre bras d'articulation révisé par Turkish Technic et un bras révisé par un MRO différent (MRO x).

La présence de grains résiduels de corindon est observée sur les deux bras. La quantité est plus importante sur le bras révisé par le MRO x.

La couche de cadmium appliquée par le MRO x est homogène et d'épaisseur régulière contrairement à celle observée sur le bras révisé par TurkishTechnic.

Ces observations semblent montrer que la présence de grains de corindons résiduels n'est pas pénalisante pour l'application d'une couche de cadmium homogène et d'épaisseur concordante avec le CMM.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

1.17.1 La compagnie aérienne

La compagnie ACT Airlines, basée à Istanbul, exploite uniquement des vols cargo. La flotte se composait à l'époque de l'accident de sept Airbus A300- B4 et d'un Boeing B747- 400.

Elle a été certifiée ISO 9001 en mai 2006 et a reçu la certification IOSA de IATA en septembre 2008.

1.17.2 L'atelier de maintenance

Turkish Technic est un atelier MRO, basé à Istanbul. Il assure la maintenance des moteurs, des APU, des trains d'atterrissage et des éléments de cellule.

Au moment de l'événement, l'atelier était certifié EASA 145, JAR 145, et FAA.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Témoignage de l'équipage

L'équipage indique que passant 9 500 ft en descente à 16 NM environ de la piste, il procède à sa demande pour une approche à vue. Lors de la sortie du train, à la vitesse indiquée de 200 kt, il entend un bruit sourd et violent. L'avion est sévèrement secoué. Cinq secondes plus tard, la pression hydraulique du circuit vert indique zéro. Il déclare « *Emergency* » sur la fréquence et précise la nature du problème au contrôleur aérien. Il demande ensuite à faire un passage à basse hauteur afin que les contrôleurs aériens puissent vérifier visuellement si les trains sont sortis. Deux passages sont nécessaires. Le contrôleur leur indique que les trains semblent normalement sortis. L'atterrissage, doux, est effectué à la vitesse minimale autorisée.

L'équipage précise qu'après le touché des roues, l'avion bascule sur le côté gauche. Il arrête immédiatement les moteurs et tente de garder l'avion le plus longtemps possible sur la piste. L'avion sort de piste latéralement environ 2 000 mètres après le seuil.

1.18.2 Visite de l'atelier Turkish Technic

Le BEA a effectué une visite des ateliers de maintenance Turkish Technic mi-septembre 2011 avec ses conseillers, Airbus et Messier-Bugatti-Dowty. Il est à noter que Airbus et Messier avaient effectué, en mars 2011, une visite de cet atelier au titre de leur relation client-fournisseur.

Différents documents ont été présentés au BEA, dont un tableau définissant la révision du bras en vingt étapes. Ce document a été établi à la suite de la visite d'Airbus et Messier en mars 2011. Il n'existait pas au moment de la révision du bras d'articulation de l'accident.

La visite s'est ensuite déroulée dans l'ordre des tâches réalisées sur le bras d'articulation du TC-ACB.

Il a été constaté que l'atelier n'utilisait pas de supports appropriés après démontage de l'ensemble du fût. Les différentes pièces étaient posées sur des chariots ou étagères, ce qui est contraire au CMM.

L'atelier ne possédait pas de loupe de grossissement « x 9 » lors de la révision générale du train, examen requis selon le CMM.

D'après le CMM, les opérations d'usinage, lorsqu'elles sont nécessaires, doivent être réalisées après le décadmiage. Le rapport de maintenance fourni par Turkish Technic, montre que les opérations d'usinage ont été réalisées entre le 17 et le 20 mai 2008, soit avant le décadmiage du 26 mai 2008.

Le contrôle par magnétoscopie n'était pas effectué conformément au CMM. Une carte de travail a depuis été établie en mars 2011 avec l'aide de Messier.

Certaines étapes de la procédure de cadmiage sont régies par des PCS. Celles-ci demandent, par exemple, un suivi de la taille des grains de la charge de sablage ou un suivi du vieillissement des bains de traitement chimique. Ce suivi n'était pas réalisé conformément aux PCS au moment de la révision générale du train. De nouvelles procédures ont depuis été mises en place.

Certaines étapes de relaxation des contraintes n'étaient pas réalisées.

Le tableau définissant la révision du bras en vingt étapes, établi à la suite de la visite d'Airbus et Messier en mars 2011, prend en compte les PCS, les différentes étapes de relaxation des contraintes aux moments adéquats. Une loupe « × 9 » était présente lors de la visite du BEA.

1.18.3 Autre MRO

Il ressort d'une visite dans un autre MRO que la lecture des documents Messier-Bugatti-Dowty est moins intuitive que celle des documents d'autres constructeurs. Les différentes étapes d'une révision générale et de la carte de travail associée demandent rigueur, expérience et savoir-faire. Le MRO visité avait acquis le niveau de qualité requis en réalisant des tâches de maintenance sur des produits d'autres constructeurs.

Ce MRO n'utilise pas de protection temporaire comme par exemple la pulvérisation de type Rocket WD40 entre les différentes étapes de la révision générale, ce qui demanderait un dégraissage avant chaque nouvelle étape. Le MRO entoure chaque pièce d'une feuille huilée entre les différentes étapes pour protéger la pièce contre la corrosion.

Afin d'obtenir un cadmiage régulier, le MRO a développé des électrodes spécifiques pour chaque pièce du train. Ceci est un choix qui n'est pas proposé dans le CMM.

Ce MRO mentionne une durée maximale de 9 à 10 semaines pour la révision générale d'un train.

Note : tout MRO peut demander à Messier-Bugatti-Dowty une clarification sur la compréhension des CMM. Il n'y a pas eu de demande de la part de l'atelier Turkish Technic.

1.18.4 Événement antérieur

Une rupture du bras d'articulation d'un train principal sur Airbus A300 B4 s'était déjà produite en 2001 aux Emirats Arabes Unis.

Le bras d'articulation s'était rompu après une fissuration en fatigue amorcée sur des piqûres de corrosion localisées dans le congé de raccordement du tourillon latéral interne. Il avait été montré que les piqûres de corrosion étaient présentes au moment de la dernière révision générale. Les éléments de cet examen à retenir sont :

- une propagation en fatigue sur une profondeur de 1,5 mm ;
- la zone d'amorce est une piqûre de corrosion de profondeur 150 µm ;
- de nombreuses piqûres de corrosion ont été observées à la surface du tourillon autour de la zone d'amorce, toutes recouvertes de cadmium.

Les conclusions de l'enquête étaient les suivantes :

- cause : le train principal droit s'est effacé à la suite de la rupture du bras d'articulation ayant pour origine deux fissures de fatigue, chacune amorcée sur une piqûre de corrosion ;
- facteur contributif : les piqûres de corrosion sont apparues durant la révision générale du train.

Cet événement avait donné lieu à la publication d'un OIT (Ref . 999.0187/01) rappelant les résultats de l'investigation et demandant une modification du CMM pour souligner l'importance de re-protéger temporairement les pièces si la révision impliquait un stockage de la pièce après décadmiage .

2 - ANALYSE

2.1 Scénario de l'événement

Le bras d'articulation du train principal gauche a été révisé entre avril 2008 et mars 2009 dans un atelier de Turkish Technic. D'après les documents libérateurs des travaux de révision (EASA Form1), cette opération a été réalisée en se référant au manuel de maintenance de l'équipementier. Il apparaît cependant que certaines tâches n'ont pas été effectuées selon les modalités prescrites.

Le jour de l'accident, la rupture du bras d'articulation s'est probablement produite après le décollage au moment de la manœuvre de rentrée, lorsque la sollicitation en torsion est maximale. Cette rupture a conduit à la désolidarisation de l'étrier et du bras d'articulation.

Lors de la manœuvre de sortie, le vérin de rentrée/sortie n'a pas été en mesure d'amortir le mouvement de descente. Le train est tombé par gravité, entraînant une surpression dans le vérin de déverrouillage et un arc-boutement de la contre-fiche de verrouillage.

La surpression a provoqué l'éclatement du corps de ce vérin ainsi qu'une fuite conduisant à la perte de pression dans le circuit hydraulique vert.

Ce dépassement de position a entraîné la rupture d'une embase de fixation d'un capteur d'indication de verrouillage correct. Ceci explique la différence d'indication à bord entre les systèmes gauche et droit. Lors de l'atterrissage, effectué le plus prudemment possible par l'équipage, le train a pu rester en position jusqu'au début de freinage. Par la suite, les forces en présence ont conduit à son affaissement.

2.2 Documentation de maintenance

Le document principal (CMM) décrivant les tâches de maintenance à effectuer sur le bras d'articulation fait référence à des documents extérieurs regroupés dans le Standard Practice Manual du constructeur.

Ces documents standards peuvent être soit des documents validés pour l'ensemble des trois sites de production Messier (les PCS : Process Specification), soit des normes élaborées par chacun des sites (référéncés par des sections de manuel).

Cette architecture à « tiroirs » plutôt que « chronologique » requiert donc une expertise poussée lorsqu'il s'agit de transposer la documentation de base en cartes de travail et fiches suiveuses.

Ceci a pu conduire à une mauvaise compréhension, à une assimilation partielle des exigences, voire à des oublis lors de l'établissement des cartes de travail au niveau de l'atelier.

2.3 Origine de la rupture du bras d'articulation

Les particules de corindon observées à la surface des pièces du train témoignent d'une opération de rinçage insuffisante lors de la préparation avant cadmiage. Ce défaut a été observé sur une pièce identique, dont la maintenance avait été faite dans un autre atelier (MRO) et pour laquelle le dépôt de cadmium était conforme aux spécifications du constructeur (Messier). La présence de grains de corindon n'empêche donc pas le dépôt d'une couche de cadmium conforme aux spécifications. Ceci exclut a priori la contribution des grains de corindon dans le scénario de rupture.

La mauvaise qualité du dépôt de cadmium peut s'expliquer par certains faits observés lors de la visite de l'atelier Turkish Technic : évolution de la taille des grains de la charge de sablage non suivie, suivi du vieillissement du bain de cadmiage non réalisé selon la PCS, cadmiage réalisé avec une électrode manuelle (autorisé, mais l'obtention d'une épaisseur régulière est dans ce cas difficile).

Selon les documents fournis par l'atelier, cinq jours se sont écoulés entre les étapes de dé-cadmiage et de cadmiage. Ce laps de temps peut permettre le développement de piqûres de corrosion en l'absence de protection de surface temporaire. Le phénomène est d'ailleurs à l'origine d'un événement identique survenu en 2001.

De plus, un développement des piqûres de corrosion à cette étape de la révision générale est cohérent avec la présence de grains de corindon dans certaines piqûres, qui tend à montrer que les piqûres se sont installées avant la phase de sablage prévue dans le processus de cadmiage.

L'examen visuel à la loupe « x 9 » destiné à rechercher des traces de corrosion, de piqûres ou de fissures n'a pas été effectué, l'atelier n'étant pas équipé d'une telle loupe au moment de la révision générale. Des piqûres et traces de corrosion préexistantes ont ainsi pu ne pas être détectées.

Le MRO n'utilise pas de support adapté aux différentes pièces du train. Un endommagement de la surface de la pièce au cours de la manutention entre les différentes étapes de la révision ne peut être exclu.

Compte tenu de ces constatations, la fissuration en fatigue s'est très probablement amorcée sur une piqûre de corrosion, apparue et/ou non détectée pendant la dernière révision générale. Un endommagement de la surface du bras d'articulation pendant cette révision ne peut toutefois pas être exclue.

3 - CONCLUSION

3.1 Faits établis par l'enquête

- ❑ L'équipage détenait les licences et qualifications nécessaires pour effectuer le vol.
- ❑ L'avion avait un certificat de navigabilité en état de validité.
- ❑ La composition de l'équipage était conforme aux procédures de l'exploitant.
- ❑ L'avion avait décollé de Bahrein pour un vol cargo à destination de Bagram, avec cinq membres d'équipage à bord.
- ❑ Lors du roulement à l'atterrissage à Bagram, le train principal gauche s'est effacé. L'avion est sorti latéralement de piste à environ 2 000 mètres après le seuil de piste.
- ❑ Les cinq occupants de l'avion ont évacué l'avion sans conséquence.
- ❑ Le bras d'articulation s'est rompu à la suite d'une fissuration en fatigue.
- ❑ L'affaissement du train principal gauche est consécutif à la rupture du bras d'articulation.
- ❑ Les examens ont mis en évidence la présence de piqûres de corrosion et d'une couche de cadmium non conforme aux spécifications du constructeur à la surface de la pièce rompue.
- ❑ L'examen du dossier de maintenance et une visite à l'atelier ont montré que, lors de la dernière révision générale du train, certaines tâches de maintenance n'avaient pas été effectuées conformément aux spécifications de l'équipementier.
- ❑ L'organisation de la documentation de maintenance du constructeur du train nécessite pour son utilisation, rigueur, expérience et savoir-faire dont la carence a pu engendrer une difficulté de compréhension qui a donné lieu à la mise en place de cartes de travail et fiches suiveuses incomplètes et inadaptées au niveau de l'atelier.

3.2 Causes de l'accident

Une fissuration en fatigue a conduit à la rupture du bras d'articulation du train principal gauche. Cette fissuration s'est très probablement amorcée sur une piqûre de corrosion, apparue et/ou non détectée pendant la dernière révision générale.

L'origine de cette piqûre de corrosion n'a pu être clairement identifiée. Cependant l'enquête a mis en évidence certaines carences dans les tâches de maintenance effectuées lors de la révision générale du train.

La mise en place de cartes de travail et de fiches suiveuses incomplètes et inadaptées au niveau de l'atelier ont ainsi pu contribuer à l'accident.

3.3 Mesures prises depuis l'accident

3.3.1 Par l'atelier Turkish Technic

En mars 2011, l'atelier Turkish Technic a effectué, avec l'assistance de Messier-Bugatti-Dowty, une vérification et une mise en conformité des procédures et des méthodes de travail avec le CMM.

3.3.2 Par Airbus

Dès les premiers résultats de l'enquête connus, Airbus a publié l'OIT 999-0114 rappelant aux utilisateurs la nécessité d'appliquer une protection anti-corrosion sur les pièces devant subir une attente avant le processus de cadmiage.

3.3.3 Par Messier-Bugatti-Dowty

En juin 2011 Messier-Bugatti-Dowty a publié une révision du CMM 32-14-15 demandant aux ateliers d'appliquer la protection anti-corrosion immédiatement après l'opération de décadmiage (le caractère immédiat de cette opération n'était pas précisé auparavant).

ANNEXE

Actions de maintenance effectuées par l'atelier Turkish Technic

Chronologie des étapes à réaliser selon le CMM Messier-Bugatti-Dowty	Etapas réalisées par l'atelier d'après la fiche de suivi et les témoignages recueillis
Démontage de l'ensemble fût Décrit le démontage étape par étape dans un ordre bien précis en faisant référence à des SB. Il est fait mention de l'utilisation de supports appropriés, de l'utilisation d'outils adéquats pour éviter d'endommager les surfaces protégées	Pas de référence à cette étape, pas de date
Nettoyage Décrit les trois étapes, les outils et produits utilisés	Fait, pas de date
Décapage Procédé chimique ou par sablage aux billes plastiques (référence à la PCS 2700)	Fait par sablage, pas de date
Inspection générale Inspection visuelle pour la recherche de corrosion (situation, profondeur, étendue), de coups, de zones matées et/ou décapées (en particulier zones chromées), de fissures.	Pas de référence à cette étape, pas de date
Dé-cadmiage *	Fait le 26/05/2008
Relaxation des contraintes : 4h à 190°C *	Pas de référence à cette étape
Inspection détaillée des tourillons du bras d'articulation : obligatoire même si le bras semble en bonne condition après l'inspection visuelle (selon la Fig 501, p.503 du CMM). a) inspection par attaque chimique au Nital (section 43 Manuel 32-09-01)	Pas de référence à cette étape
Inspection détaillée des tourillons du bras d'articulation. b) inspection visuelle à la loupe ×9 pour recherche de corrosion, piqûres ou fissures	Pas de référence à cette étape
Réparation a) étape de relaxation des contraintes : 4h à 190°. *	Pas de référence à cette étape
Réparation b) usinage *	Fait entre le 17 et le 20/05/2008
Réparation a) étape de relaxation des contraintes : 4h à 190°. *	Fait le 22/05/2008
Réparation c) grenailage de précontrainte. Une éprouvette/coupon test doit être archivée (référence à la PCS 2300) *	Fait le 29/05/2008
Inspection détaillée des tourillons du bras d'articulation. c) valider l'inspection à la loupe ×9 et/ou la réparation par un contrôle magnétoscopique (section 38 Manuel 32-09-01). Ce contrôle doit se faire sur pièce dé-cadmiée *	Contrôle magnétoscopique fait le 29/05/2008

Chronologie des étapes à réaliser selon le CMM Messier-Bugatti-Dowty	Étapes réalisées par l'atelier d'après la fiche de suivi et les témoignages recueillis
Contrôle dimensionnel S'il y a réparation, effectuer ce contrôle après l'étape de réparation *	Pas de référence à cette étape
Processus de cadmiage (PCS 2100)	
Les étapes principales sont :	
a) relaxation des contraintes (4h à 190°)	Pas de référence à cette étape
b) dégraissage	Pas de référence à cette étape
c) sablage au corindon (PCS 2610). La charge doit faire l'objet d'un suivi (pollution, taille des grains) et un coupon test est archivé. A partir de cette étape la pièce doit être manipulée avec des gants pour éviter toute contamination.	Pas de référence à cette étape
d) Rinçage en deux ou trois étapes : air comprimé propre, passage sous un jet d'eau propre avec utilisation d'une brosse si nécessaire. Si le nettoyage est correct la pièce reste couverte par un film d'eau (water break inspection). La pièce doit rester humide jusqu'au bain de cadmiage.	Pas de référence à cette étape
f) cadmiage. Epaisseur entre 10 et 15 µm. Le début du cadmiage doit avoir lieu dans les 3h qui suivent le sablage.	Fait le 31/05/2008
g) rinçage, inspection et cadmiage local des zones masquées	Pas de référence à cette étape
h) dégazage pendant 23h minimum à 190°, dans les 3h qui suivent le traitement de cadmiage	Fait le 01/06/2008
i) passivation. Plonger la pièce dans le bain le temps suffisant pour obtenir une coloration bronze – dorée de la surface	Pas de référence à cette étape
j) rinçage à l'eau froide, puis à l'eau chaude, puis séchage	Pas de référence à cette étape
k) inspection. Mesure de l'épaisseur et régularité de l'épaisseur (conductimètre). Test d'adhérence.	Pas de référence à cette étape
Peinture Gamme en trois couches : 2 couches de primaire et 1 couche de peinture.	Fait le 02/06/2008
Assemblage de l'ensemble fût	Pas de référence à cette étape, pas de date

* : étapes après lesquelles une protection temporaire type Rocket WD 40 doit être appliquée si la pièce doit attendre avant de subir l'étape suivante.

BEA

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

200 rue de Paris
Zone Sud - Bâtiment 153
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