



HAL
open science

L'élaboration de la maintenance aéronautique à travers la méthodologie MSG-3

Guillaume Lugan

► **To cite this version:**

Guillaume Lugan. L'élaboration de la maintenance aéronautique à travers la méthodologie MSG-3. Autre. 2011. dumas-01222054

HAL Id: dumas-01222054

<https://dumas.ccsd.cnrs.fr/dumas-01222054>

Submitted on 29 Oct 2015

HAL is a multi-disciplinary open access archive for the deposit and dissemination of scientific research documents, whether they are published or not. The documents may come from teaching and research institutions in France or abroad, or from public or private research centers.

L'archive ouverte pluridisciplinaire **HAL**, est destinée au dépôt et à la diffusion de documents scientifiques de niveau recherche, publiés ou non, émanant des établissements d'enseignement et de recherche français ou étrangers, des laboratoires publics ou privés.

CONSERVATOIRE NATIONAL DES ARTS ET METIERS

CENTRE REGIONAL ASSOCIE DE MIDI-PYRENEES

MEMOIRE

Présenté en vue d'obtenir

le DIPLOME d'INGENIEUR CNAM

SPECIALITE : Mécanique

OPTION : mécanique des structures et des systèmes

par

LUGAN Guillaume

L'élaboration de la maintenance aéronautique à travers la méthodologie MSG-3

Soutenu le (26/10/2011)

JURY

PRESIDENT : R. OHAYON - CNAM PARIS

MEMBRES : R. BOUDET. CNAM TOULOUSE

L.THEY (responsable d'équipe pôle service technique)

T. WEBER (ingénieur MSG-3)

A. HAMEL (ingénieur MSG-3)

REMERCIEMENTS

Trois ans de ma vie viennent de passer et je me revois encore à mes début aux cours du Conservatoire National des Arts et Métiers. Ce mémoire est l'épilogue de ces trois années de dur labeur.

Je commencerai ces remerciements par un grand « merci » et le mot est faible à Bénédicte pour avoir eu confiance en mes capacités et surtout de m'avoir accepté sur le projet MSG-3. Sans elle ce mémoire n'existerait pas.

Je continuerai par un autre remerciement pour mes collègues Thierry et Arnaud pour leur relecture technique pointilleuse et plus qu'efficace.

Une pensée revient aux membres de ma famille (à mes parents) Colette et Henri pour leur soutien et leur disponibilité durant ces trois années de cours du soir. Merci maman de m'avoir préparé mes repas quand je rentrais à 21H le soir.

Enfin je remercie ma compagne Joceline pour m'avoir encouragé, aidé et motivé tout au long de ces trois années ainsi que pour la rédaction de ce mémoire.

Une page ce tourne, une autre histoire commence,...

Sommaire

Liste des abréviations	6
I) Introduction.....	8
II) Un avion standardisé ?	9
II-1) Historique et présentation de l'ATA	9
II-2) Le découpage d'un l'avion	11
II-3) La documentation aéronautique	12
III) La maintenance aéronautique	18
III-1) Historique & présentation	18
III-2) La théorie	19
III-2-1) Les deux types de maintenance.....	19
III-2-1-1) la Maintenance Préventive.....	19
III-2-1-2) la Maintenance non programmée.....	21
III-2-2) Fiabilité & Amélioration.....	22
III-2-3) Modèles du taux des pannes	24
III-3) Le planning d'entretien.....	26
IV) La méthodologie MSG-3 (selon la procédure ATA MSG-3).....	34
IV-1) But.....	34
IV-2) Historique	34
IV-3) Les documents et réunions associés MSG-3.....	37
IV-3-1) Le PPH (Procedure Policy Handbook).....	37
IV-3-2) Le MRB (Maintenance Review Board).....	38
IV-3-3) Le MRBR (Maintenance Review Board Report).....	39
IV-3-4) L'ISC (Industry Steering Committee)	40
IV-3-5) MWG (Maintenance Working Group)	40
V) Les trois types d'analyse	42
V-1) System.....	42
V-1-1) La sélection des MSI	43
V-1-2) Que trouve-t-on dans un MSI ?	45
V-1-3) procédure d'analyse	45
V-1-4) Diagramme logique	46
V-1-5) Procédure	49
V-1-6) Conséquences d'une panne (premier niveau).....	49
V-1-6-1) Défaillance fonctionnelle évidente ou cachée	49

V-1-6-2) Effet négatif sur la sécurité	50
V-1-6-3) Fonction cachée avec effet négatif sur la sécurité	51
V-1-6-4) Effet opérationnel	51
V-1-7) La liste des FECs puis niveau 2 de l'analyse MSG-3	52
V-1-7-1) Panne évidente affectant la sécurité (Catégorie 5).....	53
V-1-7-2) Panne évidente affectant le fonctionnement de l'avion (Catégorie 6).....	54
V-1-7-3) Panne évidente à impact économique (Catégorie 7).....	55
V-1-7-5) Panne cachée n'affectant pas la sécurité (Catégorie 9).....	57
V-1-8) Conséquences d'une panne (deuxième niveau).....	59
V-1-8-1) Lubrification / Entretien (applicable à toutes les FEC)	59
V-1-8-2) Vérification visuelle du fonctionnement (uniquement pour les FEC à panne cachée)	60
V-1-8-3) Inspection / Contrôle des fonctions (applicable à toutes les FEC)	60
V-1-8-4) Régénération (applicable à toutes les FEC)	62
V-1-8-5) Remplacement (applicable à toutes les FEC)	63
V-1-8-6) Combinaison (uniquement pour les FEC de sécurité)	64
V-1-9) Détermination des intervalles des tâches	64
V-1-9-1) Sources d'information	65
V-1-9-2) Les paramètres des intervalles de tâches	65
V-1-9-3) Critères de sélection des Intervalles de tâches	66
V-1-9-4) Les intervalles défini par l'accès	69
V-1-9-5) L'échantillonnage	69
V-2) Structure	70
V-2-1) La maintenance structurelle.....	70
V-2-1-1) Tâche structurelle.....	72
V-2-1-2) L'intervalle d'inspection	73
V-2-1-3) L'intervalle d'inspection répétitif	73
V-2-1-4) L'échantillonnage des inspections de fatigue	74
V-2-1-5) Le CPCP.....	74
V-2-1-6) Le programme d'exploration en fonction de l'âge.....	75
V-2-1-7) Les inspections de zone.....	75
V-2-1-8) Les résultats de l'inspection	75
V-2-2) Sources de dégâts pour les inspections.....	76
V-2-2-1) Sources de dégâts.....	76

V-2-2-2) Exigences d'inspection	77
V-2-3) Le développement de la maintenance structurelle planifiée.....	78
V-2-4) Les systèmes d'évaluation des SSI	88
V-2-4-1) Classification des dommages accidentels	88
V-2-4-2) Classification de la détérioration de l'environnement (métaux)	89
V-2-4-3) Classification de la détérioration de l'environnement (non métaux).....	90
V-2-4-4) Classification de l'endommagement par fatigue	90
V-3) Zonal	93
V-3-1) Procédures.....	95
V-3-2) La procédure d'analyse des L/HIRF	102
V-3-3) La procédure d'analyse de la protection L / HIRF.....	103
VI) Conclusion.....	107
VII) Annexe	109
VIII) Bibliographie	138
IX) Liste des figures.....	140
X) Liste des tableaux.....	142

Liste des abréviations

AC : Advisory Circular
ACJ: Advisory Circular Joint
AD: Accidental Damage
AD: Airworthiness Directive
AEA: Association of European Airlines
AFM: Airplane Flight Manual
ALI: Airworthiness Limitations Items
ALS : Airworthiness Limitations Section
AMM: Aircraft Maintenance Manual
ASM : Ageing Systems Maintenance
ATA: Air Transport Association
AWM: Aircraft Wiring Manual
CAA: Civil Aviation Authority (UK)
CDCCL: Critical Design Configuration Control Limitations
CMM: Component Maintenance Manual
CMR: Certification Maintenance Requirements
CPCP: Corrosion Prevention and Control Program
DET: Detailed Inspection
DGAC: Direction général de l'Aviation Civile
DT ALI: Damage-Tolerant Airworthiness Limitation Items
EASA: European Aviation Safety Agency
ED: Environmental Deterioration
EMSG: European Maintenance System Guide
EWIS: Electrical Wiring Interconnection System
EZAP: Enhanced Zonal Analysis Procedure
EZAP: Enhanced Zonal Analyses Procedure
FAA: Federal Aviation Administration
FAL: Fuel Airworthiness Limitations
FD: Fatigue Damage
FEC: Failure Effect Category
GLARE: GLAss-REinforced

GSAC: Groupement pour la sécurité de l'aviation civile
GVI: General Visual Inspections
HIRF: High Intensity Radiated Field
IMA: Integrated Modular Avionics
IPC: Illustrated Parts Catalog
ISC: Industry Steering Committee
JAA: Joint Aviation Authorities
L/HIRF: Lightning / High Intensity Radiated Fields
LRU: Line Replaceable Unit
MMEL: Master Minimum Equipment List
MPD: Maintenance Planning Data documents MSG Maintenance steering group
MPP: Maintenance Program Proposal
MRB: Maintenance Review Board
MSI: Maintenance Significant Item
MWG: Maintenance Working Group
NDI : NonDestructive Inspection
OSAC: Organisme de la Sécurité de l'Aviation Civile
PPH: Procedure Policy Handbook
PSE: Principal Structural Element
SB: Service Bulletin
SDI: Special Detailed Inspection
SIL: Service Information Letter
SL ALI: Safe Life Airworthiness Limitation Items
SRM: Structural Repair Manual
SSI : Structural Significant Item
SWG : Structure Working Group

I) Introduction

L'avion est devenu au XXème siècle le moyen de transport le plus rapide pour se déplacer sur le globe terrestre. Si on regarde depuis les années 70 l'essor de l'aviation, on se rend compte que le nombre d'avions en vol n'a cessé d'augmenter et par la même occasion le nombre de passagers.

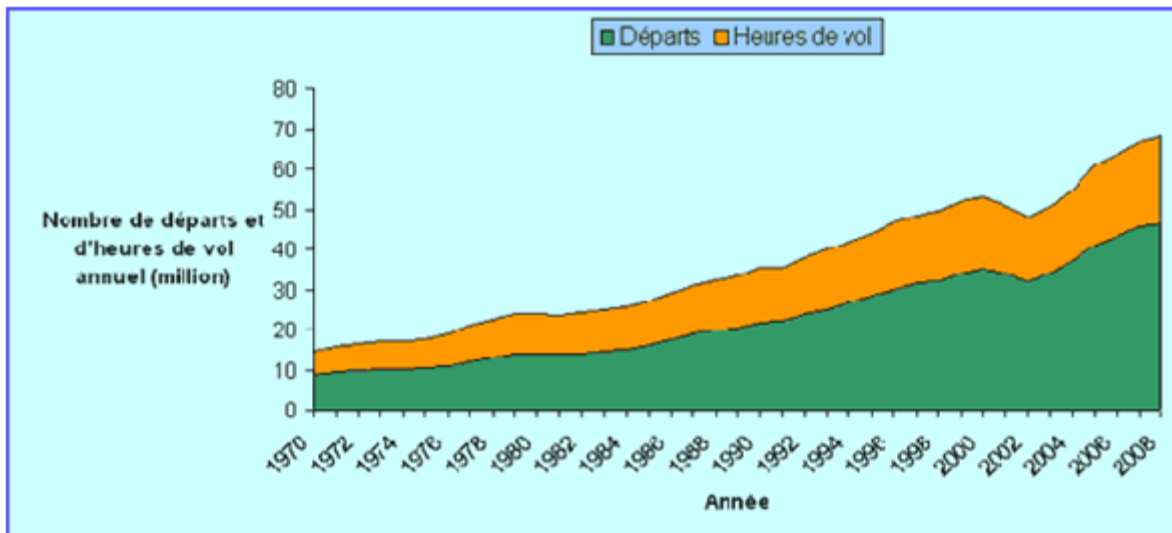


Figure 01: Le nombre de départs et d'heures de vols depuis 1970

Source 1001 crash

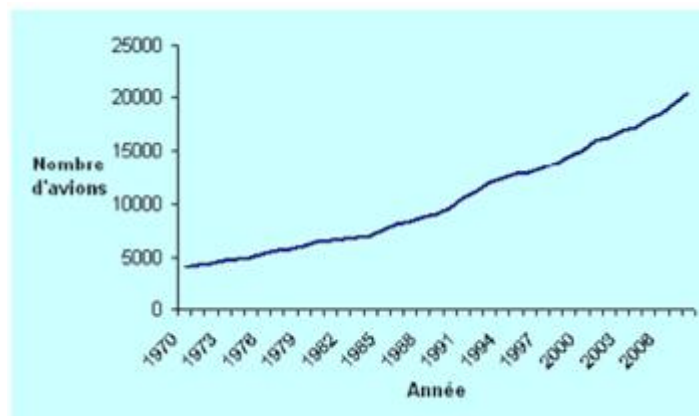


Figure 02: Le nombre de d'avions actifs depuis 1970

Source 1001 crash

L'aviation de nos jours n'a rien à voir avec celle du début du XXème siècle. L'avion est devenu un moyen de transport accessible au plus grand nombre. Les réglementations aéronautiques ont également évolué tout au long de l'évolution de l'aviation. Aujourd'hui on parle de l'avion comme le moyen de transport le plus sûr au monde, comment on est-on arrivé à ce niveau de fiabilité ? Cela passe par des études rigoureuses de la fiabilité des composants et une maintenance programmée. Il existe ce que l'on a appelé le programme de fiabilité. Il permet d'évaluer la performance des avions, de sa motorisation et de ses systèmes, et notamment de confirmer que les « standards » de qualité et de performances prévus sont bien tenus. Cette performance se traduit en taux de disponibilité, en nombre de retards ou annulations de vols, en nombre d'incidents par milliers d'heures de vol, etc. Le programme de fiabilité, de par le découpage adopté permettra d'identifier la cause de ces évènements.

Dans un premier temps nous verrons la « normalisation » de l'aviation, dans un deuxième temps une partie théorique sur la maintenance aéronautique.

Cette partie théorique sera suivie d'une rapide présentation du programme d'entretien d'un avion, programme qui permet à un opérateur de continuer à exploiter son avion via l'approbation des autorités de l'Aviation Civile. Enfin, le troisième thème présenté dans ce mémoire sera la méthodologie MSG-3 qui permet de définir les tâches de maintenance.

II) Un avion standardisé ?

II-1) Historique et présentation de l'ATA

L'ATA est « l'Air Transport Association of America. ». Elle a été fondée par un groupe de 14 Compagnies Aériennes lors d'une réunion à Chicago en 1936. L'ATA a été la première, et demeure la seule, organisation commerciale des Compagnies Aériennes Américaines. À ce titre, elle a joué un rôle majeur dans toutes les grandes décisions gouvernementales concernant l'aviation :

- la création du système de contrôle du trafic aérien,
- la réglementation des Compagnies Aériennes,

- et plus récemment la gestion des conséquences de l'attaque du 11 septembre 2001 sur New York.

L'ATA sert ses Compagnies membres et leurs clients en les aidant dans l'industrie aérienne, en fournissant le système mondial de transport le plus sûr et en transmettant de l'expertise technique et des connaissances opérationnelles.

Le but fondamental de l'Association est de favoriser un environnement commercial qui permettra aux Compagnies Aériennes de s'épanouir. En travaillant avec ses membres sur la technique, l'ATA prend des mesures qui améliorent la sécurité aérienne. L'ATA et ses membres continueront à jouer un rôle essentiel dans le façonnement de l'avenir du transport aérien.

Aujourd'hui, l'Association du transport aérien représente l'industrie sur les questions d'aviation majeures devant le Congrès, les agences fédérales, les législatures d'État et autres organismes gouvernementaux et internationaux. L'ATA met en place la sécurité par la coordination de l'industrie et les programmes de sécurité du gouvernement, et sert de point focal aux efforts de l'industrie pour normaliser les pratiques et améliorer l'efficacité du système global de transport aérien.

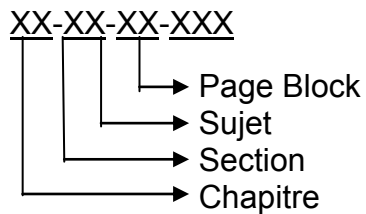
Lorsque les fabricants d'avions étaient indépendants, chacun avait son propre système d'identification. Cela impliquait que les documentations de maintenance puissent être différentes et propres à chaque avion.

Afin d'harmoniser la documentation entre les différents constructeurs, l'ATA a défini un standard pour chaque documentation de maintenance. Ainsi, la documentation de chaque fabricant d'avion s'est trouvée plus homogène. Cette standardisation permet également d'identifier chaque partie/système de l'avion à un numéro international standardisé.

II-2) Le découpage d'un l'avion

Pour déterminer chaque système sur un avion on utilise les codes ATA. Ces codes sont composés de trois lots de deux chiffres, suivis par un numéro à trois chiffres. Chacun de ces chiffres a un rôle défini.

Règle de la numérotation des codes ATA :



Exemple:

78: Exhaust – General,

78-31: Thrust Reverser System Control,

78-31-41: Actuator – Pivoting Door,

78-31-41-401: Removal of the Pivoting Door Hydraulic Actuator.

Le premier lot ou les deux premiers numéros sont commun à tous les fabricants d'avion, et sont également présents dans la documentation de maintenance. Les deuxièmes et troisièmes groupes de numéro, peuvent varier selon le fabriquant ou encore selon le modèle d'avion, pour un même constructeur (exemple : un Boeing B737 *moyen courrier* et un Boeing B747 *long courrier* ont des différences au niveau de leurs structures et au niveau de leur systèmes). Enfin le dernier numéro du code ATA est commun à tous les fabricants d'avions, ce dernier numéro permet d'identifier une tâche spécifique dans la documentation de maintenance.

Table I : Description des pages block des documents de maintenance

Block	Title
001-099	Description and operation
101-199	Fault isolation
201-299	Maintenance practices
301-399	servicing
401-499	removal/installation
501-599	Adjustment/test
601-699	inspection/check
701-799	Cleaning/painting
801-899	Approved repairs

L'avantage du code ATA peut être constaté facilement sur une ligne de maintenance d'avions. En effet, un mécanicien qui travaille par exemple successivement sur un Boeing 767, puis sur un Fokker 100 et enfin un Airbus A320, sait que s'il a un problème avec le train d'atterrissage d'un de ces avions, il doit regarder dans le chapitre ATA 32 quel que soit l'avion concerné.

Dans l'Annexe 1 vous trouverez la table des chapitres ATA

II-3) La documentation aéronautique

Comme expliqué plus haut, l'ATA a standardisé la documentation aéronautique. Elle comporte deux familles principales: la documentation de maintenance et la documentation opérationnelle. D'autres standards que la norme ATA existent par exemple il y a la norme S100D pour des documents essentiellement militaires (pour les avions: A400M, Eurofighter, NH90)

Les documents suivants sont donc communs à tous les fabricants d'avions. On ne trouvera ici que la documentation la plus utilisée.

- AMM (Aircraft Maintenance Manual / Manuel de maintenance Avion)

L'AMM contient toutes les informations basiques pour la maintenance et la réparation d'un avion. Il commence par un descriptif de chaque système et sous système, ce qui permet de comprendre son fonctionnement. On trouve ensuite différentes tâches qui vont expliquer comment démonter une pièce, ajuster une autre pièce, remplir le système hydraulique, faire un test fonctionnel, etc....

L'AMM est mis à jour plusieurs fois par an .Ce document est propre à chaque famille d'avions.

- IPC (Illustrated Parts Catalog / Catalogue de pièces illustré)

L'IPC est réalisé par le constructeur d'avion. Ce manuel contient toute la nomenclature de l'avion. Il peut être utilisé selon le besoin de la Compagnie Aérienne. Ce manuel contient toutes les pièces incorporées dans un avion. Il fournit notamment un éclaté du système, les numéros de pièces, le nom du vendeur, l'interchangeabilité entre pièces, et enfin si des anciennes pièces peuvent être montées sur avion ou non.

L'IPC est mis à jour plusieurs fois par an. Il est spécifique à chaque avion, mais peut être commun à une famille d'avions d'une même Compagnie Aérienne.

- SRM (Structural Repair Manual / Manuel de réparation structurelle)

Le SRM est le manuel qui permet de faire des réparations structurelles sur un avion. Il permet de dire si un élément de la structure est dans la tolérance pour être réparé ou non. Il donne également les dimensions du « patch » à utiliser pour la réparation ; on y trouve aussi le détail de la réparation à effectuer.

Le SRM est le plus souvent mis à jour par opportunité. Ce document est commun par famille d'avions.

- AWM (Aircraft Wiring Manual / Manuel du câblage avion)

L'AWM est l'équivalent de l'IPC mais cette fois si pour le câblage de l'avion. On trouve dans l'AWM tout le cheminement des câbles de l'avion, leurs raccordements ainsi que toutes leurs fixations mécaniques.

L'AWM est mis à jour plusieurs fois par an. Il est spécifique à chaque avion mais peut être commun à une famille d'avions d'une même Compagnie Aérienne.

- MMEL (Master Minimum Equipment List / Liste principale de l'équipement minimum)

La MMEL est un document réalisé par le Constructeur d'Avion. Ce document est approuvé par l'EASA / la FAA qui sont les autorités de l'Aviation Civile. La MMEL identifie les fonctions qui peuvent être défaillantes ou dégradées au moment du départ de l'avion. L'équipage peut faire voler l'avion même si certains systèmes sont non fonctionnels ou dégradés, à condition que le ou les systèmes concernés soient stipulés dans la MMEL, et qu'ils soient dans la limite donnée par cette dernière. La MMEL n'est pas directement exploitable en tant que tel, et doit être convertie en MEL par les opérateurs.

La MMEL est le plus souvent mise à jour par opportunité. Ce document est commun par famille d'avions.

- MEL (Minimum Equipment List / Liste de l'équipement minimum)

La MEL est issue de la MMEL. Il s'agit d'une liste d'équipements que l'équipage accepte d'être inopérant pour une courte période. La durée de leur non fonctionnement étant définie par le Fabricant et les autorités dans la MMEL. Les opérateurs créent une MEL unique en fonction de leur configuration avion. La MEL est le seul document approuvé par les autorités pour exploiter l'avion.

La MEL est utilisée à la demande (quant un équipement tombe en panne). Ce document est unique par type avion et par opérateur.

- SB, SIL (Service Bulletin, Service Information Letter / Service Bulletin, Lettre d'information technique)

Les SILs sont souvent rédigées par le constructeur d'avion ou l'équipementier. Elles sont utilisées pour donner aux opérateurs d'avions des informations complémentaires pour améliorer la maintenance des équipements sans les modifier. Les SILs sont des recommandations. Il n'est pas obligatoire des les appliquer. Toutefois leur application augmente la durée de vie des équipements et diminue le risque de panne.

Les SILs sont très rarement mis à jour. Ce document est commun par famille d'avion et peut être commun pour un avionneur donné.

Les SBs sont souvent rédigés par le fabricant d'avion ; ils sont utilisés pour expliquer aux opérateurs d'avions comment faire une modification ou une inspection d'un système donné. Ces modifications ou inspections ont pour but d'améliorer la sécurité ou le fonctionnement de l'avion. On trouve également dans un SB l'explication détaillée du travail à faire. Pour cela on indique la liste des tâches AMM à effectuer. Certains SBs sont obligatoires et liés à une AD (voir plus bas) d'autres sont seulement recommandés.

Les SBs sont rarement mis à jour. Ce document est commun par famille d'avion.

- AD (Airworthiness Directive / Consigne de navigabilité)

Une AD est rédigée par les autorités de l'aviation civile. Elle permet de corriger un problème lié à la sécurité présent sur un équipement d'un avion. Les ADs sont obligatoires. Les opérateurs d'avions concernés par une AD ont un laps de temps pour effectuer les actions correctives imposées par l'AD.

Les ADs sont publiques et peuvent être consultées sur :

Pour L'EASA (UE) :

<http://ad.easa.europa.eu/>

Pour la FAA (USA):

[http://www.airweb.faa.gov/Regulatory and Guidance Library/rgAD.nsf/MainFrame?OpenFrameSet](http://www.airweb.faa.gov/Regulatory_and_Guidance_Library/rgAD.nsf/MainFrame?OpenFrameSet)

- MPD (Maintenance Planning Data documents / Document de planning de maintenance)

Le MPD est un document qui regroupe la maintenance programmée :

1) Toute la politique d'entretien définie dans le cadre du :

- MRB,
- ALS,
- Les tâches de sécurités.

2) Le retour d'expérience et le suivi de navigabilité du constructeur basé sur :

- Le retour d'information des opérateurs,
- Les incidents en opération,
- Les résultats des inspections structurelles et zonales de niveau 2 ou 3 (Sampling 20%),
- AD / CN,
- All Operator Telex,
- Service Information Letter,
- Modification en production,
- Modification en service par Service Bulletin.

Le MPD est le document le plus complet et le plus à jour en vue de l'entretien programmé d'un avion en service.

Le MPD constitue une base de développement de programme d'entretien non négligeable pour un opérateur.

Il faut cependant être très vigilant sur les niveaux de révision des « documents source ». On peut se trouver dans le cas de figure où une révision de MPD peut être de date antérieure à la dernière révision d'un des documents source (MRB, CMR, ALI, FAL, SL ALI,...).

Suivant le type d'avion concerné, on trouve deux grandes familles de tâches de maintenance dans le MPD :

- Les tâches exprimées en heure vol, nombre de cycles et calendaires.

- Les Check qui constituent les visites de type « A » ou « C » définies par le fabricant.

Le MPD est mis à jour plusieurs fois par an. Ce document est commun par famille d'avion

- AFM (Airplane Flight Manual/ Manuel de vol avion)

Le manuel de vol avion (AFM) est un livre contenant les informations et instructions nécessaires pour faire fonctionner l'appareil en toute sécurité. Le pilote doit se conformer à ce manuel. Ce manuel est certifié par les autorités.

Un AFM contient les éléments suivants:

a) Les limitations : "l'enveloppe" des vitesses maximales, poids maximal, centre de gravité de l'avion, le régime moteur maximal, les températures et pressions d'huile, etc., ainsi que les manœuvres permises et les limites, dans lesquels l'aéronef doit être exploité.

b) Les procédures d'exploitation : les procédures de vol, les vitesses et les configurations utilisées pour :

- Atteindre le rendement et le comportement attendu dans des situations normales.
- Obtenir des résultats sûrs, dans certaines situations anormales ou d'urgences spécifiées (comme un atterrissage forcé après une panne moteur).

c) Les performances : la variation du poids admissible de l'avion, affectée par la pression de l'air et la température, afin :

- De décoller dans la distance de piste disponible,
- De monter à la pente minimale requise, ou au gradient nécessaire pour effacer les obstacles dans la trajectoire de vol prévue après le décollage, ou une approche interrompue.

L'AFM est le plus souvent mis à jour par opportunité. Ce document est commun par famille d'avion

- CMM (Component Maintenance Manual / Manuel des composants de maintenance)

Le CMM (CMMM pour fabricant d'avion et CMMV pour les Vendeurs) est la documentation propre à un dispositif ou d'un système aéronautique. Il contient les instructions de montage, démontage, maintenance et entretien. Le CMM est spécifique à un dispositif ou à un système de l'avion (ex : spécialement pour le conditionnement d'air).

Le CMM est rarement mis à jour. Ce document est commun par type d'équipement.

III) La maintenance aéronautique

III-1) Historique & présentation

Dans les premiers jours de l'aviation, la maintenance était faite « si nécessaire », et les moteurs nécessitaient beaucoup d'heures de maintenance pour chaque heure de vol. La majeure partie de la maintenance consistait en une vérification totale de l'avion à un intervalle défini. Même si les avions et les systèmes étaient de conception simple au début, ce type maintenance était très coûteux.

Avec l'augmentation de la complexité des systèmes et des mécanismes due à la recherche et au développement, les coûts de maintenance ont augmenté exponentiellement.

L'approche moderne de la maintenance est beaucoup plus sophistiqués qu'elle ne l'était auparavant. Les avions sont conçus pour la sécurité, la navigabilité. Un programme de maintenance détaillé est développé à chaque nouvel appareil. Le programme de maintenance initial peut être spécifique avec chaque opérateur pour faire face à la nature spéciale de ses opérations (ex, un opérateur qui opère au Sahara n'a pas les mêmes contraintes que celui qui opère au Canada). Cela permet aux avions de garder leur navigabilité dans toutes les circonstances.

Cette approche moderne de la maintenance aussi sophistiquée soit elle, impose un management complexe. Ceci permet à chaque opérateur d'accomplir tout ce qui est nécessaire pour maintenir les avions navigables, et de retracer tout ce qui a été fait sur ceux-ci.

III-2) La théorie

Il existe deux types de maintenance possibles. Pour les expliquer plus en détails, nous allons nous rapprocher de courbes mathématiques. Il n'y a pas d'unités sur les graphiques suivants, car des valeurs n'ont pas leur place dans une explication théorique.

III-2-1) Les deux types de maintenance

III-2-1-1) la Maintenance Préventive

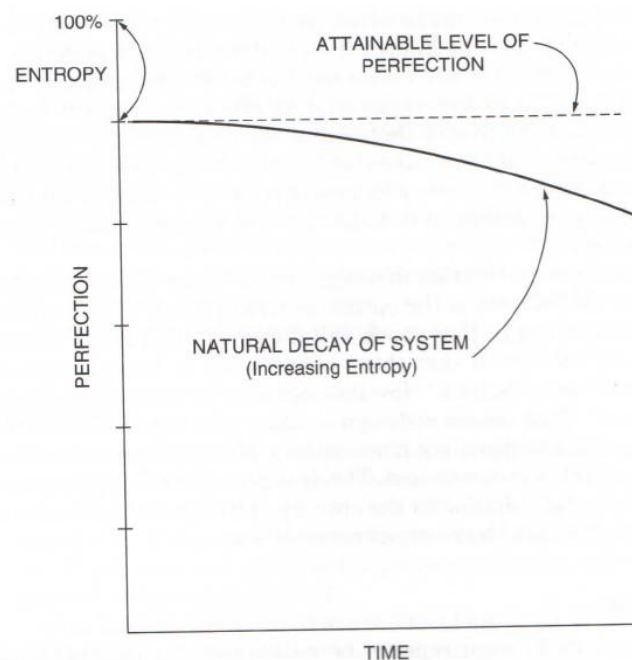


Figure 03: La différence entre la théorie et la pratique
Source Aviation maintenance management

Sur le graphique ci dessus on peut voir le niveau de perfection d'un système donné. Le 100% de perfection se trouve au niveau le plus élevé de l'axe des y.

L'axe des x montre l'évolution dans le temps. L'extrémité gauche de la courbe montre le degré maximum de perfection atteint par les concepteurs sur un système fonctionnel et existant. Il faut noter que la courbe décroît avec le temps ; ceci est dû à l'augmentation de l'entropie du système, ou à la naturelle dégradation de ce dernier. Quand le système atteint un degré de détérioration donné (ici arbitrairement) ; on procède à des actions correctives :

- Ajustement,
- Réparation,
- Refaire le niveau,
- Changement de pièce,
- Etc.....

Le but est de remettre le système au niveau de perfection pour lequel il a été conçu. Cela réduit l'entropie et ramène le système à son état initial. On appelle cela « la maintenance préventive ». Elle est généralement faite à intervalle régulier. Son but est de prévenir la détérioration d'un système pour qu'il reste utilisable et opérationnel. On rapproche souvent la maintenance préventive de la maintenance programmée, cette programmation peut avoir lieu soit tous les jours, soit à chaque vol, soit toutes les 200 heures de vols, etc.....

III-2-1-2) la Maintenance non programmée

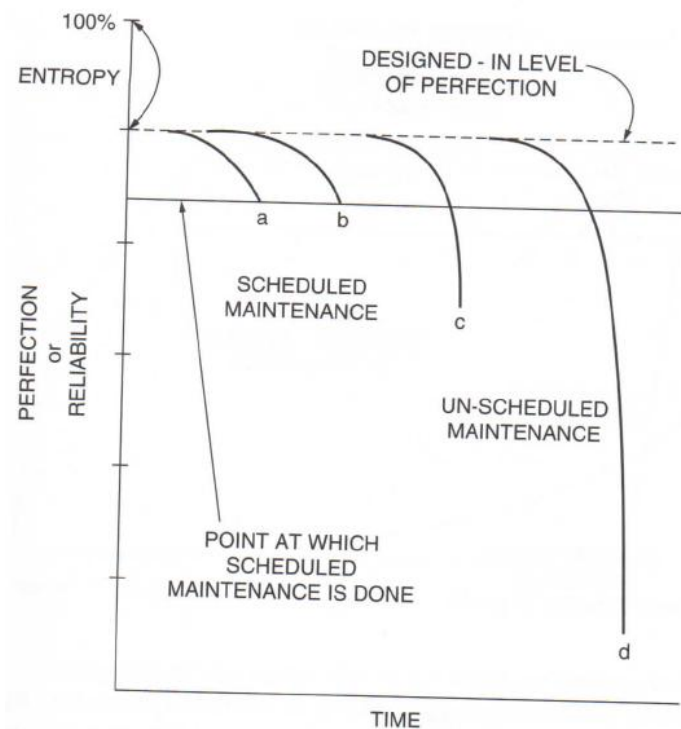


Figure 04: Les différents types de dégradation
Source Aviation maintenance management

Le graphique ci-dessus montre un système restauré à son niveau initial (courbes a & b). Il arrive de temps en temps qu'en service un système se détériore plus rapidement que prévu. Il atteint alors un niveau de perfection beaucoup plus faible (courbe c). Dans d'autres cas, le système se casse complètement et devient donc inutilisable (courbe d). Pour ce cas là, les actions de maintenance nécessaires pour restaurer le système sont plus complexes ; de nombreux tests, du dépannage, de l'ajustement et très souvent le remplacement, ou la remise en état, et ensuite la vérification complète des pièces du système. Puisque ces pannes sont variables et imprévisibles, les actions de maintenances utilisées pour corriger ce type de problème sont classées comme « maintenance non programmée ».

III-2-2) Fiabilité & Amélioration

Fiabilité :

Le niveau de perfection qui a été évoqué plus haut peut également concerner la fiabilité du système. Le niveau maximum de perfection atteint lors de sa conception est également la fiabilité inhérente du système. Aucune maintenance ne peut être faite pour améliorer ce niveau de base de fiabilité. Il est recommandé aux opérateurs de maintenir tout le temps ce niveau optimum de fiabilité (ou ce niveau de perfection) pour diminuer le risque de panne.

Amélioration de la conception

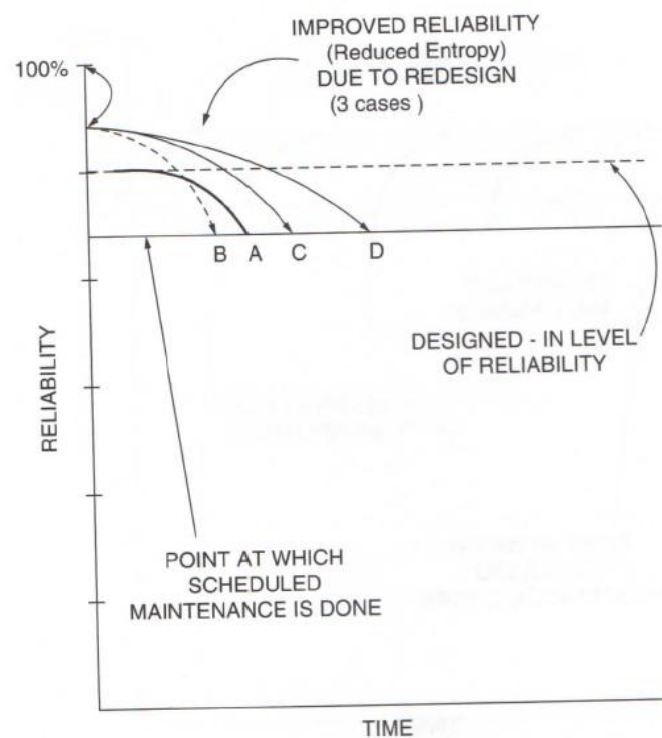


Figure 05: Effet de la conception sur la dégradation d'un système
Source Aviation maintenance management

Le graphique ci dessus montre la courbe standard de dégradation du système étudié (courbe a). La ligne en pointillés montre le niveau inhérent de fiabilité. Maintenant que notre système à été amélioré, son niveau inhérent de fiabilité a été augmenté.

Cela correspond à une baisse de son entropie totale. Durant cette amélioration on a changé des composants, utilisé des nouveaux matériaux ou encore de nouvelles techniques de fabrication. Dans certain cas, cette baisse d'entropie est due à de nouvelles tolérances ou encore à un changement « philosophique » de conception. Toutefois, même si le système a été amélioré, il continue toujours à se dégrader.

Il arrive que le coefficient de dégradation soit changé par rapport à la conception originelle. Plusieurs cas peuvent expliquer ce changement ; l'inclinaison de la courbe peut augmenter, décroître ou rester la même. Quelle qu'elle soit, la maintenance nécessaire au système en sera affectée.

Si la décadence est présente (courbe B) le point auquel la maintenance préventive devra être faite se situe avant celui de la pièce non améliorée, et les actions suivantes de maintenance préventive arriveront également beaucoup plus tôt et beaucoup plus souvent. Dans ce cas la fiabilité inhérente aura baissé, mais il a été nécessaire de faire plus de maintenance pour la maintenir à son niveau de fiabilité optimum, ce qui a entraîné un surcoût de maintenance.

Dans la courbe C on garde le même coefficient de détérioration.

Sur la courbe D, ce coefficient a été amélioré : le système se dégrade plus lentement. On remarque que les actions à mener en maintenance préventive arrivent plus tard, il y a donc un gain.

La question qui doit être considérée est la suivante: est-ce que le coût gagné sur la maintenance justifie une amélioration ? Cette question est entre les mains des concepteurs et non des personnes qui travaillent sur la maintenance.

Pour conclure, la plus grande variable sur les améliorations est le coût. La figure ci-dessous montre deux familles de courbes totalement opposées.

La courbe du dessus est logarithmique. Elle représente l'amélioration du système atteinte par les efforts des concepteurs. On remarquera que vers la fin, il est de plus en plus difficile d'obtenir une amélioration significative (100% n'est jamais atteignable).

La courbe du dessous montre les coûts de ces efforts pour améliorer le système. C'est une courbe exponentielle. Plus on s'approche de la perfection, plus cela coûte cher.

Il est évident que les concepteurs sont limités au niveau du coût, ce qui va à l'encontre d'une meilleure entropie, le but étant trouver le meilleur rapport amélioration/coût.

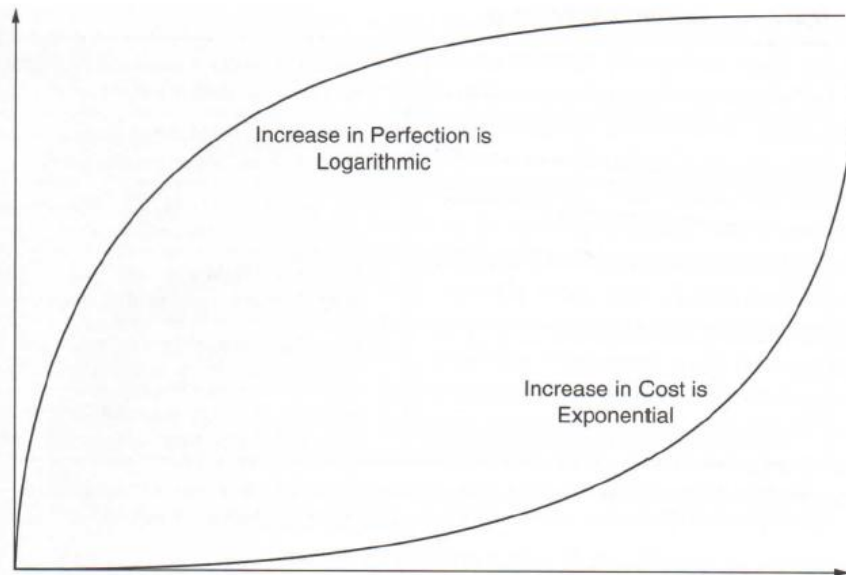


Figure 06: La perfection VS cout
Source Aviation maintenance management

III-2-3) Modèles du taux des pannes

La maintenance, ne se résume pas simplement aux présentations ci dessus sur l'entropie. Il y a un important facteur qui doit être pris en compte : tous les systèmes ou composants ne tombent pas en panne en même temps et n'ont pas le même degré de détérioration. La nature de la maintenance accomplie sur chaque panne est liée à un « modèle du taux de pannes ».

Des études sur des pièces ont montré qu'il existait six modèles de pannes types. Sur les graphiques suivants on trouve sur l'axe y le pourcentage de pannes et sur l'axe x le temps. Il n'y aura pas d'unité sur ces graphiques car des valeurs n'ont pas leur place sur une explication théorique.

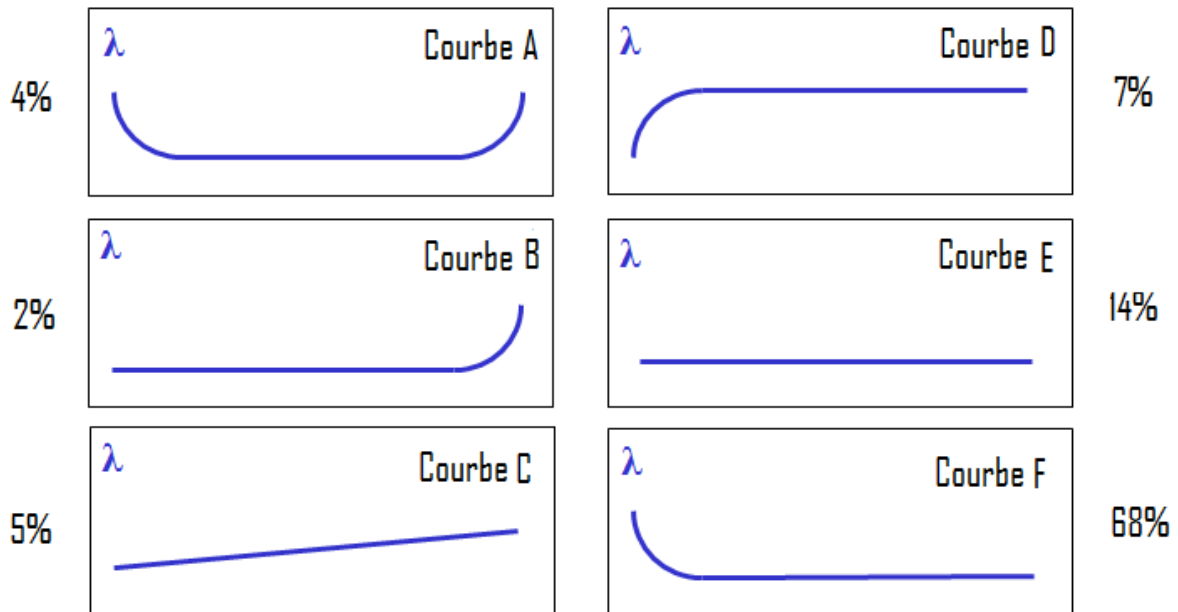


Figure 07: Modèle et taux de Pannes

La courbe A montre une courbe qui est communément appelé la courbe « baignoire » pour des raisons évidentes. Ce modèle de répartition des pannes montre un fort taux de pannes durant le début de la vie du composant appelé « mortalité infantile ». C'est toujours l'un des problèmes récurant dans les bureaux d'études. Les raisons principales en sont la mauvaise conception ou encore un usage incorrect des composants. Une fois ces problèmes de jeunesse corrigés, on observe une diminution des pannes. La dernière partie de la courbe représente l'augmentation exponentielle du taux de pannes lorsque l'on arrive aux limites physiques de la pièce.

La courbe B ne montre aucune mortalité infantile, cependant on observe une petite progression des pannes durant la vie de la pièce. Vers la fin de vie, les pannes arrivent de manière exponentielle. Ceci est caractéristique d'une forte usure et de la proche inutilité de la pièce.

La courbe C comme la courbe B ne montre aucune mortalité infantile.

Ici le nombre de pannes est croissant en fonction du temps, et contrairement à la courbe B, sur la courbe C on ne trouve pas d'exponentiel en fin de vie, mais à un certain point la pièce est inutilisable.

La courbe D montre un faible taux croissant de pannes durant le début de vie de la pièce ; puis le taux de panne après avoir monté, se stabilise jusqu'à la fin de la vie de la pièce.

La courbe E montre un composant idéal : pas de mortalité infantile ni de période d'usure. Le taux de panne reste (ou augmente très peu) tout au long de la vie du composant.

La courbe F montre une mortalité infantile qui décroît durant le début de vie de la pièce, puis une stabilisation du taux de pannes jusqu'à la fin de la vie de la pièce.

L'étude a montré que seulement 11% de ces pannes (celles présentes dans les courbes A, B & C) pouvaient bénéficier d'une maintenance préventive. Les autres 89 % (courbe D, E & F) ne peuvent pas en bénéficier.

Donc le moment de la panne ou de la détérioration peut seulement être estimé dans 11% des cas. Le reste des pannes nécessite une autre approche (c'est de la maintenance non programmée).

III-3) Le planning d'entretien

Définition du Transport aérien Public Payant

Le Transport aérien Public Payant est une activité réglementée. Il est défini dans le Code de l'Aviation Civile comme consistant à acheminer par avion, d'un point d'origine à un point de destination, des passagers, du fret ou du courrier, à titre onéreux.

III-3-1) Le programme d'entretien

Le programme d'entretien est le document qui décrit le programme des opérations nécessaires pour maintenir l'aptitude d'un avion à être exploité par une entreprise de transport aérien. Cette notion rassemble tout ce que l'entreprise doit faire au titre :

- du maintien de l'aptitude au vol,
- du maintien en bon état des installations de radiocommunication et de navigation de bord,
- du maintien en bon état des matériels exigés par la réglementation relative au type d'exploitation.

Pour chaque type d'appareil, l'entreprise de transport aérien doit présenter un programme d'entretien pour approbation par la DGAC (Direction général de l'Aviation Civile). Le ou les ateliers Part 145 (internes ou externes) qui assure(nt) l'entretien des appareils doivent s'y conformer.

Le Programme d'Entretien :

- Peut être établi sur la base du programme constructeur (le MPD),
- Doit obligatoirement inclure le programme MRB (Maintenance Review Board),
- Doit obligatoirement inclure toutes les exigences de certification relatives à la maintenance,
- Doit obligatoirement inclure les ALS (Airworthiness Limitations Section),

Le Programme d'Entretien est constitué de sept sections dont le canevas est décrit dans le fascicule GSAC P-44-40.

Section 0: Présentation du Programme

- Type avion,
- Nom et adresse de l'exploitant,
- N° d'identification du programme,
- N° édition avec date
- Référence d'approbation avec date ainsi que le cachet visa du service compétent,
- Table des matières,
- Liste des pages en vigueur,
- Historique des amendements et révisions,

- Une liste des détenteurs.

Section 1: Instruction Générale

- Engagement signé par le responsable désigné de l'entretien indiquant que les avions concernés seront entretenus selon le programme d'entretien
- Doctrine d'entretien comprenant : les terminologies, sens des abréviations, la liste des documents de base utilisés pour l'élaboration du programme d'entretien (Avion, moteur, train d'atterrissage, fascicule GSAC),
- Découpage des visites comprenant : le mode d'entretien, le taux d'utilisation de l'avion (FH/mois avec ratio FH/FC),
- Méthode statistique de surveillance continue (Sampling 20%, Fatigue Rating, CPCP),
- Périodicités et procédures de contrôle continu de l'état des moteurs (trent monitoring ...),
- Liste des avions concernés.

Section 2 : Périodicité des Visites d'Entretien

Elle définit les cycles et fréquences des différentes visites (check de type A, C, journalières, mensuelles etc.) ainsi que les tolérances sur les échéances, en fonction des heures de vol, du nombre d'atterrissage et/ou calendaire (fascicule GSAC P-44-45).

Section 3: Mode d'Entretien, Utilisation et Stockage des Composants ou Ensembles

Elle est construite sous forme de tableau définissant, pour les composants et ensembles des avions comportant un numéro de série, les modes d'entretien applicables, avec l'indication des limites d'utilisation et de stockage (exprimées en FH et/ou FC et/ou calendaire).

Section 4: Inspections Spéciales

Elle liste les inspections devant être effectuées après un incident (Atterrissage dur, dépassement de vitesse trains sortis, foudroiement etc.) ou après un vol dans des conditions anormales (Vol dans la grêle ou cendre volcanique etc.). Toutes ces inspections sont décrites en chapitre 05-50 de l'AMM.

Ces inspections sont, dans la plupart des cas, nécessaires pour pouvoir répondre au rapport d'incident notifié par l'équipage.

Section 5 : Vols de Contrôle

Elle définit les conditions d'exigibilité et les modalités des vols de contrôle.

Il existe deux types de vols de contrôle, complets ou réduits.

Un vol de contrôle doit être effectué suite à des opérations de maintenance majeures sur les commandes de vols, l'échange de un ou plusieurs moteurs ($\geq 50\%$ de la motorisation), une visite de grand entretien, des réparations importantes.

Section 6: Tableau des Opérations d'Entretien

Présentation synoptique des opérations d'entretien classées selon un découpage en système et sous-système (Norme ATA) avec pour chacune des opérations, l'indication de la périodicité en fonction des visites définies en section 2.

III-3-2) les opérations d'entretien

Dans la grande majorité des cas les Opérations d'Entretien ou Tâches de Maintenance proviennent de la documentation du constructeur (Avionneur, Motoriste et Équipementier) ainsi que d'obligation réglementaire imposée par les autorités de tutelle (EASA, FAA ...)

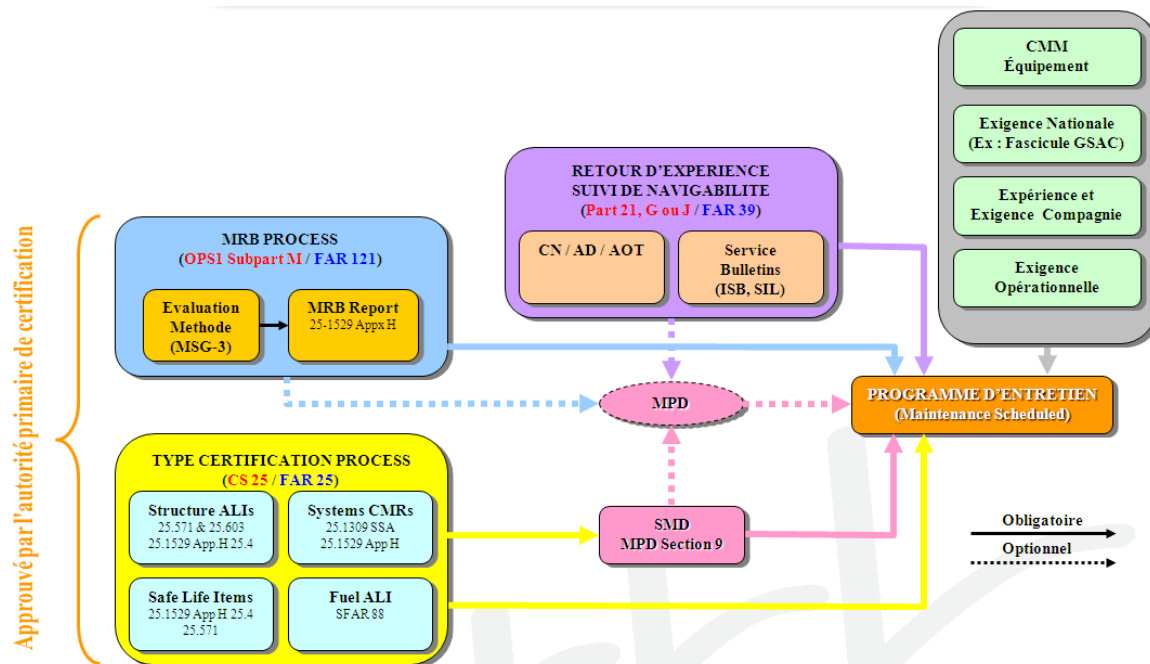


Figure 08: Diagramme des documents source pour le programme d'entretien

Les ALS (Airworthiness Limitations Section) sont un référentiel pour les documents autonomes qui sont approuvés indépendamment les uns des autres. Elles comprennent les documents suivants:

- Safe Life Airworthiness Limitation Items/ SL ALI (ALS Part 1)
- Damage-Tolerant Airworthiness Limitation Items / DT ALI (ALS Part 2)
- Certification Maintenance Requirements / CMR (ALS Part 3)
- Ageing Systems Maintenance/ ASM (ALS Part 4)
- Fuel Airworthiness Limitations / FAL (ALS Part 5)

La certification EASA approuve chacun de ces documents, et leurs variations doivent également être approuvées.

La conformité avec les exigences promulguées par ces documents est obligatoire. Nul ne peut exploiter un avion pour lequel une ALS s'applique s'il n'est pas en conformité avec les exigences de cette ALS, sauf accord contraire avec l'Autorité référente. Dans le cas d'exigences contradictoires entre les ALS et sur le MRBR, les données ALS ont la prédominance.

Dans le cas d'exigences contradictoires entre les ALS et une AD, les données de l'AD ont la prédominance.

III-3-2-1) Les différentes ALS

A. ALS Part 1: Safe Life Airworthiness Limitation Items (SL ALI)

Conformément à la JAR 25.571 (a) (3), JAR 25.1529 et à la JAR 25 Annexe H du paragraphe 25.4, les ALS part 1 imposent des remplacements prévus dans le temps, des intervalles d'inspection structurelle, et les procédures d'inspection liées ainsi que les autres procédures (par exemple les modifications) déterminées si nécessaire pour être en conformité avec la JAR 25.571 (c).

Les pièces à vie limitées (SL ALI) sont des pièces soumises à fatigue pour lesquelles aucune inspection ne permettrait de détecter une défaillance (qui serait catastrophique) et dont la durée de vie est inférieure à celle de l'appareil certifié (Design Service Goal) ou à celle du sous-ensemble auquel elle appartient (cas des trains d'atterrissage par exemple).

La seule tâche de maintenance applicable est le remplacement de cette pièce au plus tard à la valeur spécifiée dans le document SL ALI.

B. ALS Part 2: Damage-Tolerant Airworthiness Limitation Items (DT ALI)

Les ALS Part 2 imposent les mêmes réglementations que les ALS part 1, sauf qu'elles s'appliquent à des structures qui sont conçues pour être tolérantes aux dommages et « sauve vie ». Les tâches qui découlent de ces ALS proviennent du principe de tolérance aux dommages, et du principe qu'il ne doit y avoir aucune rupture d'un élément structurel qui puisse conduire à une défaillance catastrophique de l'avion (probabilité $\leq 10^{-9}$).

Toutes les données relatives aux ALS proviennent des résultats de calculs ou test de fatigue appliqués à la structure de l'avion.

C. ALS Part 3 : Certification Maintenance Requirements (CMR)

Les items CMR proviennent du procédé de certification de type de l'avion (indépendant du MSG-3).

Les opérations de maintenance de type CMR s'appliquent sur tous les systèmes dont les conséquences de défaillances ou de ruptures peuvent entraîner une situation catastrophique (probabilité $\leq 10^{-9}$).

Un CMR peut être identique à un MSI défini par l'analyse MSG-3 avec un intervalle identique ou différent.

Il existe deux types de CMR, les CMR* et CMR**.

Les CMR* peuvent seulement être modifiés ou supprimés par le constructeur mais seulement en accord avec la EASA ou FAA.

Les CMR** peuvent être modifiés ou supprimés par l'opérateur de l'avion mais en accord avec le constructeur.

D. ALS Part 4: Ageing Systems Maintenance (ASM)

L'ASM se réfère à des limitations applicables aux systèmes d'avions qui opèrent au-delà de leur qualification originale. Au-delà de ce point, les effets du vieillissement peuvent affecter les caractéristiques du système, et conduire à un potentiel accru de panne. La maintenance associée à des conditions de défaillance avérée sensible aux effets du vieillissement sur les composants des systèmes, est soumise à des limitations.

Bien que n'étant pas abordée par les Annexes de la JAR H 25 paragraphe 25.4, cette JAR est considérée appropriée pour identifier l'ASM dans le cadre des l'ALS.

E. ALS Part 5: Fuel Airworthiness Limitations (FAL)

Les ALS de carburant sont les instructions d'entretien obligatoire résultant des exigences de sécurité du réservoir de carburant.

Ces exigences sont définies pour empêcher la création de conditions dangereuses dans le système de carburant à la suite d'actions de maintenance, réparations ou modifications, tout au long de la vie opérationnelle de l'avion.

Les tâches FAL proviennent de l'analyse des risques liés aux conditions dangereuses définies dans le mémo FAA 2003-112-15 SFAR-88 (Mandatory Action Decision Criteria).

Le SFAR 88 identifie les conditions critiques qui pourraient entraîner des probabilités inacceptables de risque d'allumage (arc électrique dans les réservoirs carburant, cf. accident TWA 800 en 1996).

Il existe deux familles de FAL :

- Les inspections et test liés à des opérations de maintenance,
- Les Critical Design Configuration Control Limitations (CDCCL) qui regroupent l'ensemble des éléments sensibles aux altérations, réparations ou aux actions de maintenance pouvant entraîner la modification de la configuration d'origine

III-3-2-2) Exemples d'opérations d'entretien

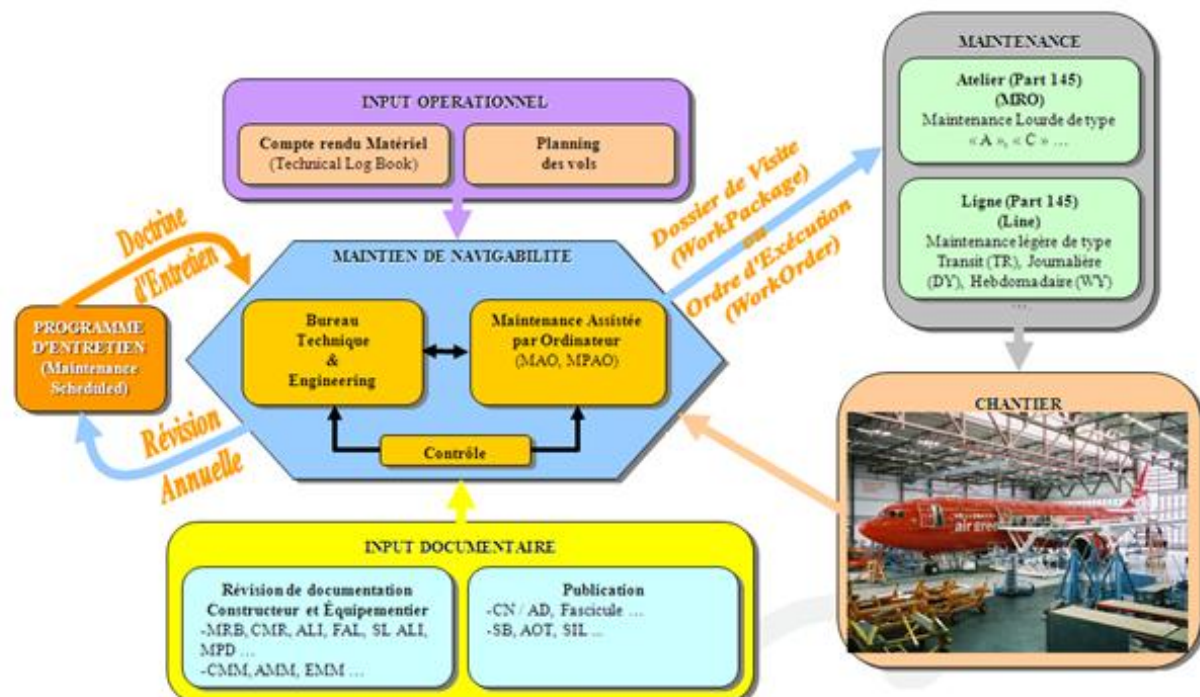


Figure 09: Diagramme de génération des opérations d'entretien

IV) La méthodologie MSG-3 (selon la procédure ATA MSG-3)

IV-1) But

La méthodologie/logique MSG-3 a pour but :

- D'assurer le maintien des niveaux de sécurité et de fiabilités inhérentes à l'avion,
- De rétablir la sécurité et la fiabilité à leurs niveaux optimums lorsque la détérioration est survenue,
- D'obtenir les informations nécessaires à l'amélioration de la conception où le taux de fiabilité s'avère insuffisant, et
- D'atteindre ces objectifs à un coût total minimum.

C'est l'objectif de MSG-3 de présenter un moyen de développer les tâches de maintenance planifiées à des intervalles définis. Plus précisément, MSG-3 décrit l'organisation générale et le processus de décision pour déterminer les tâches d'entretien périodique définies initialement pour la vie de l'avion.

Historiquement, les premières tâches de maintenance planifiées et les intervalles ont été précisés dans Maintenance Review Board (MRB). MSG-3 est destiné à faciliter le développement de la maintenance programmée initialement. Le reste de la maintenance, qui est non prévisible ou non programmée, consiste en des actions de maintenance pour corriger les écarts notés au cours de tâches de maintenance planifiées.

IV-2) Historique

Les Compagnies Aériennes ainsi que les fabricants d'avions ont démontré grâce au développement des programmes d'entretien des nouveaux avions, qu'il était possible d'améliorer ces programmes grâce à l'utilisation de processus de décision logique.

Le MSG est une procédure d'analyse et une logique de décision qui permet de développer un programme d'entretien programmé.

Par le passé, chaque Constructeur présentait son propre programme développé suivant sa propre méthode, sans harmonisation ni logique avec celui des autres Constructeurs. Afin de développer des programmes de maintenance programmée initiaux suivant une analyse logique et un processus de décision précis et commun, une équipe de l'industrie a formé en 1968 un groupe appelé «Maintenance Steering Group, 1st Task Force ». La logique de décision et procédure d'analyse développée fut nommée MSG-1. Avec l'approbation de la FAA elle fut utilisée en 1968 pour le développement du programme du B747.

Par la suite, il a été décidé que l'expérience acquise sur ce projet devait être appliquée en série et mise à jour. Cette mise à jour consistait à améliorer la logique de décision, et de supprimer certaines informations spécifiques au Boeing 747. Le but était de créer un document universel qui pourrait s'appliquer plus tard aux nouveaux avions. Cela a été fait et a abouti à un document intitulé « Document compagnies aériennes / Fabricant définition du programme du planning d'entretien : MSG-2. La logique MSG-2 a été utilisée pour développer le planning d'entretien des avions des années 1970 (Douglas DC-10 & Lockheed L-1011). En parallèle, les Européens ont développé l'EMSG « *European Maintenance System Guide* » pour les avions européens suivants (Airbus A300B2/B4 ; avion BAE ; Concorde & VFW-Fokker 614).

En 1979, une décennie après la publication de la logique MSG-2, le retour d'expérience et les événements ont indiqué que la mise à jour des procédures MSG était nécessaire. Ceci avait pour but d'utiliser le nouveau document mondialement, pour définir la maintenance des nouveaux avions, systèmes et groupes motopropulseurs.

Un groupe de réflexion ATA MSG-2 a examiné et identifié les différents domaines qui étaient susceptibles d'être améliorés. Les principales améliorations sont apparues au niveau de la logique, de la clarification de la distinction entre économique et sécurité, et l'adéquation du traitement des défaillances fonctionnelles cachées.

Le MSG-2 utilise un schéma logique de décision qui conduit à choisir le mode d'entretien (vérification de l'état, temps limite, suivi du comportement) le mieux adapté à l'équipement considéré. A chacun de ces modes correspond un processus de maintenance (temps limite, vérification de l'état, suivi du comportement ou Condition monitoring).

La logique MSG-3 est, elle, orientée vers la tâche et non vers le processus de maintenance comme le MSG 2.

Cette nouvelle logique MSG a également été influencée par :

1. Le développement des avions de nouvelle génération, qui a fourni une raison valable d'évolution dans le développement du concept de MSG.
2. De nouvelles réglementations qui ont été adoptées et qui ont eu un effet sur les programmes d'entretien. Elles devaient donc être reflétées dans les procédures MSG. Parmi ces nouvelles règles, on trouve de nouvelles règles de tolérance aux dommages structuraux, ainsi qu'une refonte du programme d'inspection de la structure des avions.
3. Le prix élevé du carburant et le coût croissant des matériaux ont créé des variations qui ont une grande influence sur le développement du programme d'entretien. En conséquence, les programmes de maintenance requièrent une analyse minutieuse pour s'assurer que seules les tâches qui ont été sélectionnées maintiennent le niveau inhérent de conception (sécurité ou fiabilité) ou apportent des bénéfices économiques.

La participation active et les efforts combinés de la FAA, CAA / UK, l'AEA, l'aviation américaine et européenne, des motoristes, des Compagnies Aériennes Américaines et étrangères, a finalement abouti au fait que la méthode MSG-3 a été créée.

Il existe un certain nombre de différences entre la logique MSG-2 et MSG-3. Toutefois, la logique MSG-3 ne constitue pas une rupture fondamentale de la version précédente, mais a été construite sur le cadre existant de la logique MSG-2 (validé par dix années de fiabilité et d'exploitation des appareils utilisant cette logique). Depuis sa création, le document MSG-3 a été révisé. La révision 2001 (incorpore l'EZAP dans le Zonal), la révision 2002.1 (révision utilisée pour l'A380) et maintenant la dernière révision qui vient d'être approuvée par la FAA, le MSG 3 révision 2003.1.

IV-3) Les documents et réunions associés MSG-3

IV-3-1) Le PPH (Procedure Policy Handbook)

Le document ATA MSG-3 n'est pas un document qui contient toutes les procédures et les détails nécessaires à l'analyse. Des indications supplémentaires sur les détails des procédures d'analyse sont nécessaires: l'interprétation des règles, la sélection d'intervalle, les formulaires de référence, les étapes de travail détaillées, les responsabilités et l'ordonnancement, etc. ...

Toutes les informations nécessaires pour les analyses des systèmes et des structures sont contenues dans le PPH (La consultation ultérieure du document source ATA MSG-3 n'est plus requise). Tous les éléments essentiels de l'ATA MSG-3 ont été incorporés dans le PPH avec en plus, une customisation par famille d'avion. Le PPH est approuvé par l'ISC (Industry Steering Committee) et les autorités de l'aviation. Le PPH sert de référence lors de la rédaction des études MSG-3 pour un type d'avion donné. Le PPH est rédigé par le fabricant d'avion. Le PPH définit également les différents types d'intervalle des grandes visites de maintenance

Ex pour un A320

A Check => toutes les 400 heures de vol. Habituellement réalisé sur la rampe et prendra environ 4 heures et occupe 4 personnes. C'est juste une petite visite qui inclut la remise des niveaux avec quelques inspections mineures et quelques contrôles de fonction.

2A check => toutes les 800 heures de vol, cette visite comprend un contrôle A Check. Cette visite comprend plus d'inspections, le changement des filtres et une boroscopie des moteurs. Cette visite est faite dans le hangar et prend une journée et occupe 20 personnes. Les pièces à vie limitée (ex : batteries) seront normalement changées à ce moment.

4A check => 1600 heures, comprend 2A & A check. Comme ci-dessus, mais encore une fois un peu plus compliqué.

La plupart des opérateurs combine des éléments de ces deux contrôles de telle sorte que la même vérification est effectuée toutes les 800 heures de vol.

1C check => tous les 18 mois, comprend les check 4A, 2A et A. Cette visite comprend un niveau beaucoup plus profond des inspections, ce qui nécessite l'enlèvement des carénages extérieurs des luminaires d'intérieur, des galeries et des toilettes. Cette visite prendra 4 jours à une semaine.

2C check => tous les 36 mois, comprend les check 1C.4A, 2A, etc.

4C check => tous les 72 mois, cette visite prendra plusieurs semaines dans le hangar. Le programme de prévention de la corrosion sera réalisé au même moment.

Note : La dénomination Check A et C à tendance à disparaître.

IV-3-2) Le MRB (Maintenance Review Board)

Le MRB est chargé d'approuver les besoins minimum de maintenance initialement prévus. Ces besoins ou tâches sont contenus dans le rapport MRB et ses révisions.

Ses devoirs et les responsabilités du président du MRB sont :

- a) De fournir à l'ISC une liste des membres et des conseillers MRB pour le MWG,
- b) D'examiner et d'accepter le PPH, préparé par le fabricant et approuvé par l'ISC,
- c) D'établir le taux de participation des autorités réglementaires et d'affecter des conseillers pour les MWG,
- d) De coordonner toutes les activités du MRB ainsi que les questions associées par le président ISC à travers le président MRB,
- e) D'autres divers conseils et avis à l'ISC et au MWG,

f) De s'assurer que les autorités réglementaires appropriées sont présentes à toutes les réunions MWG.

Les principales fonctions des conseillers du MRB sont:

- a) D'assister aux réunions MWG et de donner des conseils (par exemple sur la façon d'assurer la conformité avec les directives du PPH),
- b) De participer aux réunions MRB si nécessaire,
- c) De conseiller le MWG sur les problèmes rencontrés par rapport aux résultats des analyses MSG-3,
- d) De fournir des rapports d'étape au président MRB avant la prochaine réunion prévue ISC.

Lorsque une question en discussion lors d'un MWG nécessite des compétences spécifiques (tels que L'HIRF, GLARE, l'IMA ...) un représentant supplémentaire des autorités réglementaires peut être requis pour rejoindre le MWG (c'est un spécialiste MRB). Il ne sera pas substitué du conseiller MRB ; mais aidera ce dernier durant le MWG en apportant son savoir technique.

IV-3-3) Le MRBR (Maintenance Review Board Report)

Le MRBR définit le minimum requis des tâches de maintenance planifiées ainsi que leurs fréquences pour tout ce qui concerne les systèmes, les moteurs et la structure. On y trouve également le résultat de toutes les tâches définies par les analyses MSG-3. Le MRBR est un document de certification approuvé par l'EASA et la FAA. Le MRBR à la dernière révision doit constituer la base de tous les manuels d'entretien élaborés par une compagnie aérienne. Le MRBR est établi par l'ISC (c'est alors le MPP (Maintenance Program Proposal)) et approuvé par les autorités.

IV-3-4) L'ISC (Industry Steering Committee)

L'ISC établit les politiques, dirige les activités du MWG et est responsable de l'établissement du MPP. Les activités de l'ISC sont coordonnées avec le Président du MRB à travers le Président de l'ISC.

L'ISC est constitué d'un nombre représentatif d'opérateurs et de représentants de la structure et des fabricants de moteurs.

Il a la responsabilité d'établir les politiques, de définir des objectifs initiaux pour la vérification des intervalles d'entretien, de diriger les activités du MWG, d'assurer la liaison avec le fabricant et les opérateurs, de préparer les recommandations finales et de représenter les opérateurs dans les contacts avec les Autorités de Régulation. L'ISC recommande au MWG de prendre pleinement en considération les exigences disponibles des fournisseurs et de ne les accepter que si elles sont applicables et efficaces en fonction des critères MSG-3.

IV-3-5) MWG (Maintenance Working Group)

Le MWG va réviser, modifier et approuver les propositions d'analyse MSG-3 réalisées par le fabricant et fournir une liste initiale de tâches de maintenance planifiées et des intervalles à l'ISC.

Il y a en général neuf groupes de travail composés de représentants spécialisés des opérateurs participants, de l'avionneur et des fabricants de moteurs. (Les autorités de réglementation participent à titre consultatif). En outre, l'ISC nommera un représentant qui conseillera si besoin est le MWG sur les aspects MSG-3.

Afin de faire face à la complexité de certains systèmes de bord et des fonctionnalités associées, il est nécessaire que les membres du MWG possèdent un niveau suffisant de connaissances et d'expérience pertinent avec le système / partie de l'avion dont l'analyse est à discuter.

Les analyses zonales introduisent une expertise significativement différente. Par conséquent, la connaissance des opérateurs et leur expérience seront demandées pour appuyer le processus d'analyse MSG-3, spécialement dans les domaines suivants:

- L'état du câblage en service,
- L'état d'accumulation des matières fossiles en service,
- Protection de câblage.

Le MWG est présidé par un représentant du Fabricant, qui est nommé par le Fabricant et accepté par l'ISC.

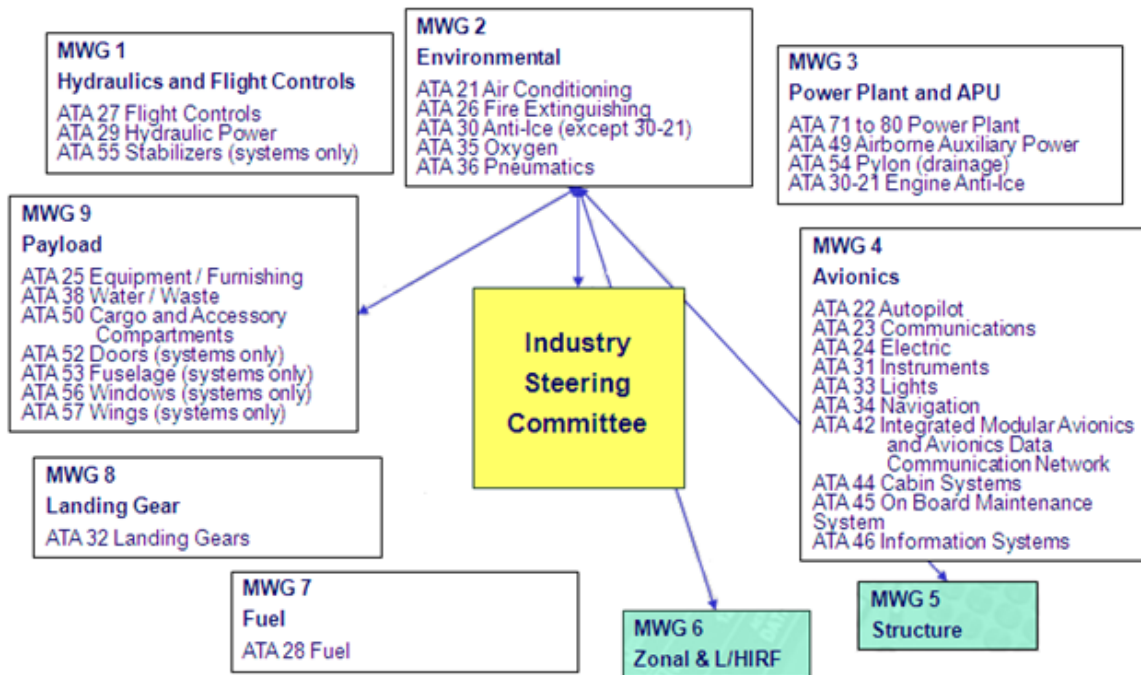


Figure 10: Détails des MWG par Chapitre ATA

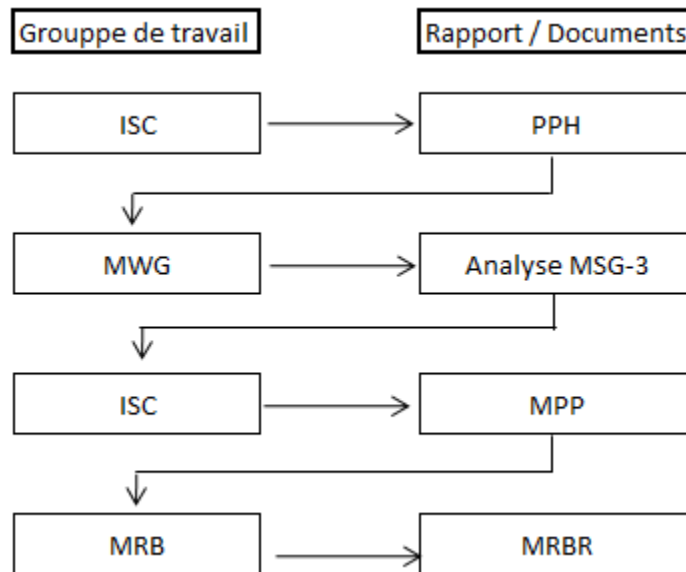


Figure 11: Récapitulatif des documents et des réunions associés MSG-3

V) Les trois types d'analyse

Globalement, les différentes versions de MSG-3 sont divisées en 3 sections : systems/powerplant, structure, zonal. Pour chacune une logique et analyse différente est développée.

Chaque section amène donc à des tâches qui apparaissent alors dans le chapitre correspondant du MRBR (systems/powerplant, structure, zonal).

V-1) System

La méthode utilisée pour déterminer les tâches de maintenance planifiées et les intervalles pour les systèmes / moteur, y compris les composants, utilise un schéma logique progressif. Cette logique est la base d'une technique d'évaluation appliquée à chaque élément d'entretien important (système, sous-système, module, composant, accessoire, une unité, une partie, etc.), en utilisant les données techniques disponibles. Les évaluations sont basées principalement sur des défaillances fonctionnelles de l'élément et des causes de cette défaillance.

V-1-1) La sélection des MSI

Avant que la logique MSG-3 puisse être appliquée à un élément, les systèmes importants de l'avion et les composants doivent être identifiés.

Les Maintenance Significant Item (MSI) sont des éléments répondant aux critères de sélection définis (voir l'étape 3. ci-dessous) pour lequel les MSI analysés sont établis au plus haut niveau gérable.

Ce processus d'identification des éléments importants de maintenance est un processus conservateur (en utilisant le jugement de l'ingénierie) basé sur les conséquences attendues de la défaillance.

Le processus de sélection MSI est décrit ci-dessous:

Etape 1 :

Les parties de l'avion définies dans les chapitres ATA comme étant des grands domaines fonctionnels, sont identifiées.

REMARQUE: Les éléments dans les chapitres ATA structurels (51-57) qui se prêtent à l'analyse du système (par exemple, le fuselage des drains, des mécanismes de portes, etc.) devraient être inclus dans cette étape. En outre, toute sécurité / système d'urgence ou de l'équipement devrait aussi être incluse.

Etape 2 :

Le fabricant établit la liste des articles auxquelles les questions de sélection MSI seront appliquées.

Etape 3 :

Le fabricant applique les questions suivantes à la liste des articles identifiés à l'étape 2:

- a) Est-ce qu'une panne peut être détectable ou pas par l'équipage durant l'exploitation normale de l'avion?
- b) Est-ce qu'une panne peut avoir un impact important sur la sécurité (au sol ou en vol), y compris les systèmes ou équipements de sécurité / d'urgence ?
- c) Est-ce qu'une panne peut avoir un impact important sur le fonctionnement de l'avion ?
- d) Est-ce qu'une panne peut avoir un impact économique important ?

Etape 4 :

a) Pour les articles pour lesquels au moins l'une des quatre questions est répondue par l'affirmative une analyse MSG-3 est nécessaire, et le plus haut niveau gérable doit être confirmé (voir étape 2 ci-dessus).

Un MSI est généralement un système ou sous-système, et est, dans la plupart des cas, à un niveau identifié à l'étape 1. Ce niveau est considéré comme le plus haut niveau gérable, c'est à dire, celui qui est suffisamment élevé pour éviter l'analyse inutile, mais assez faible pour être correctement analysé et s'assurer que toutes les fonctions, les échecs et les causes de défaillance sont couverts.

b) Pour les articles pour lesquels les quatre questions sont répondues négativement, une analyse MSG-3 n'est pas requise et une analyse plus approfondie de la sélection MSI n'est pas nécessaire aux niveaux inférieurs. De plus, les éléments de niveau inférieur doivent être cotés pour identifier ceux qui ne sont pas encore évalués. Cette liste doit être présentée par le fabricant à l'ISC pour examen et approbation.

Etape 5 :

Une fois le niveau le plus élevé confirmé et gérable par l'étape 4, la liste résultante des articles est maintenant considérée comme candidat "Liste MSI ", et est présentée par le fabricant à l'ISC. L'ISC, à son tour, examine et approuve cette liste pour distribution ultérieure aux groupes de travail.

Etape 6 :

Les groupes de travail passeront en revue la liste de MSI, et par application de l'analyse MSG-3, valideront ces MSI au plus haut niveau gérable ou (si nécessaire) proposeront la modification de la liste de MSI à l'ISC. L'objectif principal de ces groupes de travail est de vérifier qu'aucun élément important n'a été négligé, et que le bon niveau d'analyse a été choisi.

REMARQUE: Bien qu'un élément ait été sélectionné comme MSI et soit analysé, cela n'impliquera pas nécessairement une tâche résultante.

V-1-2) Que trouve-t-on dans un MSI ?

Un MSI est composé des parties suivantes :

- De la sélection des MSI,
- De la description du système étudié dans le MSI, ceci afin d'en connaître assez sur le système pour pouvoir procéder à l'analyse.
- Des composants que l'on trouve dans le système étudié (N° de pièces, nom, durée de vie, etc.,...),
- Du niveau 1 d'analyse MSG-3,
- Du niveau 2 d'analyse MSG-3,
- Des éventuelles tâches de maintenance découlant de l'analyse de niveau 2.

Exemple de MSI voir annexe 2

V-1-3) procédure d'analyse

Après la sélection de MSI, les éléments suivants doivent être identifiés pour chaque MSI:

- a) fonction (s) - les actions normales caractéristiques d'un élément,
- b) défaillance (s) fonctionnelle (s) - Défaut d'un élément pour remplir sa fonction dans les limites spécifiées,
- c) effet (s) de défaillance (s) - ce qui est le résultat d'une défaillance fonctionnelle,
- d) Cause de la défaillance - pourquoi la défaillance fonctionnelle se produit-elle ?

Définir certaines défaillances fonctionnelles peut nécessiter une compréhension détaillée du système et de ses principes de conception. Par exemple, pour les composants du système ayant un seul élément à double fonction, tels que les tubes concentriques ou des plaques dos à dos, la fonction des deux chemins doit être analysée individuellement. La dégradation et / ou l'échec d'un chemin peut ne pas être évidente.

Lorsque les fonctions, les défaillances fonctionnelles, les effets de défaillance, et les causes d'une défaillance sont listés, il faut prendre soin d'identifier tous les dispositifs de protection.

Il s'agit notamment des dispositifs de protection ayant les fonctions suivantes :

- a) attirer l'attention de l'équipage sur des conditions anormales,
- b) arrêter un équipement dans l'éventualité d'un échec,
- c) éliminer ou atténuer les conditions anormales qui suivent une panne,
- d) prendre le contrôle sur une fonction qui a échoué.

Les tâches et les intervalles nécessaires à la maintenance programmée sont identifiés lors de l'analyse MSG-3. Les tâches économiques et de sécurité servent à définir les intervalles des tâches de maintenance programmée initialement.

Toutes les recommandations disponibles du fournisseur devraient être pleinement prises en considération, examinées lors des réunions MWG, et acceptées uniquement si elles sont applicables et efficaces en fonction des critères MSG-3.

Avant d'appliquer la logique MSG-3 à un élément, une feuille de travail préliminaire sera achevée et définira clairement les MSI, leur fonction (s), les effets des défaillances, les causes des défaillances et des données supplémentaires pertinentes à l'analyse MSG-3

V-1-4) Diagramme logique

Le schéma logique de décision voir figures 12 et 13 est utilisé pour l'analyse des systèmes, de la motorisation. Le flux logique est conçu pour que l'utilisateur commence l'analyse en haut du diagramme, et les réponses aux questions par «OUI» ou «NON» orienteront l'analyse.

La logique de décision MSG-3 comporte deux niveaux

- a) Niveau 1 : les questions 1, 2, 3 et 4 exigent une évaluation de chaque défaillance fonctionnelle pour la détermination des FEC (Failure Effect Category/ catégorie de panne) (i.e. la sécurité, le fonctionnement de l'avion, économique, panne cachée affectant la sécurité ou panne non cachée affectant la sécurité).
- b) Niveau 2 : les questions 5, 6, 7, 8 et 9, "A" à "F"(selon le cas), prennent alors en compte la cause de la défaillance dans le but de sélectionner un type de tâche et la tâche approprié de maintenance.

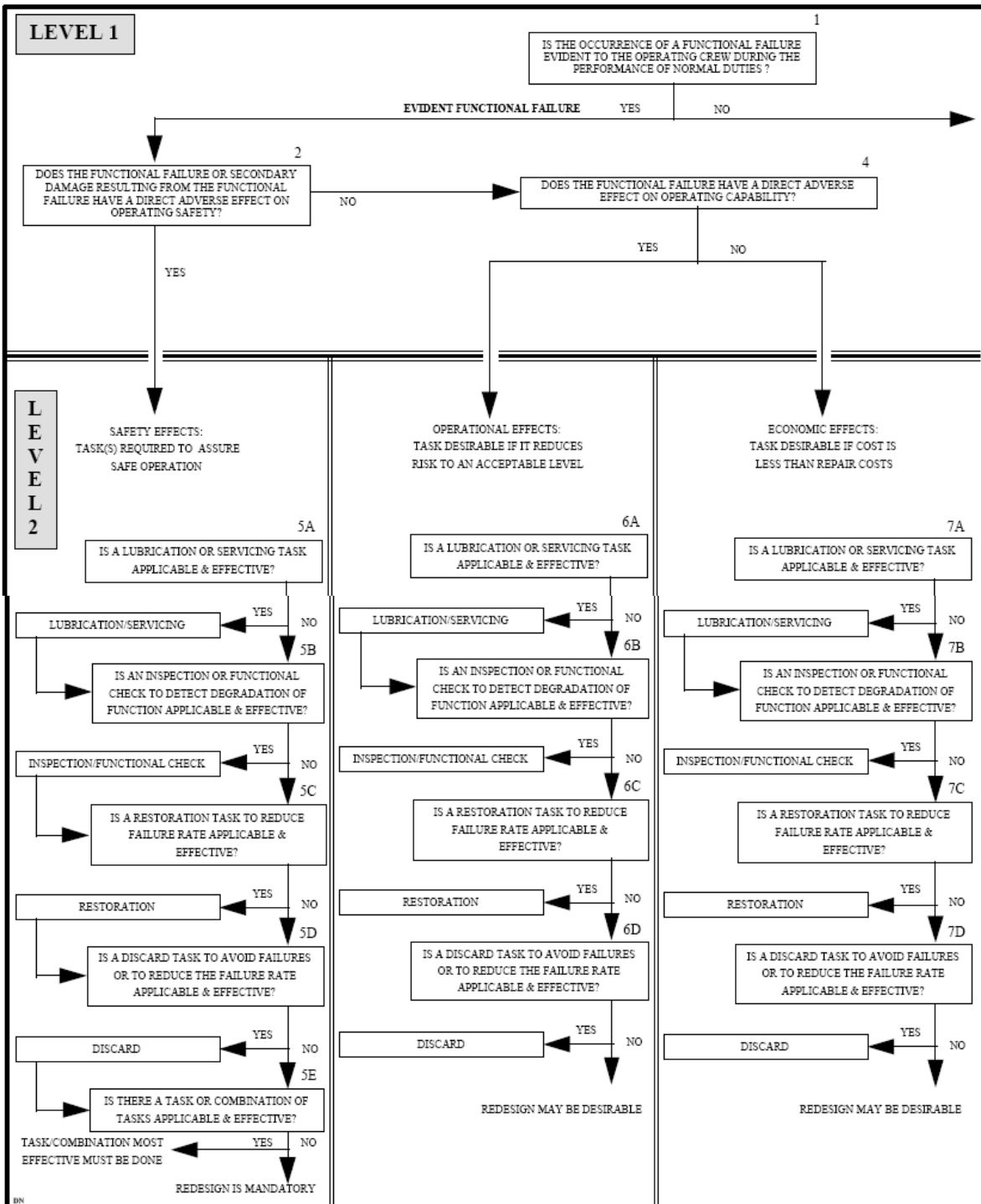


Figure 12: Diagramme de logique pour les systèmes et les moteurs (1/2)
Source ATA MSG-3

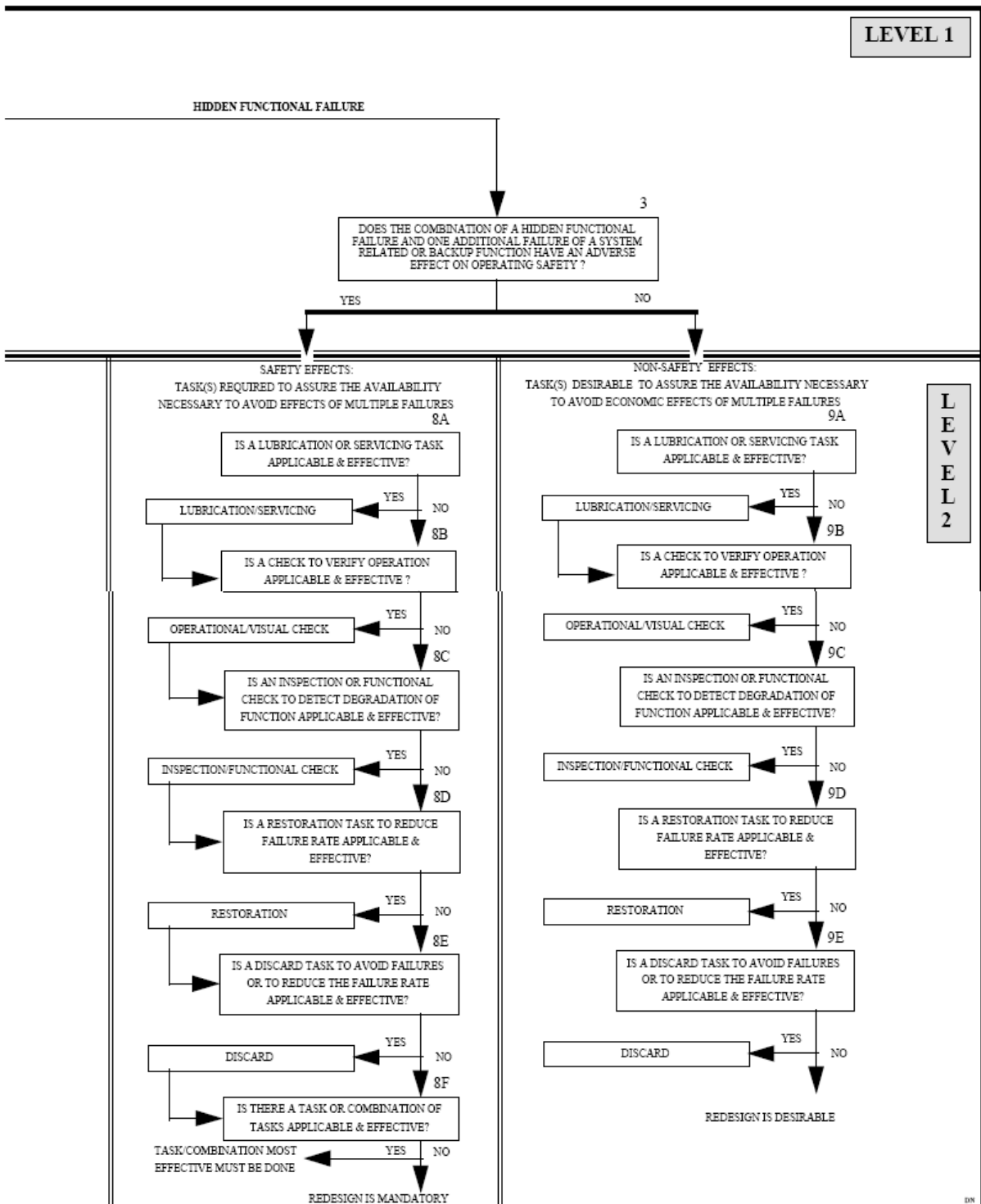


Figure 13: Diagramme de logique pour les systèmes et les moteurs (2/2)
Source ATA MSG-3

V-1-5) Procédure

L'analyse MSG-3 exige un examen des défaillances fonctionnelles. Les causes d'échec, et du champ d'application / d'efficacité de chaque tâche. Chaque défaillance fonctionnelle traitée par la logique sera dirigée vers l'une des FEC disponible. Pour cette analyse MSG-3, un système à tolérance de panne est défini comme celui qui est conçu avec des éléments redondants qui peuvent tomber en panne sans impact sur la sécurité ou sur la capacité d'exploitation. En d'autres termes, les éléments redondants du système peuvent échouer (tomber en panne), mais le système lui-même n'est pas impacté. Individuellement, et dans certaines combinaisons, ces défauts peuvent ne pas être présents au niveau de l'affichage dans le cockpit (ces pannes pouvant être décrites et listées dans la MMEL).

La logique MSG-3 ne doit être appliquée qu'à une défaillance de fonctionnement pour un MSI donné et non à provoquer une défaillance dans le but de maintenir le niveau inhérent de sécurité et la fiabilité de l'avion. . Ces dernières tâches ne sont pas développées par l'utilisation de la logique MSG-3 et donc non soumises au MRB.

V-1-6) Conséquences d'une panne (premier niveau)

Le schéma logique de décision (réf. Figure 11 et 12) facilite l'identification des tâches requises. Quatre questions sont posées :

V-1-6-1) Défaillance fonctionnelle évidente ou cachée

QUESTION 1: Est-ce que la défaillance fonctionnelle peut être détectable ou pas par l'équipage durant l'exploitation normale de l'avion?

Cette question demande si l'équipage sera conscient de la perte de la fonction (i.e. de la panne) lors de l'exploitation normale de l'avion.

La question 1 doit être posée pour chaque défaillance fonctionnelle de l'élément analysé. Le but est de dissocier les pannes évidentes des pannes cachées.

L'équipage se compose des pilotes et du personnel de cabine qui est en service.

L'équipe au sol ne fait pas partie de l'équipage.

S'il y a incertitude quant à la fréquence d'utilisation de certains systèmes, et que des hypothèses doivent être faites, alors les hypothèses faites doivent être consignées dans l'analyse pour vérification ultérieure (c'est le cas de systèmes en cours de développement). Ceci s'applique également aux hypothèses faites au sujet des tests qui sont effectués automatiquement par l'équipement électronique.

L'exploitation normale de l'avion est décrite en partie dans l'AFM qui doit être suivie par l'équipage.

REMARQUE: Les tâches AFM qui sont supposées effectives dans le Niveau 1 des analyses MSG-3 doivent être validées avant l'approbation du MRB. Dans le cas contraire, le Niveau 1 des analyses MSG-3 soumis au MRB doit être fondé sur l'hypothèse que ces tâches ne font pas partie des fonctions normales de l'équipage.

Un «OUI» à la question 1 indique que la panne est évidente; il faut alors passer à la question 2.

A l'inverse une réponse «non» indique que la panne est cachée; il faut passer à la question 3

V-1-6-2) Effet négatif sur la sécurité

QUESTION 2: Est-ce que la défaillance fonctionnelle ou un dommage secondaire résultant de la défaillance fonctionnelle peuvent avoir un impact important sur la sécurité ?

Pour une réponse positive à cette question, la défaillance doit avoir un effet négatif sur la sécurité de l'avion (ex : empêcher la poursuite du vol et/ diminuer la sécurité de l'atterrissage de l'appareil et / ou causer des blessures graves ou mortelles aux occupants de l'avion).

Un «OUI» indique que cette défaillance fonctionnelle ou panne doit être traitée dans la FEC sécurité. Les tâches associées seront développées en concordance avec le paragraphe **IV-1-7-1**.

Un «non» indique que l'effet de cette défaillance est soit opérationnel, soit économique. Il faut passer alors à la question 4.

V-1-6-3) Fonction cachée avec effet négatif sur la sécurité

QUESTION 3: Est-ce que la combinaison d'une défaillance fonctionnelle cachée avec une panne additionnelle sur un système lié ou la défaillance d'une fonction de secours peut avoir un impact important sur la sécurité ?

Cette question est posée à chaque défaillance fonctionnelle cachée qui a été identifiée à la question 1.

La question prend en compte les défaillances fonctionnelles pour lesquelles la perte de la fonction cachée (dont la panne est inconnue de l'équipage), n'affecte pas en soi la sécurité. Cependant si la combinaison de cette panne avec une autre défaillance fonctionnelle d'un système lié ou destiné à servir de système de secours a un effet négatif sur la sécurité, on doit répondre OUI.

Si un «OUI» est déterminé, c'est qu'il ya un effet sur la sécurité. Cette défaillance doit être traitée dans la FEC sécurité, les tâches associées seront développées en concordance avec le paragraphe **IV-1-7-4**.

Un «non» indique qu'il n'y a pas d'effet sur sécurité, cette défaillance doit être traitée dans la FEC non-sécurité. Les tâches associées seront développées en concordance avec le paragraphe **IV-1-7-5**.

V-1-6-4) Effet opérationnel

QUESTION 4: Est-ce qu'une défaillance fonctionnelle peut avoir un impact important sur le fonctionnement de l'avion ?

Cette question demande si la défaillance fonctionnelle peut avoir un effet négatif sur la capacité d'exploitation.

La réponse positive à cette question pourrait:

- a) Soit exiger l'imposition de restrictions d'exploitation ou de corrections avant de poursuivre le prochain vol, ou
- b) Soit imposer à l'équipage d'utiliser des procédures anormales ou d'urgence.

Cette question est posée à chaque défaillance fonctionnelle qui n'a pas d'effet sur la sécurité. La réponse peut dépendre du type d'opération de l'avion (utilisation pour transport de passager ou marchandise). L'évaluation de si oui ou non une défaillance fonctionnelle a un effet sur la capacité d'exploitation peut nécessiter de se référer à la MMEL et / à ou d'autres documents comportant des procédures opérationnelles.

Si la réponse à cette question est «oui», l'effet de la défaillance fonctionnelle a un effet négatif sur la capacité d'exploitation, et la sélection des tâches sera traitée en concordance avec le paragraphe **IV-1-7-2**.

Une réponse «non» indique qu'il y a un effet économique, et devrait être traitée en concordance avec le paragraphe **IV-1-7-3**.

V-1-7) La liste des FECs puis niveau 2 de l'analyse MSG-3

Une fois les analyses MSG-3 du premier niveau terminées, les défaillances fonctionnelles se retrouvent classées parmi les 5 FEC existantes :

- a) Panne évidente affectant la sécurité (Catégorie 5)
- b) Panne évidente affectant le fonctionnement de l'avion (Catégorie 6)
- c) Panne évidente à impact économique (Catégorie 7)
- d) Panne cachée affectant la sécurité (Catégorie 8)
- e) Panne cachée n'affectant pas la sécurité (Catégorie 9)

Après que la FEC ait été déterminée on passe au niveau 2 de l'analyse MSG-3.

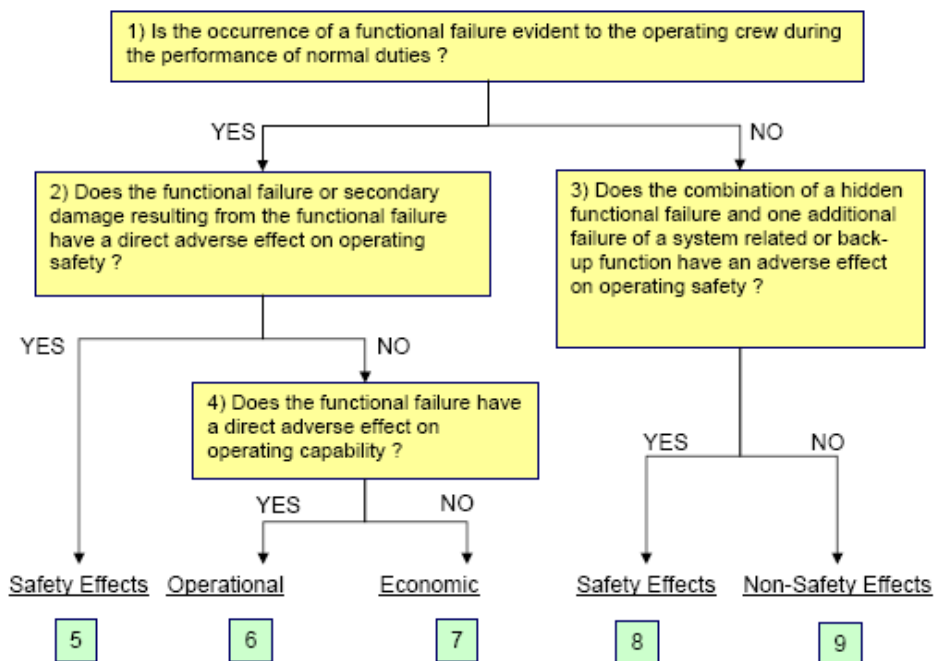


Figure 14: questions du niveau 1 des analyses MSG-3

V-1-7-1) Panne évidente affectant la sécurité (Catégorie 5)

La catégorie de « panne évidente affectant la sécurité » doit être abordée avec la compréhension qu'une tâche est nécessaire pour assurer la sécurité des opérations de l'avion. Toutes les questions dans cette catégorie doivent être posées. Si aucune tâche ne résulte de cette analyse, il est obligatoire de reconcevoir le système. Le schéma suivant montre la progression logique des questions sur les défaillances fonctionnelles qui ont des effets sur la sécurité.

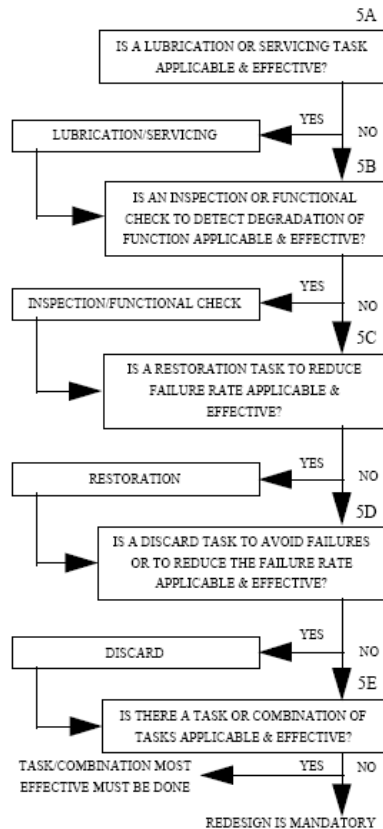


Figure 15: Panne évidente affectant la sécurité
Source ATA MSG-3

V-1-7-2) Panne évidente affectant le fonctionnement de l'avion (Catégorie 6)

Une tâche est souhaitable si elle réduit le risque de défaillance à un niveau acceptable. L'analyse des causes de l'échec par la logique MSG-3 nous amène à la première question (Lubrification / Entretien) à laquelle il faut répondre. Soit par un «OUI» ou par un «NON» quelle que soit la réponse nous passerons à la question suivante. A partir du moment où un "OUI" sera répondu, l'analyse sera terminée et la tâche de maintenance résultante satisfera les exigences de l'analyse. Si toutes les réponses sont «NON», alors aucune tâche n'a été sélectionnée. Si ces pannes ont un impact important sur le fonctionnement de l'avion, une reconception du système par le bureau d'étude peut être envisagé. La figure du dessous montre la progression logique des défaillances fonctionnelles qui sont des pannes évidentes affectant l'opérabilité.

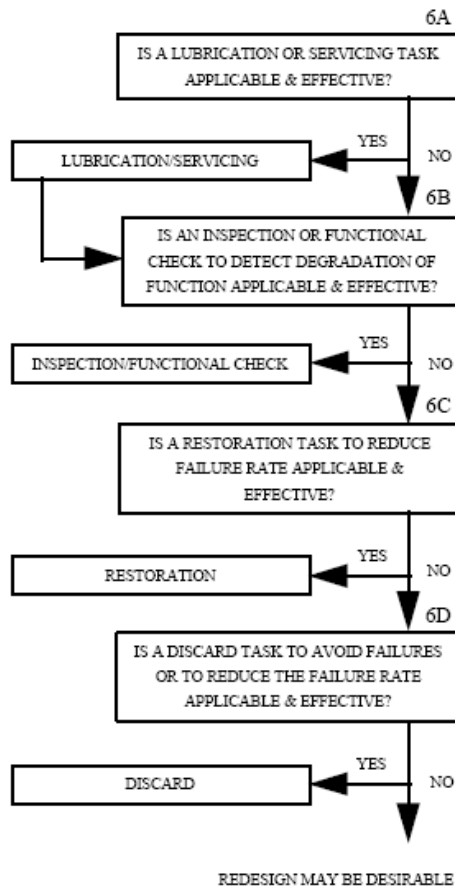


Figure 16: Panne évidente affectant l'opérabilité
Source ATA MSG-3

V-1-7-3) Panne évidente à impact économique (Catégorie 7)

Une tâche est considérée comme applicable si le coût de la tâche est inférieur au coût de la réparation. L'analyse des causes de l'échec par la logique MSG-3 nous amène à la première question (Lubrification / Entretien) à laquelle il faut répondre. Soit par un «OUI» ou par un «NON» quelle que soit la réponse nous passerons à la question suivante. A partir du moment où un "OUI" sera répondu, l'analyse sera terminée et la tâche de maintenance résultante satisfera les exigences de l'analyse. Si toutes les réponses sont «NON», alors aucune tâche n'a été sélectionnée. Si ces pannes ont un impact économique important, une reconception du système par le bureau d'étude peut être envisagé. La figure ci-dessous montre la progression logique de défaillances fonctionnelles des pannes évidentes à impact économique.

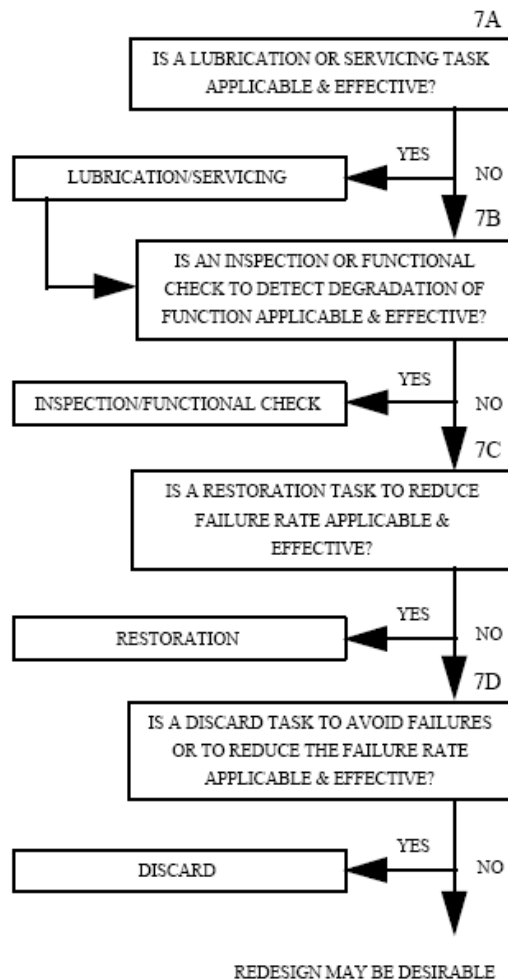


Figure 17: Panne évidente à impact économique
Source ATA MSG-3

IV-1-7-4) Panne cachée affectant la sécurité (Catégorie 8)

La catégorie de « panne cachée affectant la sécurité » doit être abordée avec la compréhension qu’une tâche est nécessaire pour assurer la sécurité des opérations de l’avion afin d’éviter un effet multiple du à d’autres défaillances. Toutes les questions dans cette catégorie doivent être posées. Si aucune tâche ne résulte de cette analyse, il est obligatoire de reconcevoir le système. La figure ci-après montre la progression logique des questions pour les défaillances fonctionnelles cachées qui ont des effets sur la sécurité.

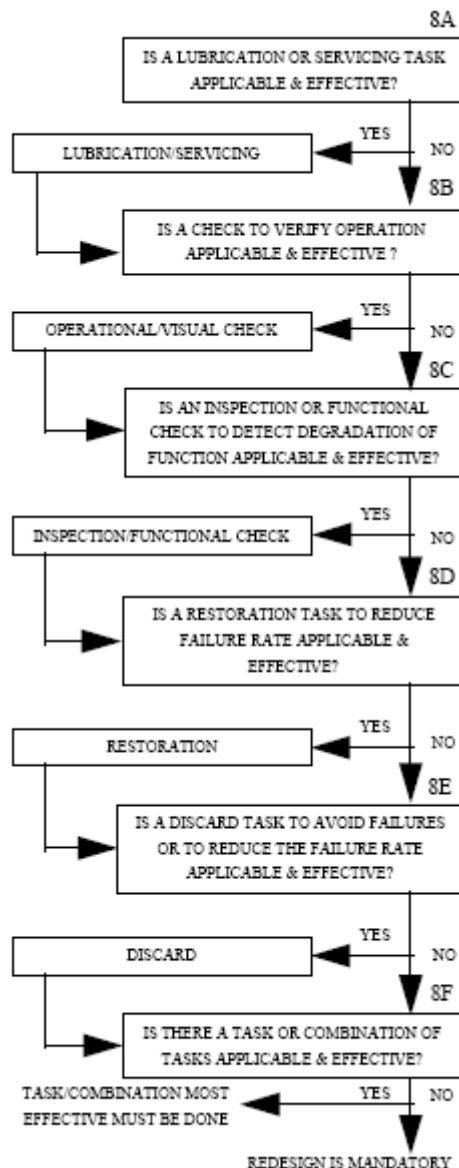


Figure 18: Panne cachée affectant la sécurité
Source ATA MSG-3

V-1-7-5) Panne cachée n'affectant pas la sécurité (Catégorie 9)

Une tâche est considérée comme applicable si elle assure la disponibilité du système pour éviter de futurs effets économiques liés à des défaillances multiples. L'analyse des causes de l'échec par la logique MSG-3 nous amène à la première question (Lubrification / Entretien) à laquelle il faut répondre. Soit par un «OUI» ou par un «NON». Quelle que soit la réponse nous passerons à la question suivante. A partir du moment où un "OUI" sera répondu, l'analyse sera terminée et la tâche de maintenance résultante satisfera les exigences de l'analyse.

Si toutes les réponses sont «NON», alors aucune tâche n'a été sélectionnée. Si ces pannes ont un impact économique important, une reconception du système par le bureau d'études peut être envisagé.

La figure du dessous montre la progression logique des questions pour les défaillances fonctionnelles cachées qui n'ont pas d'effets sur la sécurité.

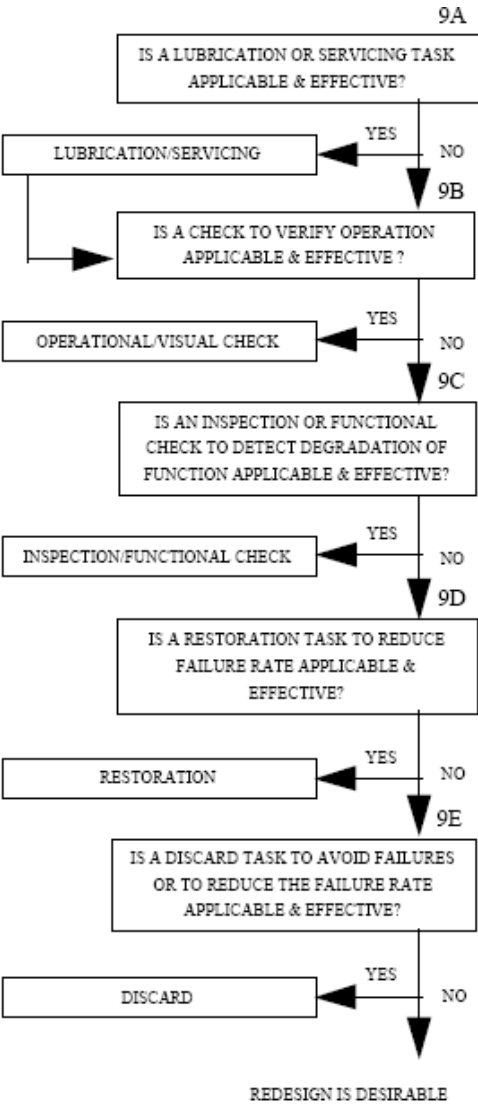


Figure 19: Panne cachée n'affectant pas la sécurité
Source ATA MSG-3

V-1-8) Conséquences d'une panne (deuxième niveau)

Le développement des tâches est géré d'une manière semblable pour chacune des cinq FEC. Pour déterminer ces tâches, il est nécessaire pour le deuxième niveau de chercher les causes des pannes d'une panne fonctionnelle donnée. Il y a six questions que l'on peut se poser en fonction de la FEC sélectionnée au niveau 1.

V-1-8-1) Lubrification / Entretien (applicable à toutes les FEC)

Questions 5A, 6A, 7A, 8A, 9A: Est-ce qu'une lubrification ou une tâche d'entretien est applicable et efficace ?

Cela comprend tout acte de lubrification ou d'entretien dans le but de maintenir des capacités de conception optimum.

Critères d'applicabilité :

La remise en état du consommable doit réduire le taux de panne.

Critères d'efficacité – Sécurité :

La tâche doit réduire le risque de panne.

Critères d'efficacité – Opérationnel :

La tâche doit réduire le risque de défaillance à un niveau acceptable.

Critères d'efficacité – économique :

La tâche doit être rentable.

V-1-8-2) Vérification visuelle du fonctionnement (uniquement pour les FEC à panne cachée)

Questions 8B et 9B : Est-ce qu'une vérification du fonctionnement d'un système est applicable et efficace ?

Un contrôle visuel et une observation déterminent si un élément est fonctionnel ou non. La vérification n'a pas besoin de tolérances quantitatives. C'est une tâche uniquement visuelle ou le résultat de la vérification doit être : cela marche ou cela ne marche pas.

Critères d'applicabilité :

L'identification de la panne doit être possible.

Critères d'efficacité – Sécurité :

La tâche doit assurer la disponibilité de la fonction cachée pour réduire le risque d'une défaillance multiple.

Critères d'efficacité – économique :

La tâche doit assurer la disponibilité de la fonction cachée afin d'éviter les effets économiques des défaillances multiples et doit être rentable.

V-1-8-3) Inspection / Contrôle des fonctions (applicable à toutes les FEC)

Questions 5B, 6B, 7B, 8C 9C : Est-ce qu'une inspection ou un contrôle fonctionnel pour détecter la panne est applicable et efficace ?

Une inspection peut être:

A. Une GVI

Une GVI est un examen visuel de l'intérieur/extérieur d'un montage ou d'assemblage, pour détecter les dommages évidents, ou les irrégularités. Ce niveau d'inspection est fait à partir de la distance ou l'on peut toucher la pièce, sauf indication contraire.

Un miroir peut être nécessaire pour améliorer l'accès visuel à toutes les surfaces exposées dans la zone d'inspection. Ce niveau d'inspection est fait en vertu des conditions d'éclairage normalement disponibles telles que la lumière du jour, l'éclairage du hangar, ou encore une lampe de poche, et peuvent exiger l'enlèvement ou l'ouverture des panneaux d'accès ou des portes. Des échelles ou des plates-formes peuvent être nécessaires pour arriver à proximité de la zone à vérifier.

B. Une DET (Detailed Inspection)

Une DET est un examen approfondi d'une pièce, d'une installation ou d'un montage spécifique pour détecter des dommages, ou une irrégularité. L'éclairage est normalement complété par une source directe d'un autre éclairage que l'éclairage naturel avec une intensité jugée appropriée. Les aides à l'inspection comme des miroirs, loupes, etc. peuvent être nécessaires. Le nettoyage des surfaces et des procédures d'accès élaborés peuvent être requis.

C. Une SDI (Special Detailed Inspection)

Une SDI est un examen approfondi d'une pièce, d'une installation spécifique, ou d'un assemblage pour détecter des dommages, ou une irrégularité. L'examineur est susceptible de faire un usage large des techniques d'inspection spécialisées et / ou de matériel spécifique (ex : un appareil à ultrason). Le nettoyage des surfaces et des procédures d'accès élaborées peuvent être requis.

Un contrôle fonctionnel est une vérification quantitative afin de déterminer si une ou plusieurs fonctions d'un article sont dans les limites opérationnelles définies par le fabricant.

Critères d'applicabilité :

La diminution du risque de panne doit être détectable, existe-t-il un intervalle raisonnablement cohérent entre un état de détérioration et la défaillance fonctionnelle.

Critères d'efficacité – Sécurité :

La tâche doit réduire le risque de panne pour s'assurer d'un fonctionnement sûr de l'avion.

Critères d'efficacité – Opérationnel :

La tâche doit réduire le risque de défaillance à un niveau acceptable.

Critères d'efficacité – économique :

La tâche doit être rentable, c'est à dire, le coût de la tâche doit être inférieur au coût de la panne.

V-1-8-4) Régénération (applicable à toutes les FEC)

QUESTIONS 5C, 6C, 7C, 8D, & 9D : Est-ce qu'une tâche de régénération pouvant réduire le taux de panne est applicable et efficace ?

Ce travail nécessite de ramener l'article à un niveau fonctionnel spécifique. La régénération peut varier d'un nettoyage à un remplacement de pièces uniques, jusqu'à un changement complet, le but de chaque tâche de régénération, étant doit être spécifié au préalable.

Critères d'applicabilité :

Le poste doit présenter des caractéristiques de dégradation fonctionnelle identifiable en fonction de son âge et une grande proportion des unités doit survivre à cet âge. Il doit être possible de régénérer l'élément à un niveau initial de résistance/ ou de fonctionnement.

Critères d'efficacité – Sécurité :

La tâche doit réduire le risque de panne pour s'assurer d'un fonctionnement sûr de l'avion.

Critères d'efficacité – Opérationnel :

La tâche doit réduire le risque de défaillance à un niveau acceptable.

Critères d'efficacité – économique :

La tâche doit être rentable, c'est à dire, le coût de la tâche doit être inférieur au coût de la panne.

V-1-8-5) Remplacement (applicable à toutes les FEC)

QUESTIONS 5D, 6D, 7D, 8E, 9E : Est-ce qu'une tâche de remplacement pouvant prévenir une panne ou réduire le taux de panne, est applicable et efficace ?

Il s'agit du retrait de l'avion de pièces à vie limitée.

Les tâches de remplacement sont normalement appliquées aux pièces simples telles que les cartouches, boîtes, bouteilles, disques de moteur, éléments de structure, etc.

Critères d'applicabilité :

Le poste doit présenter des caractéristiques de dégradation fonctionnelle identifiable en fonction de son âge et une grande proportion des unités doit survivre à cet âge.

Critères d'efficacité – Sécurité :

Une limite de durée de vie doit réduire le risque de panne pour assurer un fonctionnement sûr du système.

Critères d'efficacité – Opérationnel :

La tâche doit réduire le risque de défaillance à un niveau acceptable.

Critères d'efficacité – économique :

Une limite de la vie d'une pièce doit être rentable: à savoir, le coût du remplacement doit être inférieur au coût de la panne empêché.

V-1-8-6) Combinaison (uniquement pour les FEC de sécurité)

QUESTIONS 5E, 8F : Est-ce qu'une tâche ou une combinaison de tâches est applicable et efficace ?

Comme il s'agit d'une question de sécurité et qu'une tâche est nécessaire, toutes les tâches possibles doivent être analysées. Pour ce faire, un examen des tâches qui sont applicables est nécessaire. De cette revue des tâches, la tâche la plus efficace doit être sélectionnée.

V-1-9) Détermination des intervalles des tâches

Dans le cadre de la logique MSG-3 , le MWG détermine l'intervalle de chaque tâche de maintenance programmée qui satisfait les critères d'applicabilité et d'efficacité définis dans le chapitre IV-1-7 . Le MWG doit choisir l'intervalle le plus approprié pour chaque tâche de maintenance basée sur les données disponibles et la bonne appréciation technique. En l'absence de données précises sur les taux d'échec et les caractéristiques, les intervalles pour les tâches des systèmes sont largement déterminés en fonction du retour d'expérience sur des systèmes similaires. Les informations nécessaires pour déterminer l'intervalle optimal ne sont habituellement pas disponibles avant l'entrée en service des équipements. Dans de nombreux cas l'expérience précédente sur le même système ou une pièce similaire sert de guide. La difficulté d'établir des intervalles des tâches de maintenance «Correct» est essentiellement un problème d'information qui se poursuit tout au long de la durée de fonctionnement de l'équipement. Une tâche ne devrait pas être faite plus souvent que le retour d'expérience et les autres données le suggèrent, simplement parce que la tâche est facilement accomplie. Faire des tâches plus souvent que nécessaires augmente les chances d'avoir des erreurs induites qui peuvent avoir un effet négatif sur la fiabilité et la sécurité de l'avion.

V-1-9-1) Sources d'information

Le MWG doit considérer les points suivants dans la détermination de l'intervalle approprié d'une tâche :

- Les tests du fabricant et son analyse technique,
- Les données du fabricant et / ou recommandations du fournisseur,
- Les exigences des clients,
- L'expérience acquise avec des composants comparables ou identiques,
- Les estimations du bureau d'études.

Afin d'arriver au « meilleur intervalle initial » pour chaque tâche, chaque MWG doit évaluer l'intervalle en fonction de toutes les données pertinentes disponibles. Dans le cadre de cette évaluation, le MWG devrait envisager de répondre aux questions suivantes afin de déterminer l'intervalle le plus approprié :

- Quel retour d'expérience est disponible pour les parties communes / similaires / des composants d'un système sur d'autres avions qui possèdent déjà une tâche avec intervalle ?
- Quelles améliorations de conception ont été incorporées qui puissent justifier d'un intervalle plus long entre les vérifications?
- Quel intervalle est recommandé par le vendeur / fabricant et est basé sur des données de test ou de l'analyse de défaillance?

V-1-9-2) Les paramètres des intervalles de tâches

Les intervalles des tâches sont établis en fonction de l'exposition du système aux conditions qui favorisent la panne.

Les paramètres d'utilisation les plus utilisés sont déterminés dans le PPH:

- jours calendaires,
- heures de vol,
- cycles de vol,
- Moteur / APU heures / cycles.

La détermination de l'intervalle d'une tâche consiste à identifier les paramètres d'utilisation d'usage de l'avion et de l'intervalle associés numériquement, ou à définir la tâche durant les grandes visites de maintenance programmée (check A,...). Les intervalles peuvent être exprimés en paramètres d'utilisation et / ou en grande visite. Si un intervalle doit être exprimé dans un paramètre d'utilisation, la détermination d'intervalle se compose des étapes suivantes :

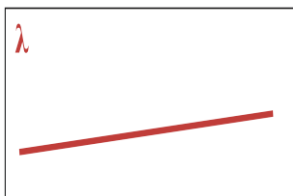
- La première étape consiste à définir le paramètre d'utilisation prédominant. Pour de nombreux systèmes / tâches sur les moteurs, l'heure de vol est le paramètre le plus souvent utilisé, mais pour certaines tâches, les cycles de vol ou les jours calendaires peuvent être le paramètre d'utilisation prédominant. L'intervalle peut aussi être exprimé avec plus d'un paramètre d'utilisation (ex : en heures de vol et en jours calendaires).
- La deuxième étape est de déterminer l'intervalle en fonction de l'usage des paramètres d'utilisation sujets aux critères évoqués dans le paragraphe suivant.

Pour certaines tâches, il peut être approprié pour le MWG d'envisager de spécifier un intervalle initial qui est différent de l'intervalle de répétition.

V-1-9-3) Critères de sélection des Intervalles de tâches

Questions 5a, 6a, 7a, 8A, 9A: Est-ce qu'une lubrification ou une tâche d'entretien est applicable et efficace ?

Modèle du taux de panne liée



Un intervalle de graissage dépend :

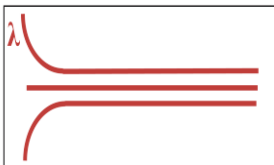
- Des facteurs de conception (mouvement, matériel),
- De l'environnement (infiltration d'eau, température, intérieur / extérieur de la cabine, les agents de nettoyage, de la saleté présente / des contaminants),
- Des chargements (petit / grand, manuel, périodique / continu).

Un intervalle de remise à niveau d'huile doit être basé sur :

- Taux d'utilisation des consommables,
- Réservoir des consommables dans le récipient de stockage (si applicable),
- Caractéristiques de détérioration (environnement d'exploitation et conditions climatiques typiques à considérer).

Questions 8B et 9B : Est-ce qu'une vérification du fonctionnement d'un système est applicable et efficace ?

Modèle du taux de panne lié



Y a-t-il une condition de défaillance potentielle clairement définie ?

Une «panne potentielle» est une condition définie identifiable qui indique qu'un processus de dégradation est en cours et qu'il conduira à une défaillance fonctionnelle.

Une «panne» est la condition où le système ne fonctionne pas dans les limites spécifiées précédemment.

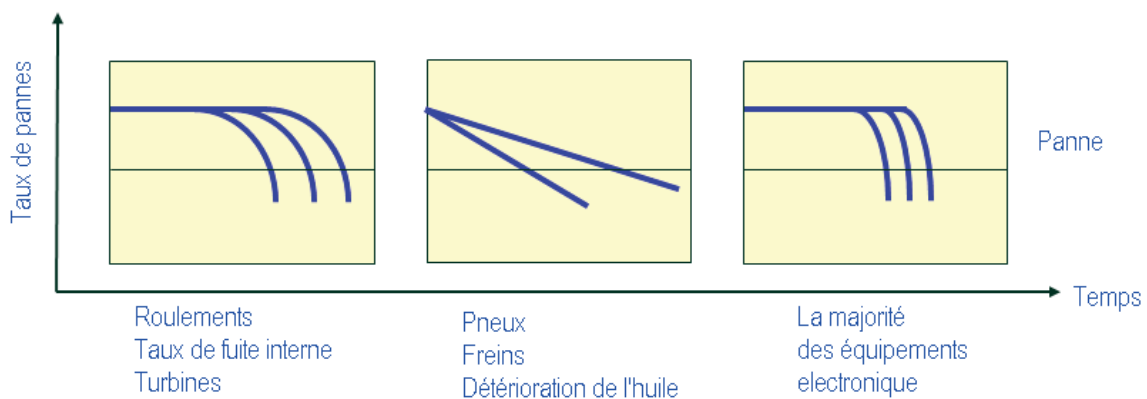


Figure 20: Exemple de panne

L'intervalle de la tâche devrait être inférieur au plus court intervalle probable entre le moment où une défaillance potentielle devient détectable et le point où elle se dégrade en une défaillance fonctionnelle.

Il doit être pratique de faire la tâche pendant cet intervalle.

Le temps le plus court entre la découverte d'une panne éventuelle et l'apparition de l'insuffisance fonctionnelle doit être suffisamment long pour qu'une action appropriée puisse éviter, éliminer ou minimiser, les conséquences de la défaillance fonctionnelle.

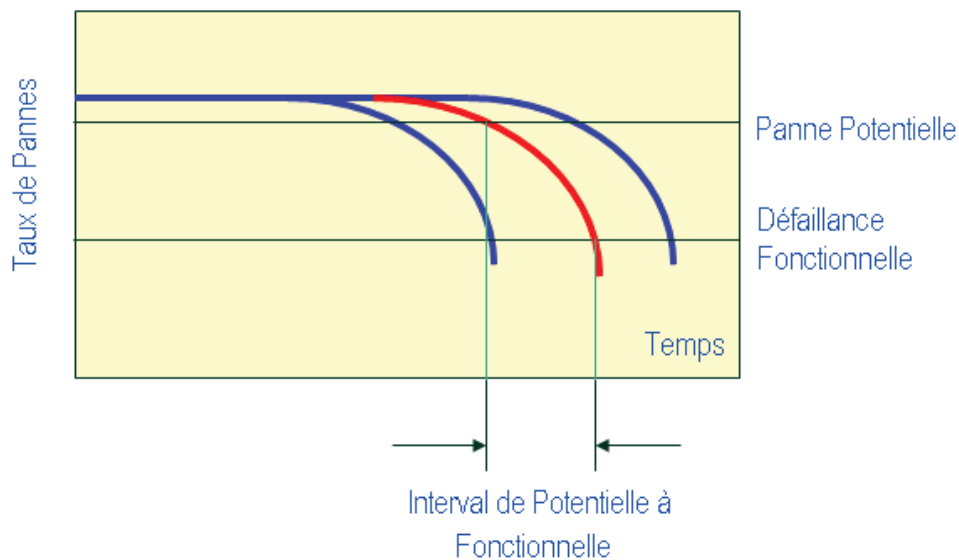


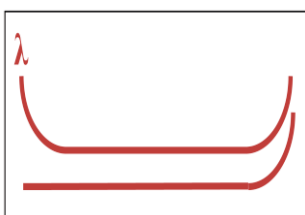
Figure 21: Exemple de panne

QUESTIONS 5C, 6C, 7C, 8D, & 9D : Est-ce qu'une tâche de régénération pouvant réduire le taux de panne est applicable et efficace ?

&

QUESTIONS 5D, 6D, 7D, 8E, 9E : Est-ce qu'une tâche de remplacement pouvant prévenir une panne ou réduire le taux de panne est applicable et efficace ?

Modèle du taux de panne liée



Les intervalles devraient être basés sur «l'âge identifiable» lorsque la dégradation significative commence et où la probabilité conditionnelle de défaillance augmente significativement.

La «Probabilité conditionnelle de défaillance» est la probabilité qu'une panne se produira dans une période spécifique à condition que le produit concerné ait survécu au début de cette période.

Les recommandations du fournisseur basées sur l'expérience en service de pièces similaires, devraient être prises en considération.

Une proportion suffisamment importante des occurrences de cet échec devrait avoir lieu après cet âge afin de réduire la probabilité de défaillance prématurée à un niveau qui est tolérable.

V-1-9-4) Les intervalles défini par l'accès

Parfois, il est impossible d'accomplir une tâche jusqu'à ce qu'un composant / système soit retiré ou déplacé. L'intervalle d'une telle tâche devrait être coordonné avec l'élimination / le déplacement de ce composant / système. Si le composant / système est retiré ou déplacé à intervalle plus court que ce qui est requis pour la tâche, alors l'intervalle de la tâche devrait être défini par la MWG comme l'intervalle de suppression / déplacement (programmé ou non). Si l'intervalle de la tâche est plus court que l'intervalle de suppression / déplacement, alors un intervalle défini par l'accès n'est pas approprié.

V-1-9-5) L'échantillonnage

L'échantillonnage peut être établi pour les éléments définis dans les systèmes et procédures d'analyse moteur. L'échantillonnage est un examen d'un nombre spécifique d'éléments à intervalles définis afin de confirmer qu'il n'y a pas de dégradations inattendues caractéristiques. Les éléments non échantillonnés peuvent rester en service jusqu'aux résultats de l'échantillonnage qui mettra ou non en évidence le besoin d'une tâche d'entretien supplémentaire.

V-2) Structure

La méthodologie MSG-3 contient des directives pour l'élaboration des tâches de maintenance planifiées pour la structure de l'avion. La méthodologie a été conçue pour prendre en compte dans les tâches de maintenance, les conséquences des dommages structurels qui sont non détectables. Chaque structure ou élément de structure est évalué en termes de contribution à la navigabilité, de sa sensibilité à toute forme de dommage, et du degré de difficulté de la détection de tels dommages. Une fois cela établi, la maintenance structurelle planifiée peut être développée ; elle comprend la détection et la prévention de la dégradation structurelle due à la fatigue, à la détérioration de l'environnement, ou les dommages accidentels pendant toute la durée opérationnelle de l'avion.

V-2-1) La maintenance structurelle

La maintenance structurelle planifiée est utilisée pour satisfaire la certification d'un type d'avion ainsi que les exigences du MRB.

Les remplacements obligatoires d'éléments structurels sont déjà inclus dans les ALI. En revanche certaines tâches d'inspection liées à la fatigue peuvent également être incluses dans les analyses MSG-3, ainsi que la prévention CPCP (Corrosion Prevention and Control Program). Ces tâches seront basées sur l'expérience des opérateurs en service.

Les exigences pour détecter les dommages accidentels (AD), la détérioration de l'environnement (ED), l'endommagement par fatigue (FD), et les procédures de prévention et / ou de contrôle de la corrosion sont à la base de l'entretien structurel. Cependant, toutes les exigences de type FD ne peuvent pas être définies lorsque l'avion entre en service. Dans de tels cas, le fabricant doit proposer, avant l'entrée en service de l'avion, un délai approprié pour faire ces inspections FD.

Si le besoin s'en fait sentir, les procédures doivent être élaborées pour les nouveaux matériaux (ex composite) dont les dégâts caractéristiques ne suivent pas les procédures classiques. (I.e. les procédures pour des matériaux métalliques)

La structure de l'avion se compose de toutes ces parties, y compris les ailes, fuselage, empennage, supports moteur, support du train d'atterrissage, des surfaces de commande de vol et leurs points d'attachement. Les portions actionnées tels que les éléments train d'atterrissage, commandes vol, portes, etc.... seront traitées comme des composants des systèmes, et seront analysées comme décrit dans la partie IV-1 de ce mémoire.

La Structure peut être subdivisée en fonction des conséquences de son seuil critique sur la sécurité des avions.

a. Un « Structural Significant Item » (SSI) est un détail, un élément ou un assemblage, qui contribue de manière significative à la réalisation du vol, à la mobilité au sol, à maintenir la pression ou à contrôler une force mécanique, et dont la défaillance pourrait affecter l'intégrité structurelle nécessaire à la sécurité de l'avion. Un SSI peut ou non contenir un « Principal Structural Element » (PSE). Un PSE est un élément qui contribue de manière significative à la réalisation du vol, à la mobilité au sol, à maintenir la pression ou contrôler une force mécanique, et dont la défaillance est catastrophique. Tous les PSE sont considérés comme structure « clef ».

b. Les autres éléments de structure qui ne sont pas catalogués comme étant un élément structurel important, sont étudiés dans les études zonales MSG-3 comme décrit dans la partie IV-3 de ce mémoire.

L'objectif principal de la maintenance structurelle planifiée est de maintenir le fonctionnement de l'avion tout au long de sa durée de vie opérationnelle et d'une manière économique. Pour y parvenir, les inspections doivent répondre aux exigences de chacun des critères AD, ED et FD.

Les inspections relatives à la détection des AD/ED sont applicables à tous les avions lors de leur première entrée en service. Des changements ou ajustements peuvent être apportés à ces inspections basées sur l'expérience de chaque opérateur, si et si seulement, ils sont approuvés par l'autorité de l'aviation référente. Les tâches de maintenance supplémentaires destinées au contrôle de la corrosion (liées aux ED métalliques) sont applicables selon l'intervalle qui est établi au cours du processus de certification des avions.

Elles sont basées sur l'expérience du fabricant et des opérateurs (la connaissance déjà acquise sur la structure d'avions similaires, en prenant compte les différences caractéristiques de conception, par exemple le choix des matériaux, le processus d'assemblage, les systèmes de protection contre la corrosion, la conception des toilettes et de la cuisine dans un avion etc.)

Les structure non métalliques qui sont susceptibles d'être endommagées et / ou détériorées (par exemple, décollement / délamination d'un composite) qui sont classées comme un SSI, exigeront des inspections adéquates pour s'assurer de leur résistance suffisante tout au long de leur vie opérationnelle.

La sensibilité à la détérioration à long terme est évaluée en prenant en compte l'environnement d'exploitation (température, pression, etc.).

Des zones telles que la jointure de grandes pièces, les articulations avec des pièces métalliques, des pièces à niveau élevé de contraintes, sont susceptibles d'être inspectées plus particulièrement.

Quand aucune expérience en service n'existe sur une structure, les exigences d'entretien structurel doivent être fondées sur la recommandation du fabricant.

La proposition initiale de tâches de maintenance programmée, qui doit être utilisée comme base pour l'entretien des structures, est établie pour chaque type d'avion par l'ISC sur la base de :

- a. L'expérience de l'opérateur,
- b. Les propositions du fabricant,
- c. La complexité de la structure.

V-2-1-1) Tâche structurelle

Dans le cadre de la procédure d'élaboration d'un planning d'entretien structurel applicable et efficace, les tâches d'entretien structurel sont sélectionnées pour chaque processus de détérioration du SSI. Afin d'assurer une corrélation directe entre la tolérance aux dommages structurels et la maintenance structurelle, il est nécessaire de décrire chaque tâche précisément.

Dans toute la mesure du possible, les méthodes d'inspection spécifiées dans ces tâches doivent utiliser comme référence les tâches d'inspection standardisée, tout changement et / ou ajout de méthode de contrôle doit être approuvé par l'ISC.

V-2-1-2) L'intervalle d'inspection

Le seuil d'inspection pour chaque tâche d'inspection d'un SSI est fonction de la source de dégâts comme suit:

- a) AD : La première inspection (seuil) pour les dommages accidentels correspond normalement à une période égale à l'intervalle d'inspection défini lors de la première entrée en service de l'avion.
- b) ED : Les seuils d'inspection initiale de tous les niveaux d'inspection sont fondés sur le retour d'expérience et des recommandations des fabricants.
- c) FD : Les inspections directement liées à la détection des dommages de la fatigue se feront d'après un seuil établi par le fabricant, et approuvé par les autorités. Ces inspections sont planifiées dans le cadre des opérations d'entretiens liées à la certification des tolérances aux dommages. Ces inspections sont sujets aux changements du fait du retour d'expérience, ou à des essais supplémentaires.

V-2-1-3) L'intervalle d'inspection répétitif

Après chaque inspection qui a été menée, l'intervalle de répétition fixe la prochaine période d'inspection:

- a) AD : L'intervalle de répétition doit être fondé sur l'expérience de l'opérateur et du fabricant sur des structures similaires. L'intervalle sélectionné correspond normalement à des niveaux simples ou multiples lors des grandes visites de maintenance programmées.
- b) ED : L'intervalle de répétition pour la détection / prévention (corrosion, délaminage, décollement, etc.) doit être basé sur le retour d'expérience et / ou les recommandations des fabricants.

c) FD : Les intervalles de répétition pour les inspections dues à la fatigue sont basés sur l'évaluation de la tolérance aux dommages. Ils sont utilisés pour démontrer que les inspections effectuées fournissent une probabilité suffisante de détection des dommages de fatigue pour chaque SSI.

V-2-1-4) L'échantillonnage des inspections de fatigue

Les avions de transport possédant beaucoup de cycles de vol sont plus sensibles à la fissuration par la fatigue. Cet « âge » signifie que des inspections adéquates sont requises pour détecter plus rapidement et efficacement l'endommagement par la fatigue.

Un tel échantillonnage des inspections est développé sur la base de variables statistiques appropriées, y compris:

- a) Le nombre d'avions inspectés,
- b) Les méthodes d'inspection et les intervalles de répétition,
- c) Le nombre de cycles de vol accomplis.

Une liste de SSI qui sont impactés pour une inspection de fatigue d'échantillonnages connexe sera mise en place par les SWG et soumise à l'ISC pour approbation et inclusion dans la proposition du rapport MRB. Le détail complet des inspections d'échantillonnage de fatigue sera établi conjointement par un groupe de travail opérateur / fabricant, et fondé sur les évaluations techniques du fabricant, avant que l'avion ne dépasse le seuil des dommages de fatigue.

V-2-1-5) Le CPCP

Un plan de prévention de la corrosion doit être établi pour contrôler la résistance de l'avion à la corrosion (i.e. en fonction de l'âge) et le préserver de la détérioration due à des processus chimiques et / ou l'interaction de l'environnement. Le programme est prévu pour permettre le contrôle de la corrosion sur l'avion de niveau 1 au minimum (i.e. acceptable pour voler sans réparation immédiate).

Le CPCP devrait être basé sur l'analyse ED, en supposant qu'un avion est exploité dans un environnement typique. Si la corrosion trouvée dépasse le niveau 1 à tout moment de l'inspection, le programme de contrôle de la corrosion pour la zone affectée doit être revu par l'opérateur, avec l'objectif d'assurer le niveau 1 au minimum.

V-2-1-6) Le programme d'exploration en fonction de l'âge

Un programme d'exploration en fonction de l'âge peut être souhaitable pour vérifier la résistance de l'avion à la détérioration due à la corrosion en complément du plan de prévention de la corrosion et des seuils de contrôle du programme initial.

Afin d'améliorer la détermination des intervalles entre les tâches spécifiques sur les structures importantes non-métalliques, un programme d'exploration en fonction de l'âge peut être souhaitable (vérifier le taux de détérioration structurelle).

Les lignes directrices pour le programme d'exploitation en fonction de l'âge sont établies par le MWG et sont soumises à l'ISC pour approbation et inclusion dans le MRBR.

V-2-1-7) Les inspections de zone

Certaines exigences des inspections pour des SSI et quelques éléments classés comme « autres structures » doivent être traités par des inspections de zone (voir chapitre IV-3).

V-2-1-8) Les résultats de l'inspection

Le constructeur et les opérateurs vont mettre en place un système qui satisfait la collecte et la diffusion du retour d'expérience de la maintenance programmée structurelle.

Ce processus va compléter le système qui est requis par la réglementation en vigueur pour les rapports des occurrences de défaillances, dysfonctionnements ou anomalies (par exemple les rapports de difficultés en service).

V-2-2) Sources de dégâts pour les inspections

Cette section décrit les sources de dégâts et les besoins d'inspection pris en compte lors du développement du programme d'entretien structurel.

V-2-2-1) Sources de dégâts

L'évaluation des tâches de maintenance devra prendre en compte les sources de dégâts suivantes :

a) AD : La survenue d'un événement aléatoire peut provoquer une diminution de la résistance résiduelle de l'avion. Ces dommages incluant les équipements de sol et de manutention, peuvent être dus à des objets étrangers, à l'érosion, à la pluie, à la grêle, à la foudre, à des débris sur la piste, à des déversements, au gel, au dégel, etc. Ils peuvent être également dus à une erreur humaine lors de la fabrication, à l'exploitation ou à la maintenance de l'avion qui ne serait pas déjà incluse dans les autres sources de dégâts.

La conséquence d'un dommage peut ne pas être évidente, et peut être interne (par exemple, décollement ou délaminage).

Les AD de grande taille, comme ceux provoqués par la désintégration d'un moteur, la collision avec des oiseaux ou une collision majeure avec un équipement au sol, seront aisément détectables (donc aucune évaluation des tâches de maintenance n'est nécessaire pour ce type de dommage).

b) ED : ils se caractérisent par une détérioration structurelle en raison d'un produit chimique ou une interaction avec le climat ou un environnement spécifique. Une évaluation est nécessaire pour estimer la corrosion qui en découle, y compris la détérioration des matériaux non-métalliques. La corrosion peut ou ne pas être dépendante du temps et de l'usage.

Par exemple, la détérioration résultant d'une défaillance dans la protection de surface est de plus en plus probable suite au vieillissement de l'avion, et inversement, la corrosion due aux déversements d'orifices est un événement aléatoire. La corrosion sous contrainte dans un environnement donné est directement tributaire du niveau de contrainte, du formage, de l'aménagement, ou d'un mauvais alignement.

Contrairement aux structures métalliques, les structures non métalliques telles que les composites ne sont pas normalement vulnérables à la dégradation due à l'environnement. Cependant, la dégradation sur le long terme et le vieillissement dans un environnement d'exploitation, doivent être pris en considération lors du développement de l'entretien structurel.

c) FD : ils se caractérisent par la formation d'une fissure ou de plusieurs fissures dues aux charges cycliques, et à la propagation ultérieure de ces fissures. Il s'agit d'un processus cumulatif du à l'utilisation des avions (vols ou heures de vol).

V-2-2-2) Exigences d'inspection

Les exigences d'inspection en relation avec les sources de dégâts suivent les contraintes suivantes :

a) La corrosion sous contrainte et d'autres formes de corrosion étant de nature aléatoire, elles peuvent se produire à tout moment pendant la durée de vie des avions. Dans ce cas, les exigences d'inspection s'appliquent à tous les avions de la flotte tout au long de leur vie opérationnelle.

b) La plupart des autres formes de corrosion dépendent du temps et de l'usage. Elles sont donc plus susceptibles de survenir avec le vieillissement de la flotte. Dans de tels cas, l'expérience de l'opérateur et du fabricant sur une structure similaire peut être utilisée pour établir les tâches de maintenance appropriées (y compris les tâches CPCP) pour le contrôle de la détérioration due à l'environnement.

La détérioration des structures non métalliques telles que les composites, doit être prise en considération lors l'établissement des tâches de maintenance. Le niveau d'inspection et les fréquences devraient être fondés sur le retour d'expérience de l'opérateur et sur les recommandations du fabricant.

c) La détection de fissuration par fatigue n'est pas prévue dans le programme initial d'entretien de la structure, cela jusqu'à la maturité de la flotte.

V-2-3) Le développement de la maintenance structurelle planifiée

Les tâches planifiées d'entretien structurel et leurs intervalles, sont basés sur une évaluation des informations de conception structurelle, des évaluations de tolérance de fatigue et de dommage, l'expérience en service avec une structure similaire et les résultats de tests pertinents.

L'évaluation de la structure pour la sélection des tâches de maintenance doit inclure les éléments suivants :

a) Les sources de la détérioration structurelle :

1. Les dommages accidentels,
2. La détérioration due à l'environnement,
3. L'endommagement par fatigue.

b) La sensibilité de la structure à chaque source de détérioration.

c) Les conséquences de la détérioration structurelle sur le maintien de la navigabilité :

1. Effet sur les avions (par exemple la perte de fonction ou de réduction de la résistance résiduelle),
2. Effet sur plusieurs sites ou de plusieurs éléments qui ont des dommages dus à la fatigue,
3. Effet sur les caractéristiques de vol ou de réaction de l'avion causé par l'interaction des dommages structurels, ou l'échec des systèmes ou éléments de motorisation,
4. En vol, la perte d'éléments structurels.

d) L'applicabilité et l'efficacité de diverses méthodes de prévention, de contrôle ou de détection de la détérioration de la structure, en tenant compte de seuils d'inspection et des intervalles de répétition.

La procédure d'élaboration des tâches d'entretien structurel est illustré dans le schéma logique (réf. figure 22 à 27) et décrit par une série d'étapes de processus (P1, P2, P3, etc.) et des étapes de décision (D1, D2, D3, etc.) comme suit:

- a. L'analyse de la maintenance structurelle doit être appliquée à toutes les structures de l'avion qui sont divisées en zones (P1) et à tous les éléments structurels (P2) définis par le fabricant.

- b. Le fabricant catégorise chaque élément comme SS) ou autre structure, sur la base de la conséquence de la panne ou du dysfonctionnement de l'élément sur la sécurité de l'avion (D1).
- c. La même procédure est répétée jusqu'à ce que tous les éléments structurels soient classés.
- d. Les pièces classées comme éléments structures importants (SSI) (P3) sont répertoriées comme SSI. Elles doivent être classées comme « sauve vie » ou tolérant aux dommages (D5), et sont en outre soumises à l'analyse AD / ED / CPCP soit en tant que structurel métallique ou non-métallique (i.e. composite).
- e. Les pièces classées comme autres structures (P4) sont comparées à des pièces similaires sur les avions existants (D2). Les recommandations de maintenance sont développées par les SWG (structure working group) pour les pièces similaires, et par le fabricant pour celles qui le ne sont pas. (Ex : de nouveaux matériaux ou concepts (P5)). Toutes les tâches sélectionnées par le SWG (P6) sont incluses dans la maintenance planifiée structurelle (P20).
- f. Le fabricant doit considérer deux types d'analyse AD / ED ; pour les structures métalliques (P7-P9) et pour les non-métalliques (P10-P14). Chaque SSI peut être constitué de l'un ou de l'autre, ou des deux.
- g. Les exigences d'inspection pour la détection en temps opportun des AD et des ED sont déterminées pour tous les SSI métalliques (P7). Celles-ci peuvent être déterminées pour des SSI individuels ou des groupes de SSI qui sont adaptés à des évaluations comparatives sur la base de leur emplacement, de la délimitation, de l'accès, de l'analyse de la panne etc. Les recommandations du fabricant sont utilisées pour déterminer ces exigences (voir chap. **IV-2-4** de ce mémoire).

h. Pour chacune des structures contenant des SSI métalliques, les exigences d'entretien sont déterminées (P8), de façon à ce que les attentes du CPCP soient remplies (voir chap. **IV-2-1-5** de ce mémoire).

i. L'exigence d'inspection de l'analyse ED est comparée à l'exigence de la CPCP (D3). Si elle est similaire ou identique, la tâche ED prendra l'exigence de la CPCP. Si l'exigence des tâches CPCP n'est pas remplie, la tâche ED doit être revue et / ou des tâches supplémentaires de CPCP doivent être déterminées (P9).

j. Le processus (P7, P8, P9) est répété jusqu'à ce que tous les SSI métalliques soient examinés.

k. Chaque SSI contenant des structures non métalliques est évalué à sa sensibilité aux dommages accidentels (AD) ou pas (D4), sur la base de la localisation du SSI, la fréquence d'exposition à la source des dommages, et l'emplacement du site de dégâts.

l. Les SSI contenant des structures non métalliques qui sont classées comme sensibles aux dommages accidentels (AD), sont évalués en fonction de la fréquence d'exposition à chaque source de dommage probable, de la probabilité d'occurrence multiple (P10), et de ses impacts sur la détérioration (ED) et de l'analyse de l'environnement (P11).

m. Le cas échéant l'impact AD sur l'analyse ED est pris en compte lorsque le SSI est évalué pour la sensibilité à la composition structurelle (P12) et à la sensibilité de l'environnement (P13), compte tenu du type de matériau.

n. Les exigences d'inspection pour la détection en temps opportun des dommages (par exemple, la délamination et décollement) sont déterminées pour tout SSI contenant des structures non-métalliques (P14). Les recommandations

du fabricant (voir chap. **IV-2-4** de ce mémoire) sont utilisées pour déterminer ces besoins.

o. Toutes les tâches qui découlent de l'analyse AD / ED (figure 24 et figure 25), et qui sont sélectionnées par le SWG, sont incluses dans l'entretien structurel (P20.)

p. Le fabricant catégorise chaque SSI comme tolérant aux dommages ou « sauve vie » (D5).

q. Pour chaque élément classé comme « sauve vie », le fabricant délimite la durée de vie (P15) ; celle-ci est incluse dans les limitations de la navigabilité des avions (P19). Aucune inspection de fatigue supplémentaire ne sera nécessaire pour assurer la navigabilité de l'avion.

r. Tous SSI restants sont des SSI dis « tolérants aux dommages ». Le fabricant détermine si la détection rapide de l'endommagement par fatigue est dépendante des inspections programmées (grande visite) (P16). Les inspections de fatigue peuvent ne pas être nécessaires pour les SSI conçus pour rester fonctionnels sous la charge requise avec des dommages qui seront facilement détectables pendant l'opération de l'avions (D6).

s. Des inspections visuelles au cours des contrôles de maintenance appropriés prévus, sont utilisées pour offrir les possibilités supplémentaire de détection des dommages de fatigue (D7).

t. Lors de contrôles appropriés de maintenance planifiée, les méthodes NDI (nondestructive inspection) sont utilisées pour fournir des opportunités de détection des dommages de fatigue, lorsque les inspections visuelles sont insuffisantes (D8).

u. Les détails des inspections de fatigue sont présentés au SWG qui détermine si elles sont réalisables (D9). Les inspections par l'accès et / ou la refonte d'un SSI peuvent être nécessaires si aucune pratique visuelle ni aucun NDI ne sont possibles (D10, P17).

v. Les inspections de fatigue sélectionnées par le SWG sont incluses dans la maintenance préliminaire structurelle planifiée (P20).

w. Pour soutenir la certification, les SSI sélectionnées (P18, P19) qui seront finalement inclus dans l'inspection de la fatigue, doivent être énumérés dans le document de limitation de navigabilité.

x. La procédure d'analyse FD est répétée pour tous les SSI tolérants aux dommages.

y. Les tâches liées à l'AD, l'ED, la FD, et les analyses des autres structures sont énumérées dans la maintenance planifiée des structures (P20).

z. Les besoins d'entretien qui résultent de ces inspections pour toute la structure sont soumis à l'ISC pour approbation et inclusion dans le MRBR.

aa. La portion d'entretien structurel des limitations de la navigabilité doit être incluse dans un document distinct et soumise à l'autorité réglementaire appropriée pour approbation.

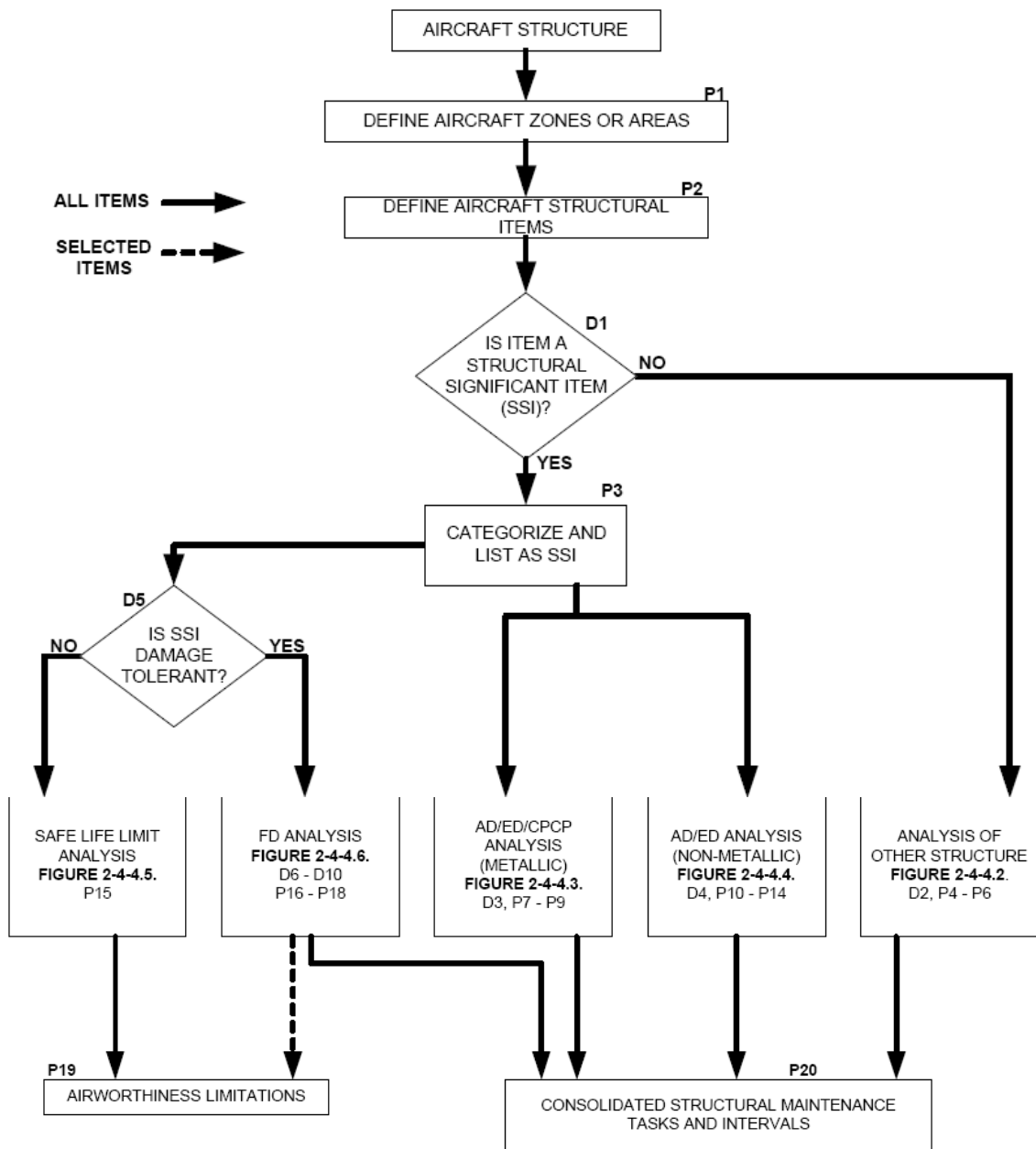


Figure 22: Diagramme de logique structurelle
Source ATA MSG-3

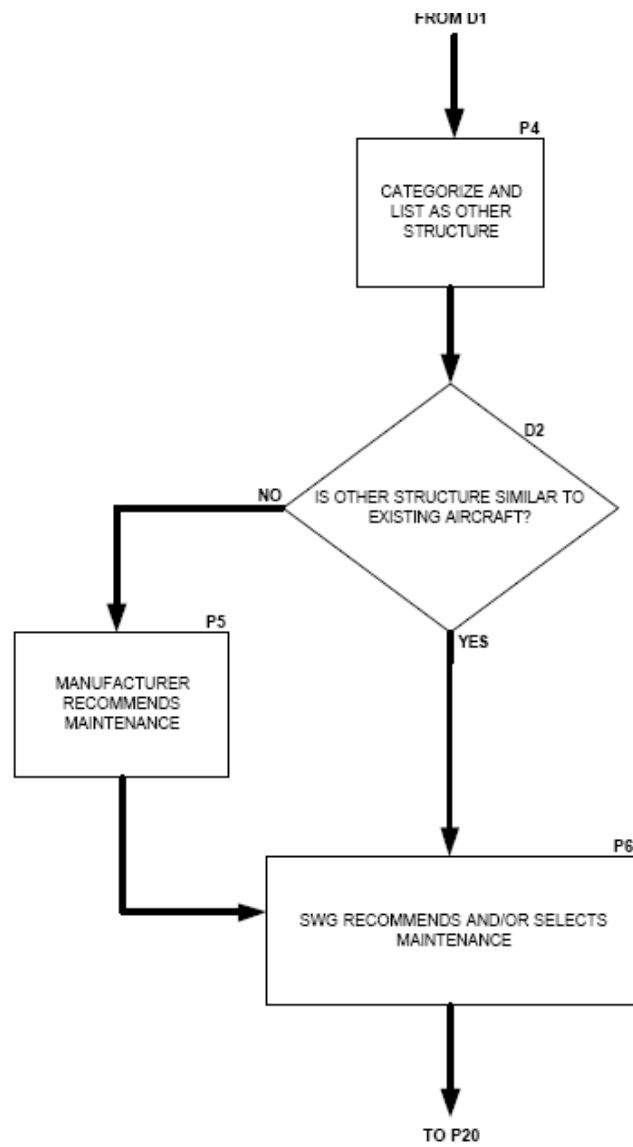


Figure 23: Autre diagramme de logique structurelle
Source ATA MSG-3

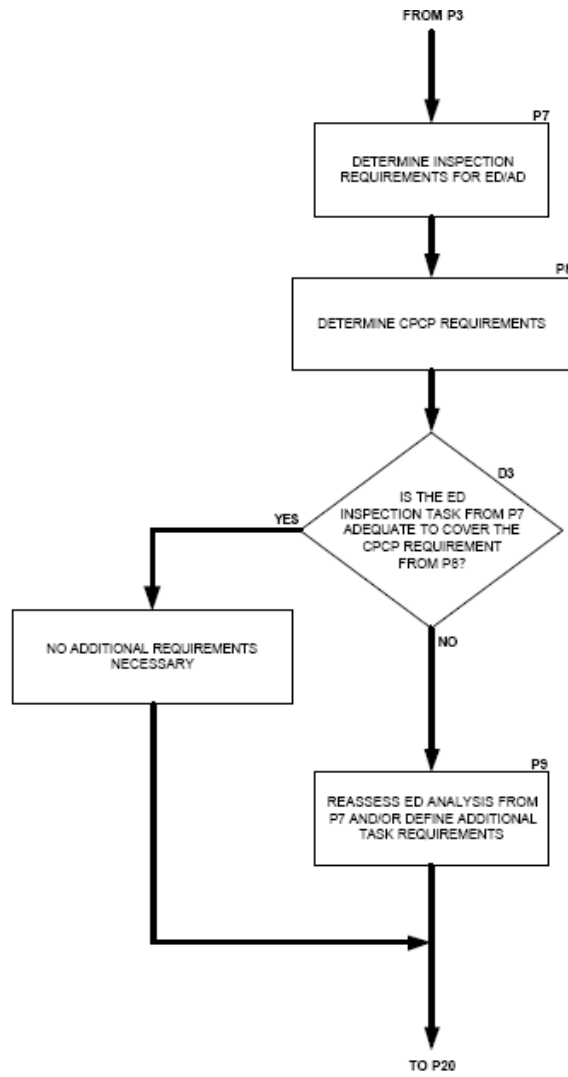


Figure 24: Diagramme de logique pour les AD et ED (structure métallique)
Source ATA MSG-3

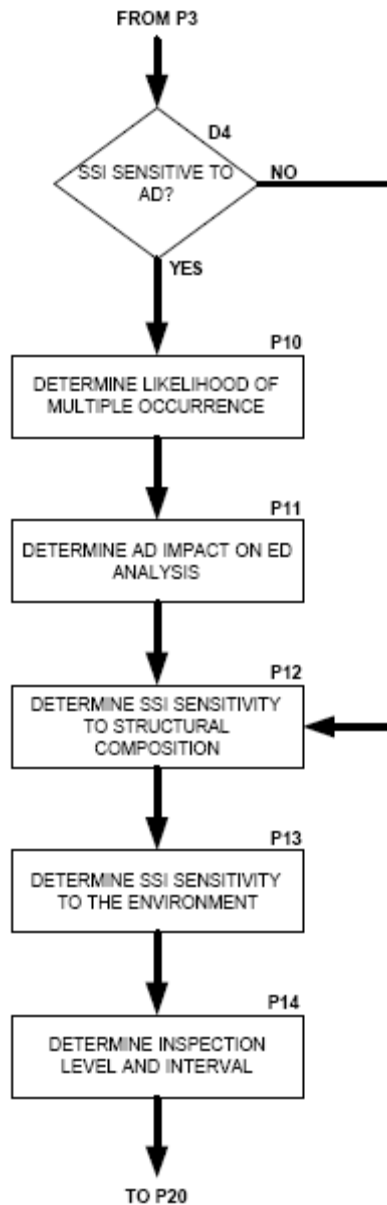


Figure 25: Diagramme de logique pour les AD et ED (structure non-métallique)
Source ATA MSG-3

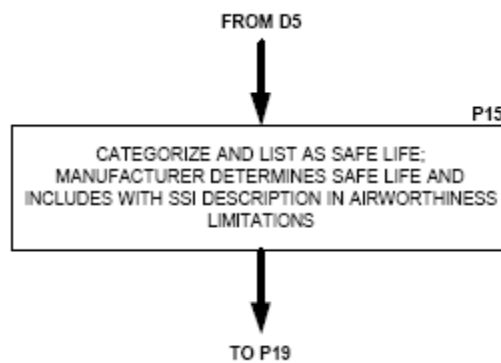


Figure 26: Diagramme de logique pour les pièces « sauves vie »
Source ATA MSG-3

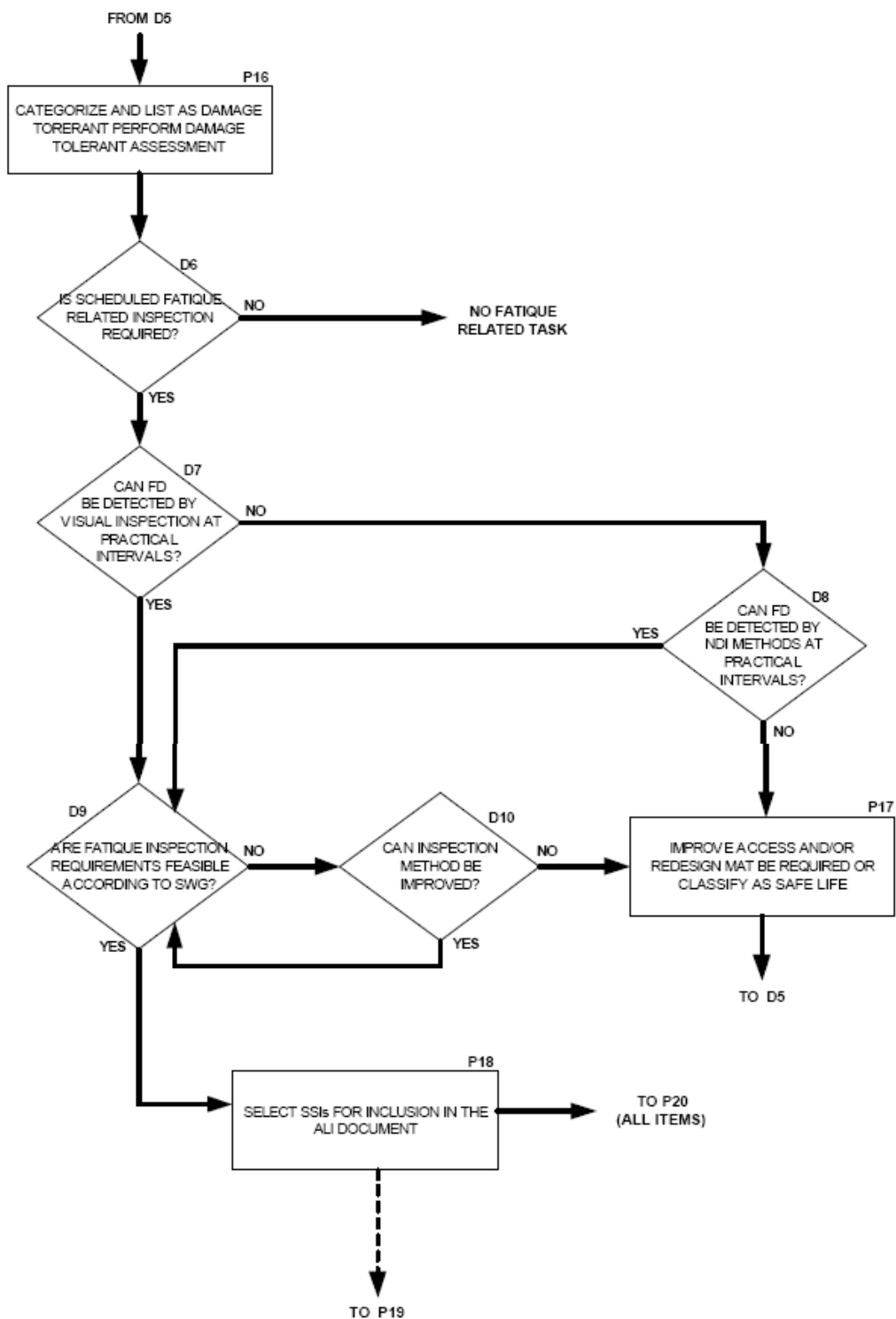


Figure 27: Diagramme de logique d'analyse des dommages de fatigue
Source ATA MSG-3

V-2-4) Les systèmes d'évaluation des SSI

Dans le cadre du développement de la maintenance structurelle programmée, il est nécessaire de noter chaque élément structurel important en termes de sensibilité (probabilité de dégâts) et la détectabilité (détection en temps opportun des dommages). Les différences de matériaux présents dans le SSI doivent être prises en compte.

Les tâches planifiées d'entretien structurel et les intervalles sont développés afin d'assurer la détection en temps opportun des dommages accidentels, de détériorations dues à l'environnement, et de l'endommagement par la fatigue. Le système de classification pour les AD et ED doit être compatible afin de permettre des évaluations comparatives pour chaque groupe de SSI. Les recommandations du fabricant et l'expérience de l'opérateur sont des éléments clés pour ces évaluations. Les systèmes de classification pour les FD des métaux doivent incorporer les résultats du fabricant sur la résistance résiduelle et sur l'évaluation de la croissance des éventuelles fissures. Le cas échéant, les systèmes de classification pour les FD des non-métaux devraient incorporer les résultats des tests du fabricant (essais et calculs du bureau d'études). L'applicabilité et l'efficacité de diverses méthodes d'inspection, les tailles des dommages détectables et les exigences d'accès sont les ingrédients clés pour ces évaluations.

V-2-4-1) Classification des dommages accidentels

La classification des dommages accidentels doit inclure l'évaluation des actions suivantes :

a) La sensibilité aux dommages accidentels mineurs (peu évident à détecter) basée sur la fréquence d'exposition et la localisation des dommages causés par une ou plusieurs sources, y compris :

1. Équipements de manutention au sol,
2. Équipements de manutention de type passerelle,
3. Ceux résultant d'une erreur humaine lors de la fabrication, la maintenance, et / ou l'exploitation de l'avion, qui ne sont pas inclus dans les sources d'autres dommages,
4. Pluie, grêle, etc. ,

5. Les débris de piste ,
6. La foudre ,
7. Piégeage de l'eau .

b) La résistance résiduelle après les dommages accidentels, normalement basée sur la taille probable de dommages par rapport à la taille critique des dommages pour le SSI.

V-2-4-2) Classification de la détérioration de l'environnement (métaux)

Le système de classification de détérioration de l'environnement devrait permettre des évaluations de susceptibilité et de détection en temps opportun de la corrosion et de la corrosion sous contrainte. La sensibilité à la corrosion est évaluée sur la base de l'exposition probable à un environnement défavorable et à l'adéquation des systèmes de protection. Par exemple :

- a) L'exposition à une détérioration de l'environnement telle que la condensation de la cabine, les déversements d'orifice, des déversements des toilettes, du nettoyage des fluides, etc.,
- b) Le contact entre matériaux différents (activité galvanique ex : acier/aluminium).
- c) Les systèmes de protection de surface, par exemple, la détérioration de la peinture, l'apprêt, le collage, l'étanchéité, la corrosion composée d'inhibiteurs et les systèmes de bardage avec la corrosion résultant de matériaux métalliques ou d'incursion de fluides perméables dans les matériaux non-métalliques, etc.

Les caractéristiques du matériau, couplé à la probabilité d'une contrainte de rupture soutenue, sont utilisées pour évaluer la sensibilité à la corrosion sous contrainte. La détection précoce est déterminée par la taille relative des dommages et à la visibilité du SSI pour une inspection donnée.

REMARQUE: les évaluations du système de classification devraient être faites en tenant compte de l'obligation pour chaque opérateur de contrôler la structure de l'avion au niveau de corrosion 1 ou plus.

V-2-4-3) Classification de la détérioration de l'environnement (non métaux)

Le système de classification de détérioration de l'environnement devrait permettre des évaluations de sensibilité aux dégradations et la détection en temps opportun d'une détérioration structurelle (par exemple, la délamination et le décollement).

La sensibilité à la dégradation (par exemple, perte de rigidité) est évaluée sur la base des matériaux soumis à l'environnement et à l'adéquation du système de protection.

Par exemple :

a) Les fibres d'aramide renforcé (également connu sous le nom de Kevlar) sont sensibles à l'humidité ainsi qu'aux Ultra-violet, et à d'autres fluides quand elles sont directement exposées.

b) Les fibres de verre renforcées peuvent subir des dégradations à long terme, lorsqu'elles sont directement exposées à la lumière UV, mais elles ont par ailleurs une faible sensibilité à l'environnement.

c) Les fibres de carbone renforcé ont une faible sensibilité à l'environnement.

La sensibilité à la délamination et au décollement est évaluée sur la base du type de matériau, et à l'adéquation du système de protection, ainsi qu'à la composition structurelle (par exemple, stratifié en nid d'abeille et solide), couplée à la probabilité de l'AD et à l'exposition à certaines conditions environnementales.

V-2-4-4) Classification de l'endommagement par fatigue

Le système de classification doit conduire à des inspections qui fournissent une haute probabilité de détection de l'endommagement par la fatigue de la flotte avant que de tels dommages réduisent la résistance résiduelle des avions au-dessous des niveaux autorisés.

Pour atteindre cet objectif, le système de classification doit considérer les points suivants :

a) La résistance résiduelle, y compris les effets des dommages de la fatigue multiple,

b) Le taux de croissance de fissures, y compris les effets de plusieurs endommagements par la fatigue,

- c) La période de détection des dommages qui correspond à l'intervalle de l'endommagement par la fatigue. Cette période varie selon les méthodes d'inspection utilisées et peut être augmentée ou diminuée selon les pièces de structure ou les procédés, (par exemple, les pièces d'étanchéité cachent certains dégâts).
- d) Les normes de détection pour les méthodes d'inspection en vigueur.
- e) Les niveaux d'inspection et méthodes applicables (par exemple, visuel, NDI), les directions (par exemple, externe, interne) et intervalles répétitifs (par exemple, grande visite de maintenance programmée).

Damage sources		Likely	Unlikely	Description of damage
1	Ground handling equipment		<input checked="" type="checkbox"/>	
2	Cargo handling equipment		<input checked="" type="checkbox"/>	
3	Maintenance procedure		<input checked="" type="checkbox"/>	
4	Operation procedure		<input checked="" type="checkbox"/>	
5	Weather effects		<input checked="" type="checkbox"/>	
6	Bird strike		<input checked="" type="checkbox"/>	
7	Runway debris		<input checked="" type="checkbox"/>	
8	Spillage		<input checked="" type="checkbox"/>	
9	Manufacturing defects		<input checked="" type="checkbox"/>	
10	Others		<input checked="" type="checkbox"/>	

Damage selected (type, location, size) :		Accidental damage covered by another SSI ? <input type="checkbox"/> Yes \Rightarrow SSINO.: <input type="checkbox"/> No	
Impact on Static Strength Reduction (SSR) ? <input type="checkbox"/> Yes <input type="checkbox"/> No		Impact on Aging ? <input type="checkbox"/> Yes <input type="checkbox"/> No	

Inspection level	AD - Basic Task				Is the AD likely to occur more than once during basic interval and is static strength further significantly reduced ? <input type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/> Yes \Rightarrow Select next lower inspection interval	Analysis Results			
	GVI	DET	SDI	SDI		Inspection level	GVI	DET	SDI
Static Strength Reduction (SSR)	1	2	3	4					
Interval [Years]	10	5	2.5	Note					

Remarks :									
-----------	--	--	--	--	--	--	--	--	--

Figure 28: Exemple d'analyse MSG-3 type SSI

ED covered by another SSI ? No Yes ⇒ SSI No. :

AD to be considered ? No Yes
Sensitivity to stress corrosion :

Material Selection : Inconel 718

Potential type of corrosion	Stress corrosion rating	Environmental rating	Protection rating	Inspection interval
Filiform []	Material sensitive and subject to built-in stresses	Probable exposure to highly corrosive products	Average	Note 2
Uniform [3]				
Pitting [3]	Material sensitive but not subject to built-in stresses	Probable exposure to corrosive products	Good	
Intergranular [3]				
Fretting []	Material not sensitive	No probable exposure	Special attention	
Crevice []				
Galvanic [3]				
Microbiological []				

Type of corrosion	ED Requirements		
	Systematic	DET	SDI
Inspection Level	GVI	DET	SDI
Threshold	2,5 Yrs	5 Yrs	10 Yrs
Interval	2,5 Yrs	5 Yrs	10 Yrs
TPS	Yes	No	--
Sampling	Yes	No	No

CPCP Requirements			
Inspection Level	GVI	DET	SDI
Threshold		12 Yrs	
Interval		12 Yrs	
TPS	Yes	No	--
Sampling	Yes	No	No

Compare with ED requirements and consolidate in a unique ED/CPCP requirement

Analysis Results			
Inspection Level	GVI	DET	SDI
Threshold		12 Yrs	
Interval		12 Yrs	
TPS	Yes	No	--
Sampling	Yes	No	No
100 % Limit		20 Yrs	

Is it necessary to declare new SSIs within the SSI boundaries ? No Yes ⇒ New SSI

Remarks :

Figure 29: Exemple d'analyse MSG-3 type SSI

SSI MATERIAL SELECTED	Aluminium alloys	3	2	2	1	1	2	2	2	1
	Carbon steels/Low alloy steels	3	3	3	2	2	2	2	2	1
	Martensitic stainless steels	3	3	3	3	3	2	3	3	2
	Copper brass	3	3	3	3	2	2	2	2	2
	Bronze, Copper-Nickel alloys	3	3	3	3	3	2	2	2	2
	"Monel", "Inconel"	3	3	3	3	3	3	3	3	2
	Austenitic stainless steels	3	3	3	3	3	3	3	3	3
	Titanium and titanium alloys	3	3	3	3	3	3	3	3	3
	Carbon composites	-	-	-	-	-	-	-	-	-

RATING	SENSITIVITY
1	HIGH
2	MEDIUM
3	LOW
-	Not Applicable

Aluminium alloys	
Carbon steels/Low alloy steels	
Martensitic stainless steels	
Copper brass	
Bronze, Copper-Nickel alloys	
"Monel", "Inconel"	
Austenitic stainless steels	
Titanium and titanium alloys	
Carbon composites	

Figure 30: Exemple de table d'interaction galvanique

V-3) Zonal

Le processus MSG-3 requiert une inspection de chaque zone de l'avion.

Une inspection visuelle standard, des installations des systèmes présents dans la zone pour en vérifier l'état général pour garantir la sécurité ainsi que l'état de la structure.

On peut également y trouver en fonction de la zone :

- Une inspection spécifique aux câblages (EWIS Electrical Wiring Interconnection System),
- Une inspection spécifique des éléments (L/HIRF) soumis à une protection contre la foudre et aux impulsions électromagnétiques.

L'analyse va déterminer l'intervalle, et la complexité de l'inspection suivant des critères définis ci-après.

Des inspections visuelles déterminées par les analyses structurelles et de systèmes, peuvent être transférées au programme Zonal si les intervalles d'inspection de la zone sont concordants ou inférieurs ou égaux.

Les tâches découlant des analyses zonales sont exclusivement des inspections visuelles. Les tâches de remise en état découlant de ces inspections visuelles ne font pas partie de la logique MSG-3.

L'avion est divisé en zone telles que définies dans la norme ATA iSpec 2200.

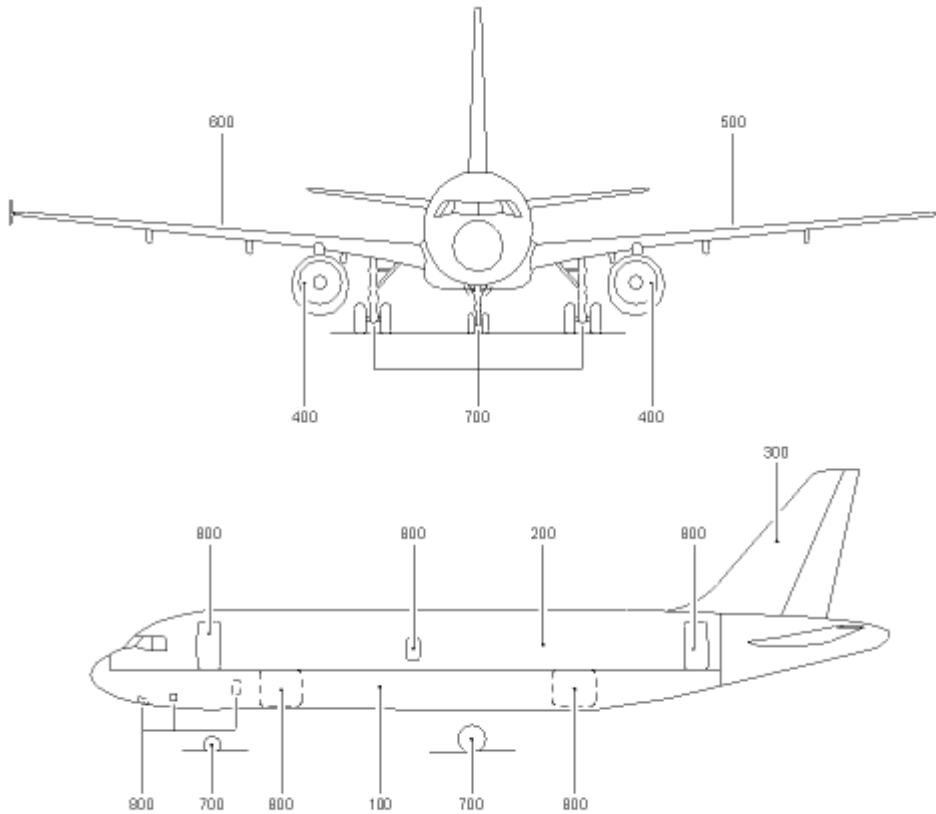


Figure 31: Exemple de zones majeures d'un avion

Table II: Table des zones majeures d'un avion
ATA iSpec 2200.

100	Lower Half of the Fuselage to Aft Pressure Bulkhead
200	Upper Half of the Fuselage to Aft Pressure Bulkhead
300	STABILIZERS
400	NACELLES
500	LEFT WING
600	RIGHT WING
700	LANDING GEAR
800	DOORS

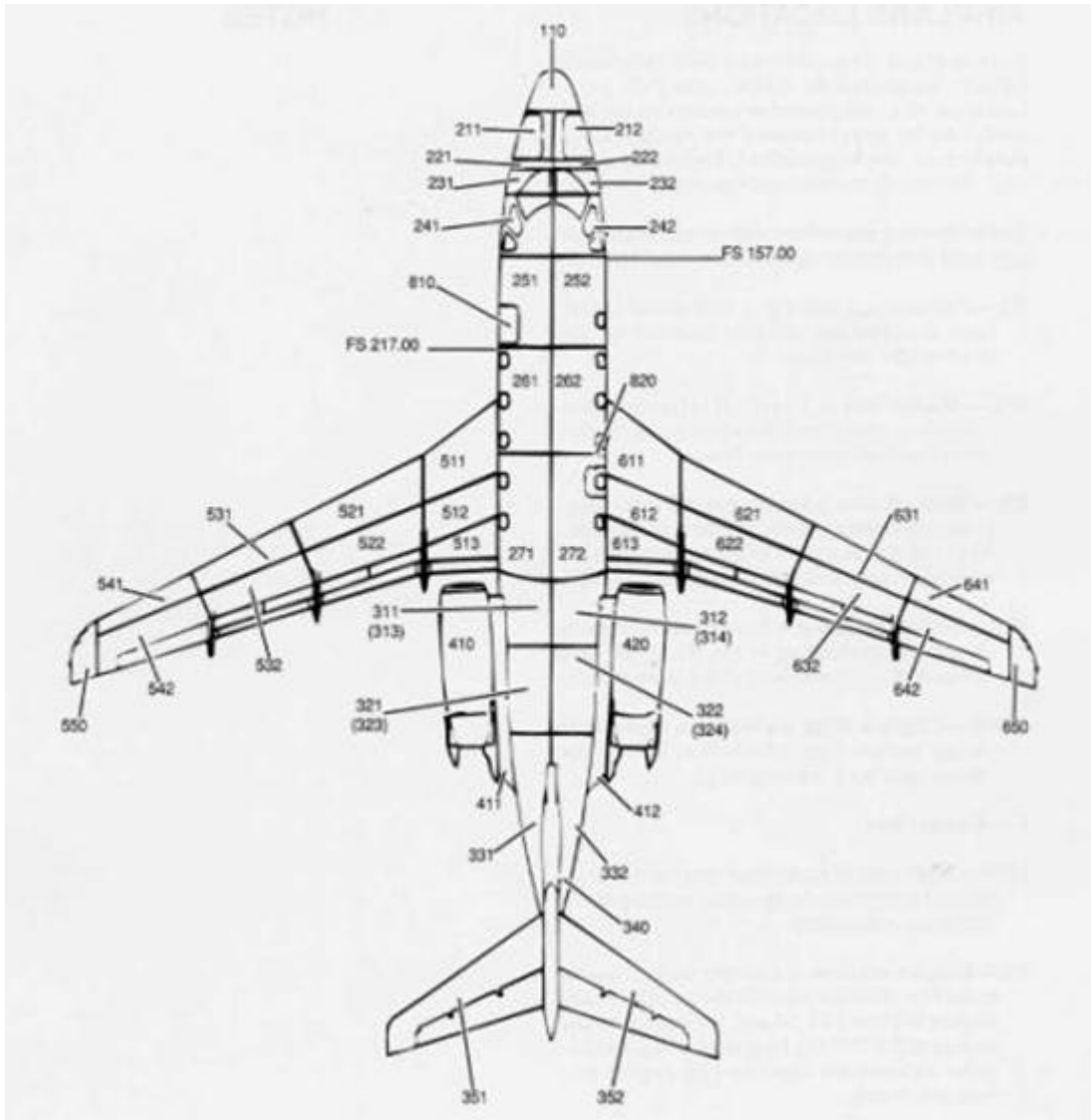


Figure 32: Exemple de zones d'un avion

V-3-1) Procédures

Les procédures suivantes doivent être utilisées pour les analyses MSG-3 des zones. Pour chaque zone on établit un dossier divisé en plusieurs parties (description, analyse, puis récapitulatif des pages) qui identifie les données telles que:

- Une liste comprenant les équipements et les câblages présents dans la zone,
- l'emplacement de la zone et l'accès,
- la taille approximative (en volume),

- le câblage de la zone,
- des illustrations de la zone,

Le tout permettant au MWG d'avoir une vue d'ensemble et la compréhension de la zone étudiée.

L'analyse comporte trois volets d'analyse.

Dans le premier volet on trouve l'analyse standard de la zone. On prend en compte dans un premier temps les facteurs environnementaux (humidité, contamination, température) et les facteurs accidentels (maintenance, fluide). Puis dans un deuxième temps on prend en considération la densité et l'importance de la zone. Ces deux grands facteurs permettent de déterminer un intervalle de temps qui est préconisé pour l'inspection de la zone. Le MWG peut décider en fonction du retour d'expérience de sortir de cet intervalle défini. Une inspection visuelle additionnelle peut être choisie dans le cas où il y a dans la zone étudié un endroit particulier à inspecter plus précisément.

ZONE TITLE	EFFECTIVITY																																																																										
ACCESS REQUIREMENTS																																																																											
<p>ZONE EVALUATION</p> <table style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <tr><td colspan="4" style="text-align: center;">DENSITY</td></tr> <tr><td colspan="4" style="text-align: center;">1 2 3 4</td></tr> <tr><td style="text-align: right;">1</td><td>1</td><td>1</td><td>2</td><td>2</td></tr> <tr><td style="text-align: right;">2</td><td>1</td><td>2</td><td>2</td><td>3</td></tr> <tr><td style="text-align: right;">3</td><td>2</td><td>2</td><td>3</td><td>4</td></tr> <tr><td style="text-align: right;">4</td><td>2</td><td>3</td><td>4</td><td>4</td></tr> </table> <p style="text-align: center;">↓</p> <table style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <tr><td colspan="4" style="text-align: center;">ENVIRONMENT</td></tr> <tr><td colspan="4" style="text-align: center;">1 2 3 4</td></tr> <tr><td style="text-align: right;">1</td><td>1</td><td>1</td><td>2</td><td>3</td></tr> <tr><td style="text-align: right;">2</td><td>1</td><td>2</td><td>3</td><td>3</td></tr> <tr><td style="text-align: right;">3</td><td>2</td><td>2</td><td>3</td><td>4</td></tr> <tr><td style="text-align: right;">4</td><td>2</td><td>3</td><td>4</td><td>4</td></tr> </table> <p style="text-align: center;">↓</p> <table border="1" style="margin-left: auto; margin-right: auto;"> <tr><td colspan="4" style="text-align: center;">OVERALL ZONAL RATING</td></tr> <tr><td colspan="4" style="text-align: center;">1 2 3 4</td></tr> <tr> <td style="text-align: center;">ZONAL GUIDANCE INTERVAL</td> <td style="text-align: center;">100 DY to 20 MO</td> <td style="text-align: center;">20 MO or 40 MO</td> <td style="text-align: center;">40 MO or 6 YE</td> <td style="text-align: center;">6 YE or 12 YE</td> </tr> <tr> <td></td> <td colspan="4" style="text-align: center;">OR APPROPRIATE INTERVAL IN FH / FC</td> </tr> </table>	DENSITY				1 2 3 4				1	1	1	2	2	2	1	2	2	3	3	2	2	3	4	4	2	3	4	4	ENVIRONMENT				1 2 3 4				1	1	1	2	3	2	1	2	3	3	3	2	2	3	4	4	2	3	4	4	OVERALL ZONAL RATING				1 2 3 4				ZONAL GUIDANCE INTERVAL	100 DY to 20 MO	20 MO or 40 MO	40 MO or 6 YE	6 YE or 12 YE		OR APPROPRIATE INTERVAL IN FH / FC				<p>DENSITY</p> <hr/> <p>IMPORTANCE</p> <hr/> <p>ENVIRONMENT</p>
DENSITY																																																																											
1 2 3 4																																																																											
1	1	1	2	2																																																																							
2	1	2	2	3																																																																							
3	2	2	3	4																																																																							
4	2	3	4	4																																																																							
ENVIRONMENT																																																																											
1 2 3 4																																																																											
1	1	1	2	3																																																																							
2	1	2	3	3																																																																							
3	2	2	3	4																																																																							
4	2	3	4	4																																																																							
OVERALL ZONAL RATING																																																																											
1 2 3 4																																																																											
ZONAL GUIDANCE INTERVAL	100 DY to 20 MO	20 MO or 40 MO	40 MO or 6 YE	6 YE or 12 YE																																																																							
	OR APPROPRIATE INTERVAL IN FH / FC																																																																										
JUSTIFICATION FOR INSPECTION INTERVAL FALLING OUTSIDE OF ZONAL GUIDANCE INTERVAL																																																																											
SELECTED TASK																																																																											
DESCRIPTION	ACCESS REQUIRED	INTERVAL																																																																									
PREPARED BY	DATE	ISSUE	PAGE																																																																								

Figure 33: Premier volet des inspections de zone

Dans le deuxième volet, on détermine si une inspection EWIS est requise ou non.

La logique MSG-3 impose de suivre un diagramme qui détermine si l'inspection est requise ou non. De plus en suivant le diagramme il peut être nécessaire de déterminer une tâche de nettoyage des câblages additionnelle.

Enhanced Zonal Analysis – Evaluation Sheet 1		Zone(s):																								
Task for combustible material accumulation avoidance																										
Zone Title:																										
<div style="border: 1px solid black; padding: 5px;"> <p style="text-align: center;">Zone contains wiring ?</p> <p style="text-align: center;">Y N</p> <p style="text-align: center;">↓</p> <p style="text-align: center;">Continue with Enhanced Zonal Analysis</p> <p style="text-align: center;">↓</p> <p style="text-align: center;">Accumulation of combustible material in the zone ?</p> <p style="text-align: center;">Y N</p> <p style="text-align: center;">↓</p> <div style="display: flex; justify-content: space-between;"> <div style="width: 45%;"> <p style="text-align: center;">Describe combustible material in table</p> <p style="text-align: center;">↓</p> <p style="text-align: center;">Is there an effective task to significantly reduce the likelihood of accumulation of combustible materials ?</p> <p style="text-align: center;">Y N</p> <p style="text-align: center;">↓</p> <p style="text-align: center;">Define task & interval</p> <p style="text-align: center;">↓</p> <p style="text-align: center;">Continue with Enhanced Zonal Analysis Evaluation Sheet 2 (wiring inspection task)</p> </div> <div style="width: 45%;"> <p style="text-align: center;">Are any of the following criteria met?</p> <p style="text-align: center;">→ Wiring close to both primary and back-up hydraulic, mechanical or electrical flight controls</p> <p style="text-align: center;">→ E bay / Flight Compartment</p> <p style="text-align: center;">→ Feeders</p> <p style="text-align: center;">Y N</p> <p style="text-align: center;">↓</p> <p style="text-align: center;">Standard Zonal Analysis is adequate. Continue with Task Summary & Consolidation Sheet</p> </div> </div> </div>	<p>Description/illustration:</p> <p>Answers and explanations to questions:</p> <table border="1" style="width: 100%; border-collapse: collapse;"> <thead> <tr> <th style="width: 20%;">Material</th> <th style="width: 10%;">Y/N</th> <th style="width: 70%;">Comments</th> </tr> </thead> <tbody> <tr><td>Dust</td><td></td><td></td></tr> <tr><td>Lint</td><td></td><td></td></tr> <tr><td>Fuel vapour</td><td></td><td></td></tr> <tr><td>Fuel leakage</td><td></td><td></td></tr> <tr><td>Oil mist</td><td></td><td></td></tr> <tr><td>Hydraulic mist</td><td></td><td></td></tr> <tr><td colspan="3" style="text-align: center;">List if others..</td></tr> </tbody> </table>		Material	Y/N	Comments	Dust			Lint			Fuel vapour			Fuel leakage			Oil mist			Hydraulic mist			List if others..		
Material	Y/N	Comments																								
Dust																										
Lint																										
Fuel vapour																										
Fuel leakage																										
Oil mist																										
Hydraulic mist																										
List if others..																										
Justification for Interval:																										
Task No.	Source	Access	Description	Level	Interval	Applicability																				
Date: XX YYYY XX		Applicability:				Page:																				

Figure 34: Deuxième volet des inspections de zone

Dans le cas où la logique MSG-3 détermine qu'une inspection EWIS est nécessaire, on continue la procédure d'analyse. Dans un premier temps on détermine les risques d'arc électrique de feu « électrique » du aux câblages (ceci est lié à la présence de câblages à forte puissance). Puis dans un deuxième temps, on détermine un facteur lié à la visibilité du câblage de la zone et à la densité du câblage. Ceci permet de définir si une inspection spécifique au câblage est nécessaire ou pas (pour un câblage à faible densité avec une bonne visibilité, l'inspection visuelle standard suffira).

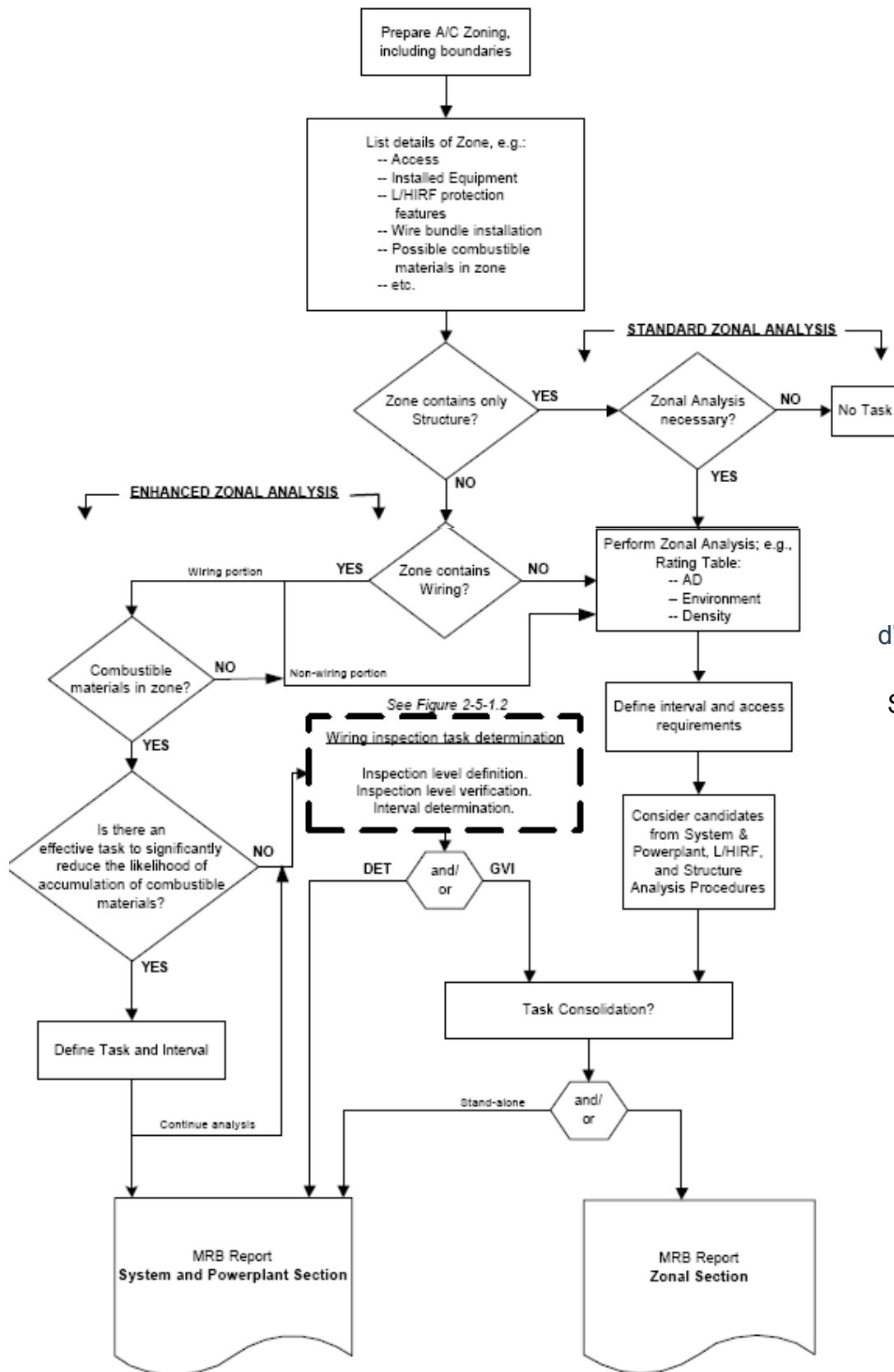


Figure 36:
Procédure
d'analyse des
zones
Source ATA
MSG-3

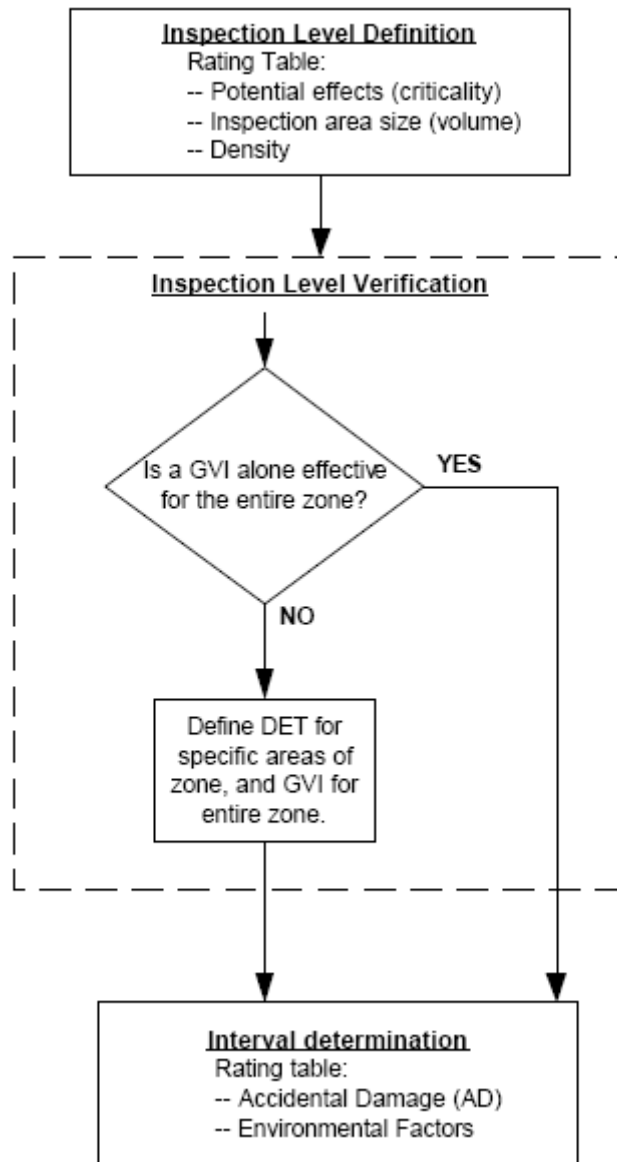


Figure 37: Détermination des tâches d'inspection des ailes
Source ATA MSG-3

V-3-2) La procédure d'analyse des L/HIRF

Les systèmes de protection L/HIRF ont une analyse spécifique. Le but de cette maintenance est de vérifier leur état.

1. La protection L/HIRF au sein des LRU (Line Replaceable Unit ou boîtier de système avionique) (contenues dans le CMM mais n'appartient pas à la logique MSG-3).

La protection des fonctions des LRU contre L / HIRF est incorporée à l'intérieur des LRU. Les dispositifs de protection tels que les connecteurs à broches, filtre discret, condensateurs, et des dispositifs de protection transitoire, sont installés dans les LRU sur un ou plusieurs de leur circuits d'interface. L'avionneur va travailler avec les fournisseurs de LRU pour faire en sorte que la protection L/HIRF soit présente et pour s'assurer que le CMM stipule la philosophie de maintenance à accomplir pour maintenir la protection L / HIRF. Le maintien de ce type de protection L / HIRF n'est pas développé avec la logique MSG-3.

2. La protection L / HIRF par l'analyse MSG-3.

Tous les niveaux A et B de protection L / HIRF présents sur l'avion (hors protection déjà présente dans les LRU) qui ont été identifiés durant la certification de l'avion doivent être analysés. Normalement, cela comprend des éléments tels que des câbles blindés, goulottes, cavaliers de liaison, des connecteurs, des carénages composites avec maille conductrice, et la conductivité intrinsèque de la structure, toutefois les inspections L/HIRF définies par l'analyse MSG-3 sont exclusivement visuelles.

Note:

Le niveau A concerne des systèmes électriques et électroniques dont la défaillance causera ou contribuera à un dysfonctionnement qui aura pour résultat de mettre l'avion dans une situation critique.

Les systèmes de niveau B sont des systèmes électriques et électroniques dont la défaillance causera ou contribuera à un dysfonctionnement qui aura pour résultat de mettre l'avion dans une situation dangereuse.

V-3-3) La procédure d'analyse de la protection L / HIRF

L'analyse doit couvrir toutes les protections identifiées L / HIRF. Celle-ci déterminera si une tâche est requise ou non, sinon, l'inspection de cette protection sera couverte par l'analyse standard de la zone.

Le champ d'analyse L/HIRF couvre les éléments suivants:

- 1) Toute protection visible L / HIRF (fils, des boucliers, des connecteurs, des sangles de collage, ou chemins de roulement entre les connecteurs ou points de terminaison) sera couverte par des inspections de zone standards.
- 2) La protection L / HIRF présente dans une gaine est couverte dans les inspections de zone, par confirmation de l'intégrité du revêtement protecteur.
- 3) La conductivité intrinsèque de la structure (métallique et composite) de l'avion est couverte par les inspections standards de zone. Les problèmes de corrosion sont déjà référencés dans les SSI.

Le volet d'analyse L / HIRF détermine en premier lieu si une inspection spécifique est nécessaire en prenant en compte différents facteurs tels que la densité de la zone et le critère de détérioration des protections L/HIRF. Si une inspection spécifique est requise, l'intervalle d'inspection sera sélectionné en fonction des facteurs AD et ED

L/HIRF Zonal Analysis – Evaluation Sheet					Zone(s): XXX/YYY/ZZZ																																																																		
L/HIRF task for all protection elements																																																																							
Zone Title:																																																																							
Description/Illustration:					INSPECTION INTERVAL																																																																		
					<table border="1"> <thead> <tr> <th>ACCIDENTAL DAMAGE</th> <th>RATING N/A=0, Low=1, Moderate=2, High=3</th> <th colspan="2">ENVIRONMENTAL</th> <th>RATING N/A=0, Low=1, Moderate=2, High=3</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>Ground Handling</td> <td></td> <td colspan="2">Temperature</td> <td></td> </tr> <tr> <td>Cargo Handling</td> <td></td> <td colspan="2">Vibration</td> <td></td> </tr> <tr> <td>Maintenance</td> <td></td> <td colspan="2">Humidity</td> <td></td> </tr> <tr> <td>Weather effects</td> <td></td> <td colspan="2">Contamination</td> <td></td> </tr> <tr> <td>Foreign objects</td> <td></td> <td colspan="2">Chemical (toilet fluids...)</td> <td></td> </tr> <tr> <td>Fluid spillage</td> <td></td> <td colspan="2">Others</td> <td></td> </tr> <tr> <td>Passenger traffic</td> <td></td> <td colspan="2"></td> <td></td> </tr> <tr> <td>Others</td> <td></td> <td colspan="2"></td> <td></td> </tr> </tbody> </table>	ACCIDENTAL DAMAGE	RATING N/A=0, Low=1, Moderate=2, High=3	ENVIRONMENTAL		RATING N/A=0, Low=1, Moderate=2, High=3	Ground Handling		Temperature			Cargo Handling		Vibration			Maintenance		Humidity			Weather effects		Contamination			Foreign objects		Chemical (toilet fluids...)			Fluid spillage		Others			Passenger traffic					Others					<p>Select the highest rating!</p> <table border="1"> <thead> <tr> <th colspan="4">ENVIRONMENTAL RATING</th> </tr> <tr> <th></th> <th>1</th> <th>2</th> <th>3</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>ACCIDENTAL DAMAGE RATING</td> <td>1</td> <td>2</td> <td>3</td> </tr> <tr> <td></td> <td>≥ 72M</td> <td>72M to 48M</td> <td>48M to 24M</td> </tr> <tr> <td></td> <td>72M to 48M</td> <td>48M to 24M</td> <td>24M to 12M</td> </tr> <tr> <td></td> <td>48M to 24M</td> <td>24M to 12M</td> <td>≤ 12M</td> </tr> </tbody> </table>		ENVIRONMENTAL RATING					1	2	3	ACCIDENTAL DAMAGE RATING	1	2	3		≥ 72M	72M to 48M	48M to 24M		72M to 48M	48M to 24M
ACCIDENTAL DAMAGE	RATING N/A=0, Low=1, Moderate=2, High=3	ENVIRONMENTAL		RATING N/A=0, Low=1, Moderate=2, High=3																																																																			
Ground Handling		Temperature																																																																					
Cargo Handling		Vibration																																																																					
Maintenance		Humidity																																																																					
Weather effects		Contamination																																																																					
Foreign objects		Chemical (toilet fluids...)																																																																					
Fluid spillage		Others																																																																					
Passenger traffic																																																																							
Others																																																																							
ENVIRONMENTAL RATING																																																																							
	1	2	3																																																																				
ACCIDENTAL DAMAGE RATING	1	2	3																																																																				
	≥ 72M	72M to 48M	48M to 24M																																																																				
	72M to 48M	48M to 24M	24M to 12M																																																																				
	48M to 24M	24M to 12M	≤ 12M																																																																				
<table border="1"> <thead> <tr> <th colspan="5">INSPECTION LEVEL</th> <th rowspan="2">Remarks:</th> </tr> <tr> <th></th> <th colspan="3">DENSITY</th> <th></th> </tr> <tr> <th></th> <th>Low</th> <th>Moderate</th> <th>High</th> <th></th> <th></th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td rowspan="2">L/HIRF protection deterioration criteria</td> <td>Low</td> <td>GVI</td> <td>GVI</td> <td>Specific Task</td> <td rowspan="2"></td> </tr> <tr> <td>High</td> <td>GVI + Specific Task</td> <td>GVI + Specific Task</td> <td>GVI + Specific Task</td> </tr> </tbody> </table>					INSPECTION LEVEL					Remarks:		DENSITY					Low	Moderate	High			L/HIRF protection deterioration criteria	Low	GVI	GVI	Specific Task		High	GVI + Specific Task	GVI + Specific Task	GVI + Specific Task	Justification for Interval:																																							
INSPECTION LEVEL					Remarks:																																																																		
	DENSITY																																																																						
	Low	Moderate	High																																																																				
L/HIRF protection deterioration criteria	Low	GVI	GVI	Specific Task																																																																			
	High	GVI + Specific Task	GVI + Specific Task	GVI + Specific Task																																																																			
<table border="1"> <thead> <tr> <th colspan="2">INSPECTION LEVEL</th> </tr> <tr> <th>GVI</th> <th>GVI + Specific Task</th> </tr> </thead> <tbody> <tr> <td>End of Zonal Analysis. Continue with Task Summary & Consolidation Sheet</td> <td>Continue with L/HIRF Zonal Analysis Evaluation Sheet 2 (GVI must be augmented with additional inspection of L/HIRF specific protection element)</td> </tr> </tbody> </table>					INSPECTION LEVEL		GVI	GVI + Specific Task	End of Zonal Analysis. Continue with Task Summary & Consolidation Sheet	Continue with L/HIRF Zonal Analysis Evaluation Sheet 2 (GVI must be augmented with additional inspection of L/HIRF specific protection element)																																																													
INSPECTION LEVEL																																																																							
GVI	GVI + Specific Task																																																																						
End of Zonal Analysis. Continue with Task Summary & Consolidation Sheet	Continue with L/HIRF Zonal Analysis Evaluation Sheet 2 (GVI must be augmented with additional inspection of L/HIRF specific protection element)																																																																						
Task No.	Source	Access	Description	Level	Interval	Applicability																																																																	
	LZA			GVI																																																																			
Date: DD Mon YY		Applicability:				Page:																																																																	

Figure 38: Volet d'analyse L/HIRF

La figure ci-dessous est l'organigramme théorique de la logique MSG-3 pour les analyses de type L/HIRF :

Case 1 - " Aircraft L/HIRF Protective Systems " système de protection L/HIRF

Case 2 - " Define Aircraft Zones " Avant l'accomplissement de l'analyse L / HIRF, il est nécessaire de définir des zones d'intervention.

Case 3 - " Define Level A and B " Il faut définir quels sont les systèmes de niveau A ou B. C'est un processus distinct de la logique MSG-3, et qui est habituellement dérivé d'un rapport technique.

Case 4 - " Is it a Level A or B?" l'analyse pour le niveau A suivra une voie différente de celle du niveau B.

Case 5 – "Determine Inspection" L'analyse L / HIRF utilisera une évaluation ED / AD pour déterminer la tâche et l'intervalle pour l'entretien de la protection L / HIRF.

Case 6 – “Are Zonal Inspection Tasks Applicable and Effective?” Est-il rentable et efficace de faire une tâche d'inspection ?

Case 7 - "Covered by Zonal Maintenance" l'évaluation montre qu'une inspection par zone est adéquate

Case 8 - "Is Protection Similar?" Est-il possible de prendre pour modèle une protection similaire qui a déjà été mise en place sur un avion du même type?

Case 9 - "Manufacturer's Maintenance" S'il n'est pas possible de prendre modèle sur un avion de même type, le fabricant peut choisir sa propre méthode pour la détermination des tâches sur les systèmes de niveau B.

Case 10 - "Working Group Recommendations" Il faut prendre en compte les recommandations du MWG.

Case 11 - "L/HIRF Maintenance" Liste des tâches d'entretien de la protection L / HIRF.

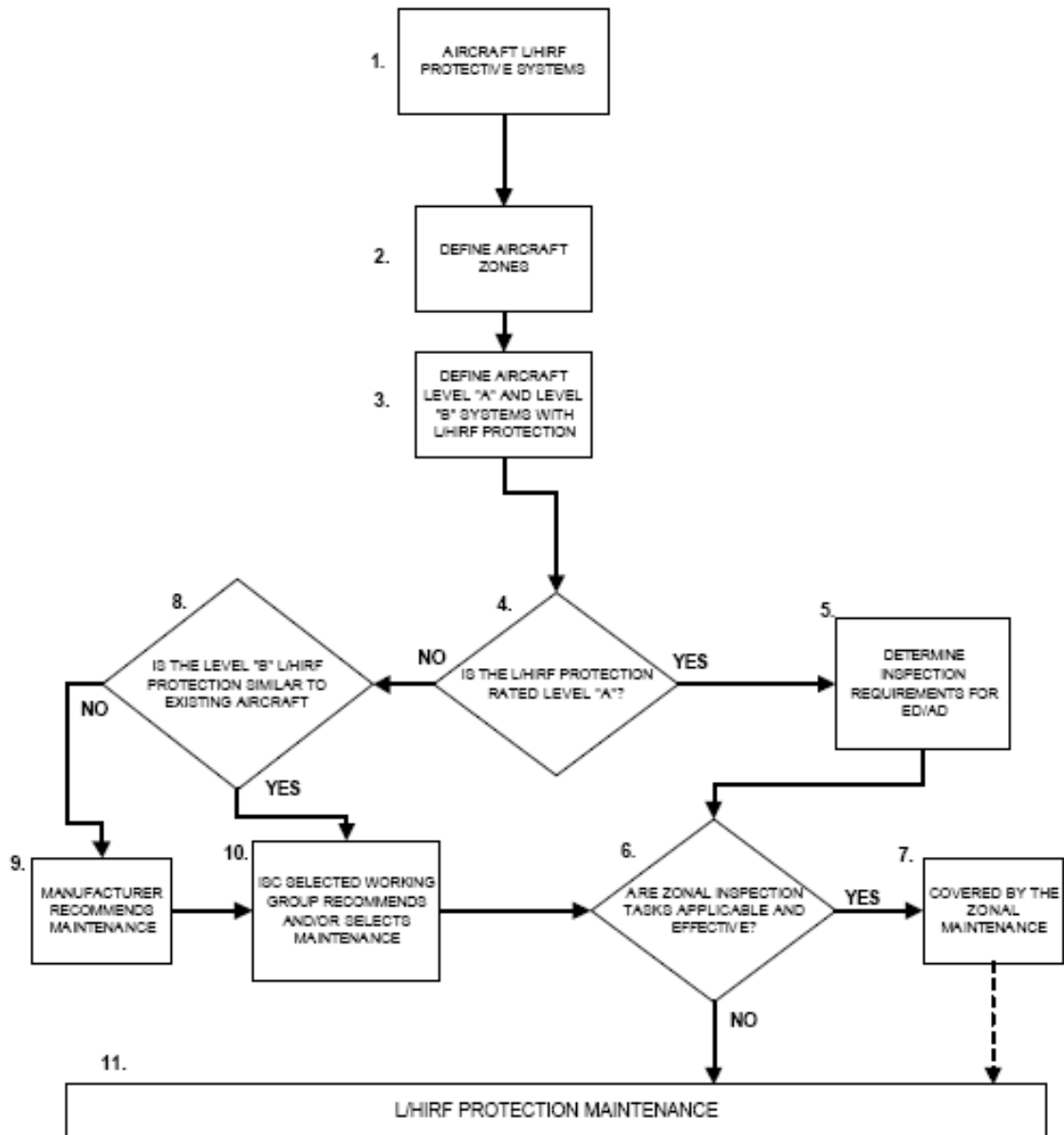


Figure 39: Diagramme de logique L/HIRF
Source ATA MSG-3

VI) Conclusion

L'aviation qui a été la révolution en matière de transport au XIXème siècle a évolué, le transport des passagers est de nos jours en pleine essor. Le planning d'entretien des avions est déterminé en partie par les analyses MSG-3.

La méthodologie MSG-3 est une logique axée sur la fiabilité. Cette méthodologie est considérée comme une méthodologie analytique centrée sur la sécurité intrinsèque et la fiabilité des avions. Elle permet de réduire les accidents d'avion ou l'avion est la cause de ces accidents et d'accroître la fiabilité de l'avion. Aujourd'hui l'avion est le moyen de transport le plus sûr.

Actuellement la probabilité qu'un scénario catastrophique arrive en vol (scénario qui conduirait à un crash) doit être plus petit ou égal à un sur un milliard. La conception des avions prend en compte le fait qu'une panne simple ne doit pas conduire à ce type de scénario. Dans le cas où un avion n'obéit pas à ces critères, il ne peut pas être certifié, et ne pourra donc pas effectuer de vols.

Pour garantir cette fiabilité, les analyses MSG-3 sont perpétuellement revus et mis à jours ; ceci est du aux modifications apportées par le Constructeur. L'impact de ces modifications est prise en compte dans les analyses MSG-3, ceci implique que le processus MSG-3 suive l'avion jusqu'au retrait en service du type d'avion suivi.

De plus l'expérience grandissante des Constructeurs, des Compagnies Aériennes et des Autorités sont bénéfiques à l'évolution du processus MSG-3.

Depuis sa création la méthodologie MSG-3 a subit plusieurs révisions. Avec l'arrivé des nouvelles technologies et du développement constant du transport aérien et des avions, il n'est pas exclu de voir dans les prochaines années une nouvelle méthodologie (MSG-4) pour définir la maintenance des avions.

Possibilités d'évolution :

- Nouveaux matériaux (composite, aluminium/lithium,...) => Révision des abaques SSI et zonal.

- Développement des systèmes électronique de maintenance embarqué. => révision des questions de la logique MSI.
- Prise en compte des tâches de maintenance « on condition », ex : sur les moteurs les tâches pourraient prendre en compte les résultats des inspections du moteurs.

La logique MSG suit l'évolution mais ne la précède pas.

VII) Annexe

Annexe 1

Table III : Table des chapitres ATA

ATA	Sous-ATA	Description
00		Introduction / Aircraft General
	00	General
05		Periodic Inspections
	00	General
	10	Time Limits
	20	Scheduled Maintenance Checks
	30	[As Required]
	40	[As Required]
	50	Unscheduled Maintenance Checks
06		Dimensions & Areas
07		Lifting & Shoring
	00	General
	10	JACKING
	20	SHORING
08		Leveling & Weeighing
	00	General
	10	Weighing & Balancing
	20	Leveling
09		Towing & Taxiing
	00	General
	10	Towing
	20	Taxiing
10		Parking, Mooring, Storage & Return To Service
	00	General
	10	Parking / Storage
	20	Mooring
	30	Return To Service
11		Placards & Marking
	00	General

10	Exterior Colour Schemes & Markings
20	Exterior Placards & Markings
30	Interior Placards

12		Servicing Routine Maintenance
	00	General
	10	Replenishing
	20	Scheduled Servicing
	30	Unscheduled Servicing

18		Vibration & Noise Analysis (Helicopter Only)
	00	General
	10	Vibration Analysis
	20	Noise Analysis

Airframe Systems

20		Standard Practice Airframe
	00	General

21		Air Conditioning
	00	General
	10	Compression
	20	Distribution
	30	Pressurization Control
	40	Heating
	50	Cooling
	60	Temperature Control
	70	Moisture / Air Contaminant Control

22		Auto Flight
	00	General
	10	Autopilot
	20	Speed-Attitude Correction
	30	Auto Throttle
	40	System Monitor
	50	erodynamic Load Alleviating

23		Communications
	00	General
	10	Speech Communications
	15	SATCOM
	20	Data Transmission & Automatic Calling
	30	Passenger Address, Entertainment, & Comfort

40	Interphone
50	Audio Integrating
60	Static Discharging
70	Audio & Video Monitoring
80	Integrated Automatic Tuning

24		Electrical Power
	00	General
	10	Generator Drive
	20	AC Generation
	30	DC Generation
	40	External Power
	50	AC Electrical Load Distribution
	60	DC Electrical Load Distribution
	70	Primary & Secondary Power

25		Equipment / Furnishings
	00	General
	10	Flight Compartment
	20	Passenger Compartment
	30	Buffet / Galley
	40	Lavatories
	50	Cargo Compartments
	60	Emergency
	70	Accessory Compartments
	80	Insulation

26		Fire Protection
	00	General
	10	Detection
	20	Extinguishing
	30	Explosion Suppression

27		Flight Control
	00	General
	10	Aileron & Tab
	20	Rudder & Tab
	30	Elevator & Tab
	40	Horizontal Stabilizer / Stabilator
	50	Flaps
	60	Spoiler, Drag Devices & Variable Aerodynamic Fairings
	70	Gust Lock & Damper
	80	Lift Augmenting

28		Fuel
----	--	------

	00	General
	10	Storage
	20	Distribution-Drain Valves
	30	Dump
	40	Indicating

29		Hydraulic Power
	00	General
	10	Main
	20	Auxiliary
	30	Indicating

30		Ice & rain Protection
	00	General
	10	Airfoil
	20	Air Intakes
	30	Pitot & Static
	40	Windows, Windshields, & Doors
	50	Antennas & Radomes
	60	Propellers / Rotors
	70	Water Lines
	80	Detection

31		Indication / Recording System
	00	General
	10	Instrument & Control Panels
	20	Independent Instruments
	30	Recorders
	40	Central Computers
	50	Central Warning Systems
	60	Central Display Systems
	70	Automatic Data Reporting Systems

32		Landing Gear
	00	General
	10	Main Gear & Doors
	20	Nose Gear / Tail Gear & Doors
	30	Extension & Retraction
	40	Wheels & Brakes
	50	Steering
	60	Position & Warning , and Ground Safety Switch
	70	Supplementary Gear – Skis, Floats

33		Lights
	00	General

10	Flight Compartment & Annunciator Panel
20	Passenger Compartment
30	Cargo & Service Compartments
40	Exterior Lighting
50	Emergency Lighting

34	Navigation
00	General
10	Flight Environment Data
20	Attitude & Direction
30	Landing & Taxiing Aids
40	Independent Position Determining
50	Dependent Position Determining
60	Flight Management Computing

35	Oxygen
00	General
10	Crew
20	Passenger
30	Portable

36	Pneumatic
00	General
10	Distribution
20	Indicating

37	Vacuum
00	General
10	Distribution
20	Indicating

38	Water / Waste
00	General
10	Potable
20	Wash
30	Waste Disposal
40	Air Supply

41	Water Ballast
00	General
10	Storage
20	Dump
30	Indicating

42	Integrated Modular Avionics
----	-----------------------------

00	General
20	Core
30	Network Components

44		Cabin SystemS
	00	General
	10	Cabin Core System
	20	Inflight Entertainment System
	30	External Communication System
	40	Cabin Mass Memory System
	50	Cabin Monitoring System
	60	Miscellaneous Cabin System

45		Central Maintenance System (CMS)
	00	General
	05/19	CMS / Aircraft General
	20/44	CMS / Airframe Systems
	45	Central Maintenance System
	46/49	CMS / Airframe Systems
	50/59	CMS / Structures
	60/69	Propellers
	70/89	CMS / Power Plant

46		Information Systems
	00	General
	10	Airplane General Information Systems
	20	Flight Deck Information Systems
	30	Maintenance Information Systems
	40	Passenger Cabin Information Systems
	50	Miscellaneous Information Systems

47		Inert Gas System
	00	General
	10	Generation/Storage
	20	Distribution
	30	Control
	40	Indicating

49		Airborne Auxiliary Power (APU)
	00	General
	10	Power Plant
	20	Engine
	30	Engine Fuel & Control
	40	Ignition / Starting
	50	Air

60	Engine Controls
70	Indicating
80	Exhaust
90	Oil

Structures

50		Cargo and Accessory Compartments
	00	General
	10	Cargo Compartments
	20	Cargo Loading Systems
	30	Cargo Related Systems
	40	Unassigned
	50	Accessory Compartments
	60	Insulation

51		Standrad Practices & Structures general
	00	General
	10	Investigation, Cleanup & Aerodynamic Smoothness
	20	Processes
	30	Materials
	40	Fasteners
	50	Support of Airplane for Repair & Alignment Check Procedures
	60	Control-Surface Balancing
	70	Repairs
	80	Electrical Bonding

52		Doors
	00	General
	10	Passenger / Crew
	20	Emergency Exit
	30	Cargo
	40	Service
	50	Fixed Interior
	60	Entrance Stairs
	70	Monitoring & Operation & Warning
	80	Landing Gear

53		Fuselage
	00	General (10 through 90 Fuselage Sections)
	10	Main Frame
	20	Auxiliary Structure
	30	Plates-Skin
	40	Attach Fittings
	50	Aerodynamic Fairings

60	[As Required]
70	[As Required]
80	[As Required]
90	[As Required]

54		Nacelles / Pylons
	00	General
	10	Nacelle [As Required]
	20	Nacelle [As Required]
	30	Nacelle [As Required]
	40	Nacelle [As Required]
	50	[As Required]
	60	[As Required]
	70	[As Required]
	80	[As Required]

55		Stabilizers
	00	General
	10	Horizontal Stabilizer / Stabilator Or Canard
	20	Elevator
	30	Vertical Stabilizer
	40	Rudder

56		Windows
	00	General
	10	Flight Compartment
	20	Passenger Compartment
	30	Door
	40	Inspection & Observation

57		Wings
	00	General
	10	Center Wing
	20	Outer Wing
	30	Wing Tip
	40	Leading Edge & Leading Edge Devices
	50	Trailing Edge & Trailing Edge Devices
	60	Ailerons & Elevons
	70	Spoilers
	80	[As Required]
	90	Wing Folding System

Propeller / Rotor		
-------------------	--	--

60		Standard Practices-Propeller / Rotor
----	--	--------------------------------------

00	General
----	---------

61		Propellers / Propulsion
	00	General
	10	Propeller Assembly
	20	Controlling
	30	Braking
	40	Indicating
	50	Propulsor Duct

62		Rotors
	00	General
	10	Rotor Blades
	20	Rotor Head(S)
	30	Rotor Shaft(S) / Swashplate Assembly(les)
	40	Indicating

63		Rotor Drive(s)
	00	General
	10	Engine / Gearbox Couplings
	20	Gearbox(es)
	30	Mounts, Attachments
	40	Indicating

64		Tail Rotor
	00	General
	10	Rotor Blades
	20	Rotor Head
	30	[Unassigned]
	40	Indicating

65		Tail Rotor Drive
	00	General
	10	Shafts
	20	Gearboxes
	30	[Unassigned]
	40	Indicating

66		Folding Blades & Tail Pylon
	00	General
	10	Rotor Blades
	20	Tail Pylon
	30	Controls & Indicating

67		Rotors Flight Control
----	--	-----------------------

00	General
10	Rotor Control
20	Anti-Torque Rotor Control (Yaw Control)
30	Servo-Control System

Power plant

70		STANDARD PRACTICES - ENGINE
	00	GENERAL

71		POWER PLANT - GENERAL
	00	GENERAL
	10	COWLING
	20	MOUNTS
	30	FIRESEALS AND SHROUDS
	40	ATTACH FITTINGS
	50	ELECTRICAL HARNESS
	60	ENGINE AIR INTAKES
	70	ENGINE DRAINS

72		ENGINE - TURBINE / TURBOPROP, DUCTED FAN / UNDUCTED FAN
	00	GENERAL
	10	REDUCTION GEAR AND SHAFT SECTION (TURBOPROP AND /OR FRONT MOUNTED DRIVEN PROPULSOR)
	20	AIR INLET SECTION
	30	COMPRESSOR SECTION
	40	COMBUSTION SECTION
	50	TURBINE SECTION
	60	ACCESSORY DRIVES
	70	BY-PASS SECTION
	80	PROPULSOR SECTION (REAR MOUNTED)

72(R)		ENGINE - RECIPROCATING
	00	GENERAL
	10	FRONT SECTION
	20	POWER SECTION
	30	CYLINDER SECTION
	40	SUPERCHARGER SECTION
	50	LUBRICATION

73		ENGINE - FUEL AND CONTROL
	00	GENERAL
	10	DISTRIBUTION
	20	CONTROLLING - GOVERNING

	30	INDICATING
--	----	------------

74		IGNITION
	00	GENERAL
	10	ELECTRICAL POWER SUPPLY
	20	DISTRIBUTION
	30	SWITCHING

75		BLEED AIR
	00	GENERAL
	10	ENGINE ANTI-ICING
	20	ENGINE COOLING
	30	COMPRESSOR CONTROL
	40	INDICATING

76		ENGINE CONTROLS
	00	GENERAL
	10	POWER CONTROL
	20	EMERGENCY SHUTDOWN

77		ENGINE INDICATING
	00	GENERAL
	10	POWER
	20	TEMPERATURE
	30	ANALYZERS
	40	INTEGRATED ENGINE INSTRUMENT SYSTEMS

78		EXHAUST
	00	GENERAL
	10	COLLECTOR - NOZZLE
	20	NOISE SUPPRESSOR
	30	THRUST REVERSER
	40	SUPPLEMENTAL AIR

79		OIL
	00	GENERAL
	10	STORAGE (DRY SUMP)
	20	DISTRIBUTION
	30	INDICATING

80		STARTING
	00	GENERAL
	10	CRANKING

81		TURBINES (RECIPROCATING ENGINES)
----	--	----------------------------------

	00	GENERAL
	10	POWER RECOVERY
	20	TURBO-SUPERCHARGER

82		WATER INJECTION
	00	GENERAL
	10	STORAGE
	20	DISTRUBUTION
	30	DUMPING AND PURGING
	40	INDICATING

83		ACCESSORY GEAR BOXES (ENGINE DRIVEN)
	00	GENERAL
	10	DRIVE SHAFT SECTION
	20	GEAR BOX SECTION

84		PROPULSION AUGMENTATION
	00	GENERAL
	10	JET ASSISTED TAKEOFF

Other		
-------	--	--

91		CHARTS
	00	Charts

97		Wiring Reporting
	00	General
	01	Zone 100 Fuselage Lower
	02	Zone 200 Fuselage Top
	03	Zone 300 Stabilizers
	04	Zone 400 Nacelles-Pylons
	05	Zone 500 Left Wing
	06	Zone 600 Right Wing
	07	Zone 700 Landing Gear Compartment
	08	Zone 800 Doors
	09	Zone 900 Lavatories & Galleys
	20	Electrical Standard Items/Practices

100		Manufacturers Technical Data
-----	--	------------------------------

101		Specification For Ground Equipment Technical Data
-----	--	---

102		Computer Software Manual
-----	--	--------------------------

103		Standarts For Jet Fuel Quality Control At Airports
-----	--	--

104		Guidelines For Aircraft Maintenance Training
	10	Technical Training Servicing
	20	Technical Training Familization
	30	Technical Training Maintenance
105		Guidelines For Training And Qualifying Personnel In Non Destructive Testing Methods
106		Sources And Approved Parts Qualification Guidelines
115		Flight Simulator Systems
116		Flight Simulator Cuing Systems

Annexe 2 (exemple de MSI avec logiciel MPC 3)

SAMPLE REPORT PRINTOUT - MSI 2621

Report Based on Example Database ACME Turbofan 77

Item: 26 Fire Protection – 20 Extinguishing – 21 Engine Fire Extinguishing
MSI: 262100
Pages Printed: 1 to 31

Based on US Black & White Standard Template

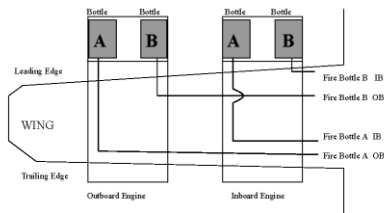
RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS							
FORM: 0		ATA NO. 26-21-00	Item Description Engine Fire Extinguishing						MSI
ATA Number	Part Number Manufacturer/ Supplier	Description	Could failure affect safety on ground or in flight?	Could failure be undetectable or not likely to be detected during normal operation?	Could failure have significant operational impact?	Could failure have significant economic impact?	MSI ?	Highest Manageable MSI Level	Remarks
26-21-00	None	Engine Fire Extinguishing	Yes	Yes	Yes	Yes	Yes	262100	
26-21-10	AC2620G103	Fire Extinguisher bottle assembly.	Yes	No	Yes	Yes	Yes	262100	
26-21-20	35201020	Double Check Tee	No	Yes	Yes	Yes	Yes	262100	
26-21-30	AC2620G105	Discharge Pipe LH	No	Yes	Yes	Yes	Yes	262100	
26-21-40	AC2620G104	Discharge Pipe RH	No	Yes	Yes	Yes	Yes	262100	
26-21-50	AC2620E120	Pipe Assembly L/H with permaswage fittings	No	Yes	Yes	Yes	Yes	262100	
26-21-60	AC2620E122	Pipe Assembly R/H with permaswage fittings	No	Yes	Yes	Yes	Yes	262100	

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:
ACME	Sample	Sample	Draft	11/10/2000	1 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS							
FORM: 1		MSI NO. 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing						SFD

ENGINE FIRE EXTINGUISHING SYSTEM

The function of the fire extinguisher bottles and fire extinguishing system is to store and discharge extinguishing agent into Engine Fire Zone 1, only on command.



SYSTEM DESCRIPTION

The engine fire extinguishing system is a two shot, self-contained system, which is contained wholly within each engine nacelle and is operated from the cockpit. Each system is mounted on the engine nacelle inlet aft bulkhead, apart from the wiring harness, and consists of the following components:

- Two Fire bottle assemblies.
- Double Check Tee piece/Shuttle Valve.
- Discharge pipes leading to twin nozzles.

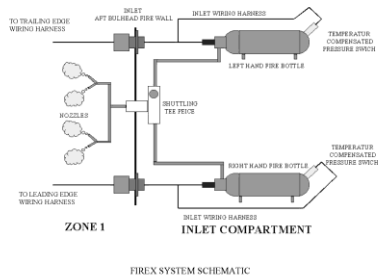
The fire bottles are mounted outside the fire zone, inside the nacelle inlet compartment. Access to the bottles is via an access panel in the inlet, through the exterior skin at the 6 o'clock position. Discharge is achieved when the pilot operates the fire handle sending an electrical signal to the cartridge mounted in the bottle discharge outlet. This causes the cartridge to detonate, which fractures a rupture disc and releases extinguishing agent to extinguish the fire. On discharge the extinguishing agent is passed through the Double Check Tee/Shuttle Valve through the discharge pipes/nozzles and into Fire Zone 1.

Low bottle pressure is indicated directly to the cockpit instrument panel when the pressure falls below that necessary for successful discharge.

NOTE: ATARTA members must perform Hydrostatic testing every 14 years. Non ATARTA members who fly in the USA must perform Hydrostatic testing every 5 years. Maximum service life on Rupture Disc is 14 years and must be renewed at hydrostatic testing by ATARTA members. Maximum life of Fill Fitting (with Burst Discs) is 14 years and must be replaced at every refill operation.

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:
ACME	Sample	Sample	Draft	5/4/2001	2 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS	
		SYSTEM BREAKDOWN, FUNCTIONAL DESCRIPTION, AND DESIGN FEATURES	
FORM: 1	MSI NO. 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing	

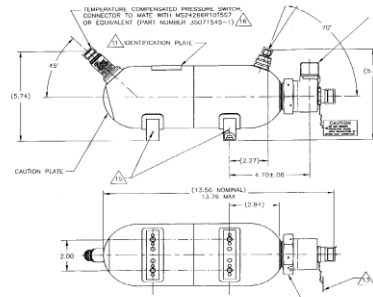


FIRE SYSTEM SCHEMATIC

FIRE BOTTLE

The extinguisher bottles are 110 cubic inch, single outlet, hermetically sealed, stainless steel containers. The containers are of welded stainless steel construction, which includes mounting lugs and fill discharge and switch bosses. Its primary components include:

- Container weldment.
- Fill fitting.
- Rupture disc.
- Discharge outlet.
- Temperature Compensated Pressure switch (TCPS).
- Explosive cartridge.

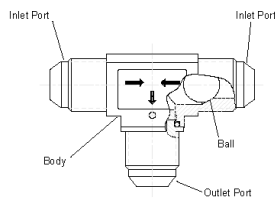


DOUBLE CHECK TEE

The Double Check Tee/Shuttle Valve is an aluminum-bodied valve with stainless steel MS coupling nuts. The valve has two inlet ports and one outlet port. The valve diverts the flow from either the first or second shot extinguisher to the outlet port as a result of the extinguisher pressure moving an internal, free moving ball to seal the opposite inlet port.

Analyst: John Doe	Working Group: Sample	1/21/2002	ISC Approval: Sample	1/21/2002	Revision: Draft	Date: 5/4/2001	Page: 3 of 31
ACME PROPRIETARY DATA							

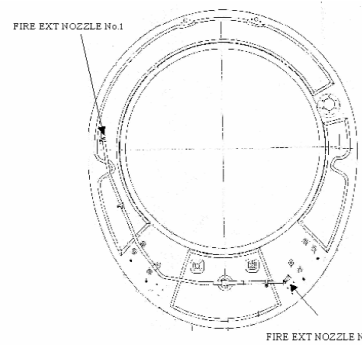
RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS	
		SYSTEM BREAKDOWN, FUNCTIONAL DESCRIPTION, AND DESIGN FEATURES	
FORM: 1	MSI NO. 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing	



PLUMBING

Pipework and nozzle assemblies for the fire extinguishing system from the check tee to the discharge nozzles are manufactured from .5" diameter stainless steel tube, with a .075 inch diameter section between the fire extinguisher bottles and the check tee.

The discharge pipe and nozzle assemblies are mounted on the rear face of the engine nacelle inlet aft bulkhead with the two twin head nozzles mounted at roughly 5 and 9 o'clock positions.



VIEW ON REAR BULKHEAD OF INLET AFT LOOKING FORWARD

Analyst: John Doe	Working Group: Sample	1/21/2002	ISC Approval: Sample	1/21/2002	Revision: Draft	Date: 5/4/2001	Page: 4 of 31
ACME PROPRIETARY DATA							

RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS	
		COMPONENT - MAINTAINABILITY AND RELIABILITY DATA	
		MRD	
FORM: 2	MSI NO. 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing	

MSI Number	Description	Qty	Supplier	Part Number Manufacturer/ Supplier	Similar To	Historical MTBUR	Predicted MTBUR	MREL
262100	Engine Fire Extinguishing	4	RS Aerospace	None	Various		144000	
262110	Fire Extinguisher bottle assembly.	8	MSTR Scientific	AC2620G103	Various	190476		
262120	Double Check Tee	4	MSTR Scientific	35201020	Various		800000	
262130	Discharge Pipe LH	4	RS Aerospace	AC2620G105	Various	90000000		
262140	Discharge Pipe RH	4	RS Aerospace	AC2620G104	Various	90000000		
262150	Pipe Assembly L/H with permaswage fittings	4	RS Aerospace	AC2620E120	New		9000000	
262160	Pipe Assembly R/H with permaswage fittings	4	RS Aerospace	AC2620E122	New		9000000	

References:

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:
ACME	Sample	Sample	Draft	11/10/2000	5 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS	
		FUNCTIONAL FAILURE ANALYSIS	
		FFA	
FORM: 3	MSI NO. 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing	
FUNCTION	FUNCTIONAL FAILURE	FAILURE EFFECT	FAILURE CAUSE

1	Store extinguishing agent under pressure.	A	Fails to maintain full quantity of agent at correct pressure.	1	Insufficient agent available in the Fire Extinguisher bottle for effective discharge.	a	Leakage from Fire Extinguisher bottle assembly.
						b	Uncommanded firing.
2	Release extinguishing agent on command.	A	Fails to release agent on command from primary fire extinguisher.	1	No, or insufficient, agent available for discharge. Secondary fire extinguisher must be used.	a	Cartridge failure.
						b	Failure of fire extinguishing electrical harness.
		B	Fails to release agent on command from secondary fire extinguisher.	1	Loss of fire extinguisher redundancy.	a	Cartridge failure.
						b	Failure of fire extinguishing electrical harness.

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:
ACME	Sample	Sample	Draft	10/11/2000	6 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS					
		FUNCTIONAL FAILURE ANALYSIS		FFA			
FORM: 3	MSI NO. 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing					
FUNCTION	FUNCTIONAL FAILURE	FAILURE EFFECT	FAILURE CAUSE				
3	Distribute extinguishing agent to fire hazard area.	A	Fails to distribute agent to fire hazard area.	1	No, or insufficient agent available in fire hazard area.	a	Damaged Fire Extinguisher bottle assembly.
						b	Two Way Check Tee and associated plumbing, leakage.
						c	Misaligned, damaged or blocked distribution pipe.
4	Provides low pressure indication, when a low pressure condition exists in the Fire Extinguisher bottle.	A	Fails to indicate when Fire Extinguisher bottle low pressure exists.	1	No indication of low pressure in Fire Extinguisher bottle.	a	Pressure switch hung in 'High Pressure' position.
						b	Failure of fire extinguishing electrical harness.
		B	False indication of low pressure in Fire Extinguisher container.	1	False indication of low pressure in Fire Extinguisher bottle.	a	Pressure switch hung in 'Low Pressure' position.
						b	Failure of fire extinguishing electrical harness.
Analyst: John Doe ACME		Working Group: 1/21/2002 Sample	ISC Approval: 1/21/2002 Sample	Revision: Draft	Date: 10/11/2000	Page: 7 of 31	
ACME PROPRIETARY DATA							

RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS					
		FUNCTIONAL FAILURE ANALYSIS		FFA			
FORM: 3	MSI NO. 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing					
FUNCTION	FUNCTIONAL FAILURE	FAILURE EFFECT	FAILURE CAUSE				
5	Provides EMI & HIRF/L protection of Fire Extinguishing System.	A	Fails to provide EMI, HIRF/L protection of Fire Extinguishing System.	1	Loss of EMI, HIRF/L protection for Fire Extinguisher system.	a	Damage or failure of electrical harness.
Analyst: John Doe ACME		Working Group: 1/21/2002 Sample	ISC Approval: 1/21/2002 Sample	Revision: Draft	Date: 10/11/2000	Page: 8 of 31	
ACME PROPRIETARY DATA							

RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS		
		FAILURE EFFECT CATEGORY		FEC
FORM: 4	MSI NO 262100	MSI: Function: 1 Store extinguishing agent under pressure. Failure: A Fails to maintain full quantity of agent at correct pressure. Effect: 1 Insufficient agent available in the Fire Extinguisher bottle for effective discharge.		
FAILURE EFFECT QUESTIONS		QUESTION	ANSWER	
<p>Question 1: Is the occurrence of a Functional Failure evident to the operating crew during the performance of their normal duties?</p> <p>Yes</p> <p>Question 2: Does the Functional Failure or secondary damage resulting from the Functional Failure have a direct adverse effect on operating safety?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>Question 3: Does the combination of a Hidden Functional Failure and one additional failure of a system related or backup function have an adverse effect on operating safety?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>Question 4: Does the Functional Failure have a direct adverse effect on operating capability?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>5- Evident Safety</p> <p>6- Evident Operational</p> <p>7- Evident Economic</p> <p>8- Hidden Safety</p> <p>9- Hidden Economic</p>		1	Yes	Functional Failure will be evident to operating crew through instrument/warning panel indications.
		2	No	No direct adverse effect on operating safety. Secondary Firex is available as a reserve.
		3	N/A	Question 3 - Not Applicable
		4	Yes	Unscheduled maintenance will be required
		Category		EVIDENT
		Remarks		M MEL
Analyst: John Doe		Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision: Draft
ACME		Sample	Sample	Date: 10/11/2000
				Page: 9 of 31
ACME PROPRIETARY DATA				

RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS							
		TASK SELECTION QUESTIONS		TSQ					
FORM: 5-9	MSI NO 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing							
FAILURE EFFECT CATEGORY	Function: 1 Store extinguishing agent under pressure. Failure: A Fails to maintain full quantity of agent at correct pressure. Effect: 1 Insufficient agent available in the Fire Extinguisher bottle for effective discharge. Cause: a Leakage from Fire Extinguisher bottle assembly.								
S	6	7	8	9	TASK SELECTION QUESTIONS	Yes	No	N/A	Answer & Explanation (Based on Applicability & Effectiveness Criteria)
A	A	A	A	A	Is the lubrication or servicing task applicable and effective?		X		Task is not applicable because there is no consumable to replenish.
			B	B	Is a check to verify operation applicable and effective?			X	Question not applicable for Category 6
B	B	B	C	C	Is an inspection or functional check to detect degradation of the function (potential failure) applicable and effective?			X	Task is not applicable because the rate of reduction in failure resistance is not predictable.
C	C	C	D	D	Is a restoration task to reduce the failure rate applicable and effective?	X			Restoration through hydrostatic test and replacement of burst disc & fill valve is applicable and effective. Requirements to be compiled in accordance with Operator national requirements.
D	D	D	E	E	Is a discard task to avoid failures or to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.
E			F		Is there a task or combination of tasks that are applicable and effective?			X	Question not applicable for Category 6
TASK NO.	TYPE	TASK DESCRIPTION		FEC	INTERVAL	REMARKS/EFFECTIVITY		ZONAL	
205	RS	Remove Fire Bottles for Hydrostatic Test & Refurbishment.		6	Per Mfr Recommendation	ATA/RTA Members 14 Yrs, Non-ATA/RTA Members 5 Yrs, or per Operator's national requirements.		-	
Analyst: John Doe		Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision: Draft	Date: 11/9/2000	Page: 10 of 31			
ACME		Sample	Sample			ACME PROPRIETARY DATA			

RS -MPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS								
		TASK SELECTION QUESTIONS				TSQL				
FORM: 5-9	MSI NO 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing								
FAILURE EFFECT CATEGORY	Function: 1 Store extinguishing agent under pressure. Failure: A Fails to maintain full quantity of agent at correct pressure. Effect: 1 Insufficient agent available in the Fire Extinguisher bottle for effective discharge. Cause: b Uncommanded firing.									
5	6	7	8	9	TASK SELECTION QUESTIONS	Yes	No	N/A	Answer & Explanation (Based on Applicability & Effectiveness Criteria)	
A	A	A	A	A	Is the lubrication or servicing task applicable and effective?		X		Task is not applicable because there is no consumable to replenish.	
			B	B	Is a check to verify operation applicable and effective?			X	Question not applicable for Category 6	
B	B	B	C	C	Is an inspection or functional check to detect degradation of the function (potential failure) applicable and effective?	X			QVI for condition and security is applicable and effective.	
C	C	C	D	D	Is a restoration task to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
D	D	D	E	E	Is a discard task to avoid failures or to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
E			F		Is there a task or combination of tasks that are applicable and effective?			X	Question not applicable for Category 6	
TASK NO.	TYPE	TASK DESCRIPTION			FEC	INTERVAL	REMARKS/EFFECTIVITY		ZONAL	
201	IN	General Visual Inspection of Engine Fire Extinguishing System Wiring Harness Assembly.			6	2000 ft/hr	Inspect for chafing, damage, security, loose connectors and evidence of contamination or corrosion.		-	

Analyst: John Doe	Working Group: Date	ISC Approval: Date	Revision:	Date: 2/11/2002	Page: 11 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS					
		FAILURE EFFECT CATEGORY				FEC	
FORM: 4	MSI NO 262100	MSI: Engine Fire Extinguishing Function: 2 Release extinguishing agent on command. Failure: A Fails to release agent on command from primary fire extinguisher. Effect: 1 No, or insufficient, agent available for discharge. Secondary fire extinguisher must be used					
FAILURE EFFECT QUESTIONS		QUESTION	ANSWER				
<p>Question 1: Is the occurrence of a Functional Failure evident to the operating crew during the performance of their normal duties?</p> <p>Yes</p> <p>Question 2: Does the Functional Failure or secondary damage resulting from the Functional Failure have a direct adverse effect on operating safety?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>Question 3: Does the combination of a Hidden Functional Failure and one additional failure of a system related or backup function have an adverse effect on operating safety?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>Question 4: Does the Functional Failure have a direct adverse effect on operating capability?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>-5- Evident Safety</p> <p>-6- Evident Operational</p> <p>-7- Evident Economic</p> <p>-8- Hidden Safety</p> <p>-9- Hidden Economic</p>		1	No	Hidden Functional Failure will not be evident to operating crew.			
		2	N/A	Question 2 - Not Applicable			
		3	No	Hidden Functional Failure of primary fire in combination with engine fire will not have an adverse effect on operating safety. Additional failure of secondary fire is required to effect safety.			
		4	N/A	Question 4 Not Applicable			
		Category		HIDDEN	MMEL		
		Remarks					
Analyst: John Doe	Working Group: Sample	1/21/2002	ISC Approval: Sample	1/21/2002	Revision: Draft	Date: 10/11/2000	Page: 12 of 31
ACME PROPRIETARY DATA							

RS -MPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS								
		TASK SELECTION QUESTIONS				TSQ				
FORM: 5-9	MSI NO 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing								
FAILURE EFFECT CATEGORY	Function: 2 Release extinguishing agent on command. Failure: A Fails to release agent on command from primary fire extinguisher. Effect: 1 No, or insufficient, agent available for discharge. Secondary fire extinguisher must be used Cause: a Cartridge failure.									
S	6	7	B	9	TASK SELECTION QUESTIONS	Yes	No	N/A	Answer & Explanation (Based on Applicability & Effectiveness Criteria)	
A	A	A	A	A	Is the lubrication or servicing task applicable and effective?		X		Task is not applicable because there is no consumable to replenish.	
			B	B	Is a check to verify operation applicable and effective?		X		Task is not cost-effective based on the cost of the task vs. the economic effects of possible multiple failures.	
B	B	B	C	C	Is an inspection or functional check to detect degradation of the function (potential failure) applicable and effective?	X			Task is not applicable because the rate of reduction in failure resistance is not predictable.	
C	C	C	D	D	Is a restoration task to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
D	D	D	E	E	Is a discard task to avoid failures or to reduce the failure rate applicable and effective?	X			Component is Life Limited, a discard task is applicable and effective.	
E			F	F	Is there a task or combination of tasks that are applicable and effective?			X	Question not applicable for Category 9	
TASK NO.	TYPE	TASK DESCRIPTION				FEC	INTERVAL	REMARKS/EFFECTIVITY		ZONAL
202	DS	Discard Fire Extinguisher Cartridge.				9	10 yr	Per manufacturer life limit recommendations.		-

Analyst: John Doe	Working Group: Date	ISC Approval: Date	Revision:	Date: 2/11/2002	Page: 13 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS								
		TASK SELECTION QUESTIONS				TSQ				
FORM: 5-9	MSI NO 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing								
FAILURE EFFECT CATEGORY	Function: 2 Release extinguishing agent on command. Failure: A Fails to release agent on command from primary fire extinguisher. Effect: 1 No, or insufficient, agent available for discharge. Secondary fire extinguisher must be used Cause: b Failure of fire extinguishing electrical harness.									
S	6	7	B	9	TASK SELECTION QUESTIONS	Yes	No	N/A	Answer & Explanation (Based on Applicability & Effectiveness Criteria)	
A	A	A	A	A	Is the lubrication or servicing task applicable and effective?		X		Task is not applicable because there is no consumable to replenish.	
			B	B	Is a check to verify operation applicable and effective?		X		Task is not cost-effective based on the cost of the task vs. the economic effects of possible multiple failures.	
B	B	B	C	C	Is an inspection or functional check to detect degradation of the function (potential failure) applicable and effective?	X			GVI for condition and security is applicable and effective.	
C	C	C	D	D	Is a restoration task to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
D	D	D	E	E	Is a discard task to avoid failures or to reduce the failure rate applicable and effective?	X			Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
E			F	F	Is there a task or combination of tasks that are applicable and effective?			X	Question not applicable for Category 9	
TASK NO.	TYPE	TASK DESCRIPTION				FEC	INTERVAL	REMARKS/EFFECTIVITY		ZONAL
201	IN	General Visual Inspection of Engine Fire Extinguishing System Wiring Harness Assembly.				9	2000 ft/hr	Inspect for chafing, damage, security, loose connectors and evidence of contamination or corrosion.		-

Analyst: John Doe	Working Group: Date	ISC Approval: Date	Revision:	Date: 1/21/2002	Page: 14 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS				
		FAILURE EFFECT CATEGORY			FEC	
FORM: 4	MSI NO 262100	MSI: Engine Fire Extinguishing Function: 2 Release extinguishing agent on command. Failure: B Fails to release agent on command from secondary fire extinguisher. Effect: 1 Loss of fire extinguisher redundancy				
FAILURE EFFECT QUESTIONS		QUESTION	ANSWER			
<p>Question 1: Is the occurrence of a Functional Failure evident to the operating crew during the performance of their normal duties?</p> <p>Yes <input type="checkbox"/> No <input checked="" type="checkbox"/></p>		1	No	Hidden Functional Failure will not be evident to operating crew.		
<p>Question 2: Does the Functional Failure or secondary damage resulting from the Functional Failure have a direct adverse effect on operating safety?</p> <p>Yes <input type="checkbox"/> No <input checked="" type="checkbox"/></p>		2	N/A	Question 2 - Not Applicable		
<p>Question 3: Does the combination of a Hidden Functional Failure and one additional failure of a system related or backup function have an adverse effect on operating safety?</p> <p>Yes <input checked="" type="checkbox"/> No <input type="checkbox"/></p>		3	Yes	Hidden Functional Failure in combination with an engine fire may have an adverse effect on operating safety.		
<p>Question 4: Does the Functional Failure have a direct adverse effect on operating capability?</p> <p>Yes <input type="checkbox"/> No <input checked="" type="checkbox"/></p>		4	N/A	Question 4 - Not Applicable		
<p>5- Evident Safety</p> <p>6- Evident Operational</p> <p>7- Evident Economic</p> <p>8- Hidden Safety</p> <p>9- Hidden Economic</p>		<p>Category: HIDDEN MMEL</p> <p>Remarks:</p>				
Analyst: John Doe ACME		Working Group: 1/21/2002 Sample	ISC Approval: 1/21/2002 Sample	Revision: Draft	Date: 10/11/2000	Page: 15 of 31
ACME PROPRIETARY DATA						

RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS							
		TASK SELECTION QUESTIONS			TSQ				
FORM: 5-9	MSI NO 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing							
FAILURE EFFECT CATEGORY		Function: 2 Release extinguishing agent on command. Failure: B Fails to release agent on command from secondary fire extinguisher. Effect: 1 Loss of fire extinguisher redundancy. Cause: a Cartridge failure.							
S	6	7	B	9					
TASK SELECTION QUESTIONS									
A	A	A	A	A	Is the lubrication or servicing task applicable and effective?	Yes	No	N/A	Answer & Explanation (Based on Applicability & Effectiveness Criteria)
			B	B	Is a check to verify operation applicable and effective?			X	Task is not cost-effective based on the cost of the task vs. the economic effects of possible multiple failures.
B	B	B	C	C	Is an inspection or functional check to detect degradation of the function (potential failure) applicable and effective?			X	Task is not applicable because the rate of reduction in failure resistance is not predictable.
C	C	C	D	D	Is a restoration task to reduce the failure rate applicable and effective?			X	Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.
D	D	D	E	E	Is a discard task to avoid failures or to reduce the failure rate applicable and effective?	X			Component is Life Limited, a discard task is applicable and effective.
E			F	F	Is there a task or combination of tasks that are applicable and effective?	X			Component is Life Limited, a discard task is applicable and effective.
TASK NO.	TYPE	TASK DESCRIPTION			FEC	INTERVAL	REMARKS/EFFECTIVITY		ZONAL
202	DS	Discard Fire Extinguisher Cartridge.			8	10 yr	Per manufacturer life limit recommendations.		-

Analyst: John Doe ACME		Working Group: 1/21/2002 Sample	ISC Approval: 1/21/2002 Sample	Revision: Draft	Date: 8/31/2000	Page: 16 of 31
ACME PROPRIETARY DATA						

RS -MPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS								
		TASK SELECTION QUESTIONS				TSQL				
FORM: 5-9	MSI NO 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing								
FAILURE EFFECT CATEGORY	Function: 2 Release extinguishing agent on command. Failure: B Fails to release agent on command from secondary fire extinguisher. Effect: 1 Loss of fire extinguisher redundancy. Cause: b Failure of fire extinguishing electrical harness.									
5	6	7	8	9	TASK SELECTION QUESTIONS	Yes	No	N/A	Answer & Explanation (Based on Applicability & Effectiveness Criteria)	
A	A	A	A	A	Is the lubrication or servicing task applicable and effective?		X		Task is not applicable because there is no consumable to replenish.	
			B	B	Is a check to verify operation applicable and effective?		X		Task is not cost-effective based on the cost of the task vs. the economic effects of possible multiple failures.	
B	B	B	C	C	Is an inspection or functional check to detect degradation of the function (potential failure) applicable and effective?	X			GVI for condition and security is applicable and effective.	
C	C	C	C	D	Is a restoration task to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
D	D	D	E	E	Is a discard task to avoid failures or to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
E			F	F	Is there a task or combination of tasks that are applicable and effective?	X			GVI for condition and security is applicable and effective.	
TASK NO.	TYPE	TASK DESCRIPTION			FEC	INTERVAL	REMARKS/EFFECTIVITY		ZONAL	
201	IN	General Visual Inspection of Engine Fire Extinguishing System Wiring Harness Assembly.			8	2000 ft/hr	Inspect for chafing, damage, security, loose connectors and evidence of contamination or corrosion.		-	

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:
ACME	Sample	Sample	Draft	8/31/2000	17 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS				
		FAILURE EFFECT CATEGORY				FEC
FORM: 4	MSI NO 262100	MSI: Engine Fire Extinguishing Function: 3 Distribute extinguishing agent to fire hazard area. Failure: A Fails to distribute agent to fire hazard area. Effect: 1 No, or insufficient agent available in fire hazard area.				
FAILURE EFFECT QUESTIONS			QUESTION	ANSWER		
<p>Question 1: Is the occurrence of a Functional Failure evident to the operating crew during the performance of their normal duties?</p> <p>Yes</p> <p>Question 2: Does the Functional Failure or secondary damage resulting from the Functional Failure have a direct adverse effect on operating safety?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>Question 3: Does the combination of a Hidden Functional Failure and one additional failure of a system related or backup function have an adverse effect on operating safety?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>Question 4: Does the Functional Failure have a direct adverse effect on operating capability?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>-5- Evident Safety</p> <p>-6- Evident Operational</p> <p>-7- Evident Economic</p> <p>-8- Hidden Safety</p> <p>-9- Hidden Economic</p>			1	No	Hidden Functional Failure will not be evident to operating crew.	
			2	N/A	Question 2 - Not Applicable	
			3	Yes	Hidden Functional Failure in combination with an engine fire may have an adverse effect on operating safety.	
			4	N/A	Question 4 - Not Applicable	
			Category		HIDDEN	MMEL
			Remarks			
Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:	
ACME	Sample	Sample	Draft	7/5/2000	18 of 31	
ACME PROPRIETARY DATA						

RS -MPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS								
		TASK SELECTION QUESTIONS				TSQ				
FORM: 5-9	MSI NO 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing								
FAILURE EFFECT CATEGORY	Function: 3 Failure: A Effect: 1 Cause: a	Distribute extinguishing agent to fire hazard area. Fails to distribute agent to fire hazard area. No, or insufficient agent available in fire hazard area. Damaged Fire Extinguisher bottle assembly.								
5	6	7	8	9	TASK SELECTION QUESTIONS	Yes	No	N/A	Answer & Explanation (Based on Applicability & Effectiveness Criteria)	
A	A	A	A	A	Is the lubrication or servicing task applicable and effective?		X		Task is not applicable because there is no consumable to replenish.	
			B	B	Is a check to verify operation applicable and effective?		X		Task is not cost-effective based on the cost of the task vs. the economic effects of possible multiple failures.	
B	B	B	C	C	Is an inspection or functional check to detect degradation of the function (potential failure) applicable and effective?	X			GVI for condition and security is applicable and effective.	
C	C	C	C	D	Is a restoration task to reduce the failure rate applicable and effective?	X			Restoration through hydrostatic test and replacement of burst disc & fill valve is applicable and effective. Requirements to be compiled in accordance with Operator national requirements.	
D	D	D	E	E	Is a discard task to avoid failures or to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
E			F	F	Is there a task or combination of tasks that are applicable and effective?	X			GVI and a Restoration Task are applicable and effective.	
TASK NO.	TYPE	TASK DESCRIPTION			FEC	INTERVAL	REMARKS/EFFECTIVITY		ZONAL	
204	IN	General Visual Inspection of Engine Fire Extinguishing System.			8	4000 ft/hr	Inspect fire bottle, pipes and mounting structure for condition and security.		-	
205	RS	Remove Fire Bottles for Hydrostatic Test & Refurbishment.			8	Per Mfr Recommendation	ATA/RTA Members 14 Yrs, Non-ATA/RTA Members 5 Yrs, or per Operator's national requirements.		-	

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:
ACME	Sample	Sample	Draft	11/9/2000	19 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS								
		TASK SELECTION QUESTIONS				TSQ				
FORM: 5-9	MSI NO 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing								
FAILURE EFFECT CATEGORY	Function: 3 Failure: A Effect: 1 Cause: b	Distribute extinguishing agent to fire hazard area. Fails to distribute agent to fire hazard area. No, or insufficient agent available in fire hazard area. Two Way Check Tee and associated plumbing, leakage.								
5	6	7	8	9	TASK SELECTION QUESTIONS	Yes	No	N/A	Answer & Explanation (Based on Applicability & Effectiveness Criteria)	
A	A	A	A	A	Is the lubrication or servicing task applicable and effective?		X		Task is not applicable because there is no consumable to replenish.	
			B	B	Is a check to verify operation applicable and effective?	X			An operational check to verify operation is applicable and effective.	
B	B	B	C	C	Is an inspection or functional check to detect degradation of the function (potential failure) applicable and effective?	X			GVI for condition and security is applicable and effective.	
C	C	C	C	D	Is a restoration task to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
D	D	D	E	E	Is a discard task to avoid failures or to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
E			F	F	Is there a task or combination of tasks that are applicable and effective?	X			Periodic Op Ck and GVI are applicable and effective.	
TASK NO.	TYPE	TASK DESCRIPTION			FEC	INTERVAL	REMARKS/EFFECTIVITY		ZONAL	
203	OP	Operational Check of Fire Extinguisher Distribution System.			8	10 yr	Check of Fire extinguisher distribution system using shop air.		-	
204	IN	General Visual Inspection of Engine Fire Extinguishing System.			8	4000 ft/hr	Inspect fire bottle, pipes and mounting structure for condition and security.		-	

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:
ACME	Sample	Sample	Draft	10/11/2000	20 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS								
		TASK SELECTION QUESTIONS				TSQL				
FORM: 5-9	MSI NO 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing								
FAILURE EFFECT CATEGORY	Function: 3 Distribute extinguishing agent to fire hazard area. Failure: A Fails to distribute agent to fire hazard area. Effect: 1 No, or insufficient agent available in fire hazard area. Cause: c Misaligned, damaged or blocked distribution pipe.									
5	6	7	8	9	TASK SELECTION QUESTIONS	Yes	No	N/A	Answer & Explanation (Based on Applicability & Effectiveness Criteria)	
A	A	A	A	A	Is the lubrication or servicing task applicable and effective?		X		Task is not applicable because there is no consumable to replenish.	
			B	B	Is a check to verify operation applicable and effective?	X			An operational check to verify operation is applicable and effective.	
B	B	B	C	C	Is an inspection or functional check to detect degradation of the function (potential failure) applicable and effective?	X			GVI for condition and security is applicable and effective.	
C	C	C	D	D	Is a restoration task to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
D	D	D	E	E	Is a discard task to avoid failures or to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
E			F	F	Is there a task or combination of tasks that are applicable and effective?	X			Periodic Op Ck and GVI are applicable and effective.	
TASK NO.	TYPE	TASK DESCRIPTION			FEC	INTERVAL	REMARKS/EFFECTIVITY		ZONAL	
203	OP	Operational Check of Fire Extinguisher Distribution System.			8	10 yr	Check of Fire extinguisher distribution system using shop air.		-	
204	IN	General Visual Inspection of Engine Fire Extinguishing System.			8	4000 ft/hr	Inspect fire bottle, pipes and mounting structure for condition and security.		-	

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:
ACME	Sample	Sample	Draft	10/11/2000	21 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS				
		FAILURE EFFECT CATEGORY				FEC
FORM: 4	MSI NO 262100	MSI: Engine Fire Extinguishing Function: 4 Provides low pressure indication, when a low pressure condition exists in the Fire Extinguisher bottle. Failure: A Fails to indicate when Fire Extinguisher bottle low pressure exists. Effect: 1 No indication of low pressure in Fire Extinguisher bottle.				
FAILURE EFFECT QUESTIONS		QUESTION		ANSWER		
<p>Question 1: Is the occurrence of a Functional Failure evident to the operating crew during the performance of their normal duties?</p> <p>Yes</p> <p>Question 2: Does the Functional Failure or secondary damage resulting from the Functional Failure have a direct adverse effect on operating safety?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>Question 3: Does the combination of a Hidden Functional Failure and one additional failure of a system related or backup function have an adverse effect on operating safety?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>Question 4: Does the Functional Failure have a direct adverse effect on operating capability?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>-5- Evident Safety</p> <p>-6- Evident Operational</p> <p>-7- Evident Economic</p> <p>-8- Hidden Safety</p> <p>-9- Hidden Economic</p>		1	No	No, failure will not be evident to operating crew.		
		2	N/A	Question 2 - Not Applicable		
		3	No	Hidden Functional Failure of primary firex in combination with engine fire will not have an adverse effect on operating safety. Additional failure of secondary firex is required to effect safety.		
		4	N/A	Question 4 Not Applicable		
		Category		HIDDEN		
		Remarks		MMEL		
Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:	
ACME	Sample	Sample	Draft	10/11/2000	22 of 31	
ACME PROPRIETARY DATA						

RS-IMPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS								
		TASK SELECTION QUESTIONS				TSQ				
FORM: 5-9	MSI NO 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing								
FAILURE EFFECT CATEGORY	Function: 4 Provides low pressure indication, when a low pressure condition exists in the Fire Extinguisher bottle. Failure: A Fails to indicate when Fire Extinguisher bottle low pressure exists. Effect: 1 No indication of low pressure in Fire Extinguisher bottle. Cause: a Pressure switch hung in 'High Pressure' position.									
S	6	7	B	9	TASK SELECTION QUESTIONS	Yes	No	N/A	Answer & Explanation (Based on Applicability & Effectiveness Criteria)	
A	A	A	A	A	Is the lubrication or servicing task applicable and effective?		X		Task is not applicable because there is no consumable to replenish.	
			B	B	Is a check to verify operation applicable and effective?		X		Task is not cost-effective based on the cost of the task vs. the economic effects of possible multiple failures.	
B	B	B	C	C	Is an inspection or functional check to detect degradation of the function (potential failure) applicable and effective?		X		Task is not applicable because the rate of reduction in failure resistance is not predictable.	
C	C	C	D	D	Is a restoration task to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
D	D	D	E	E	Is a discard task to avoid failures or to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
E			F		Is there a task or combination of tasks that are applicable and effective?			X	Question not applicable for Category 9	
TASK NO.	TYPE	TASK DESCRIPTION				FEC	INTERVAL	REMARKS/EFFECTIVITY		ZONAL
000	NT	No Task Selected				9	-			-

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:
ACME	Sample	Sample	Draft	7/14/2000	23 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS-IMPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS								
		TASK SELECTION QUESTIONS				TSQ				
FORM: 5-9	MSI NO 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing								
FAILURE EFFECT CATEGORY	Function: 4 Provides low pressure indication, when a low pressure condition exists in the Fire Extinguisher bottle. Failure: A Fails to indicate when Fire Extinguisher bottle low pressure exists. Effect: 1 No indication of low pressure in Fire Extinguisher bottle. Cause: b Failure of fire extinguishing electrical harness.									
S	6	7	B	9	TASK SELECTION QUESTIONS	Yes	No	N/A	Answer & Explanation (Based on Applicability & Effectiveness Criteria)	
A	A	A	A	A	Is the lubrication or servicing task applicable and effective?		X		Task is not applicable because there is no consumable to replenish.	
			B	B	Is a check to verify operation applicable and effective?		X		Task is not cost-effective based on the cost of the task vs. the economic effects of possible multiple failures.	
B	B	B	C	C	Is an inspection or functional check to detect degradation of the function (potential failure) applicable and effective?	X			GVI for condition and security is applicable and effective.	
C	C	C	D	D	Is a restoration task to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
D	D	D	E	E	Is a discard task to avoid failures or to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
E			F		Is there a task or combination of tasks that are applicable and effective?			X	Question not applicable for Category 9	
TASK NO.	TYPE	TASK DESCRIPTION				FEC	INTERVAL	REMARKS/EFFECTIVITY		ZONAL
201	IN	General Visual Inspection of Engine Fire Extinguishing System Wiring Harness Assembly.				9	2000 ft/hr	Inspect for chafing, damage, security, loose connectors and evidence of contamination or corrosion.		-

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:
ACME	Sample	Sample	Draft	10/11/2000	24 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS								
		TASK SELECTION QUESTIONS				TSQL				
FORM: 5-9	MSI NO 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing								
FAILURE EFFECT CATEGORY	Function: 4 Provides low pressure indication, when a low pressure condition exists in the Fire Extinguisher bottle. Failure: B False indication of low pressure in Fire Extinguisher container. Effect: 1 False indication of low pressure in Fire Extinguisher bottle. Cause: b Failure of fire extinguishing electrical harness.									
5	6	7	8	9	TASK SELECTION QUESTIONS	Yes	No	N/A	Answer & Explanation (Based on Applicability & Effectiveness Criteria)	
A	A	A	A	A	Is the lubrication or servicing task applicable and effective?		X		Task is not applicable because there is no consumable to replenish.	
			B	B	Is a check to verify operation applicable and effective?			X	Question not applicable for Category 6	
B	B	B	C	C	Is an inspection or functional check to detect degradation of the function (potential failure) applicable and effective?	X			QVI for condition and security is applicable and effective.	
C	C	C	D	D	Is a restoration task to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
D	D	D	E	E	Is a discard task to avoid failures or to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
E			F	F	Is there a task or combination of tasks that are applicable and effective?			X	Question not applicable for Category 6	
TASK NO.	TYPE	TASK DESCRIPTION			FEC	INTERVAL	REMARKS/EFFECTIVITY		ZONAL	
201	IN	General Visual Inspection of Engine Fire Extinguishing System Wiring Harness Assembly.			6	2000 ft/hr	Inspect for chafing, damage, security, loose connectors and evidence of contamination or corrosion.		-	

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:
ACME	Sample	Sample	Draft	7/14/2000	27 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 DS-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS				
		FAILURE EFFECT CATEGORY				FEC
FORM: 4	MSI NO 262100	MSI: Engine Fire Extinguishing Function: 5 Provides EMI & HIRF/L protection of Fire Extinguishing System. Failure: A Fails to provide EMI, HIRF/L protection of Fire Extinguishing System. Effect: 1 Loss of EMI, HIRF/L protection for Fire Extinguisher system.				
FAILURE EFFECT QUESTIONS		QUESTION	ANSWER			
<p>Question 1: Is the occurrence of a Functional Failure evident to the operating crew during the performance of their normal duties?</p> <p>Yes</p> <p>Question 2: Does the Functional Failure or secondary damage resulting from the Functional Failure have a direct adverse effect on operating safety?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>Question 3: Does the combination of a Hidden Functional Failure and one additional failure of a system related or backup function have an adverse effect on operating safety?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>Question 4: Does the Functional Failure have a direct adverse effect on operating capability?</p> <p>Yes</p> <p>No</p> <p>-5- Evident Safety</p> <p>-6- Evident Operational</p> <p>-7- Evident Economic</p> <p>-8- Hidden Safety</p> <p>-9- Hidden Economic</p>		1	No	Hidden Functional Failure will not be evident to operating crew.		
		2	N/A	Question 2 - Not Applicable		
		3	No	Hidden Functional Failure in combination with EMI occurrence will not have an adverse effect on safety.		
		4	N/A	Question 4 - Not Applicable		
		Category		HIDDEN	MMEL	
		Remarks				
Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:	
ACME	Sample	Sample	Draft	10/11/2000	28 of 31	
ACME PROPRIETARY DATA						

RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS								
		TASK SELECTION QUESTIONS					TSQ			
FORM: 5-9	MSI NO 262100	Item Description Engine Fire Extinguishing								
FAILURE EFFECT CATEGORY	Function: 5 Failure: A Effect: 1 Cause: a	Provides EMI & HIRFA, protection of Fire Extinguishing System. Fails to provide EMI, HIRFA, protection of Fire Extinguishing System. Loss of EMI, HIRFA, protection for Fire Extinguisher system. Damage or failure of electrical harness.								
5	6	7	8	9	TASK SELECTION QUESTIONS	Yes	No	N/A	Answer & Explanation (Based on Applicability & Effectiveness Criteria)	
A	A	A	A	A	Is the lubrication or servicing task applicable and effective?		X		Task is not applicable because there is no consumable to replenish.	
			B	B	Is a check to verify operation applicable and effective?		X		Task is not cost-effective based on the cost of the task vs. the economic effects of possible multiple failures.	
B	B	B	C	C	Is an inspection or functional check to detect degradation of the function (potential failure) applicable and effective?	X			GVI for condition and security is applicable and effective.	
C	C	C	D	D	Is a restoration task to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
D	D	D	E	E	Is a discard task to avoid failures or to reduce the failure rate applicable and effective?		X		Task is not applicable because item does not show degradation at an identifiable age.	
E			F	F	Is there a task or combination of tasks that are applicable and effective?			X	Question not applicable for Category 9	
TASK NO.	TYPE	TASK DESCRIPTION			FEC	INTERVAL	REMARKS/EFFECTIVITY		ZONAL	
201	IN	General Visual Inspection of Engine Fire Extinguishing System Wiring Harness Assembly.			9	2000 ft/hr	Inspect for chafing, damage, security, loose connectors and evidence of contamination or corrosion.		-	

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision: Draft	Date: 7/14/2000	Page: 29 of 31
ACME	Sample	Sample			
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS					
		MAINTENANCE TASK SUMMARY					MTS
FORM: 10	ATA NO. 26-21-00	Item Description Engine Fire Extinguishing					
TASK NUMBER	TASK DESCRIPTION	F-FF-FE-FC	FEC	INTERVAL	ZONE	ACCESS	REMARKS/EFFECTIVITY
262100-201	General Visual Inspection of Engine Fire Extinguishing System Wiring Harness Assembly.	1A1b	6	2000 ft/hr	400		Inspect for chafing, damage, security, loose connectors and evidence of contamination or corrosion.
		2A1b	9				Inspect for chafing, damage, security, loose connectors and evidence of contamination or corrosion.
		2B1b	8				Inspect for chafing, damage, security, loose connectors and evidence of contamination or corrosion.
		4A1b	9				Inspect for chafing, damage, security, loose connectors and evidence of contamination or corrosion.
		4B1b	6				Inspect for chafing, damage, security, loose connectors and evidence of contamination or corrosion.
		5A1a	9				Inspect for chafing, damage, security, loose connectors and evidence of contamination or corrosion.
262100-202	Discard Fire Extinguisher Cartridge.	2A1a	9	10 yr	400		Per manufacturer life limit recommendations.
		2B1a	8				Per manufacturer life limit recommendations.

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision: Draft	Date: 11/9/2000	Page: 30 of 31
ACME	Sample	Sample			
ACME PROPRIETARY DATA					

RS -MPC 3 US-1 Version: BETA 1		MASTER FOR ACME AIRCRAFT, TURBOFAN 77 - MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT - MSG-3 SYSTEMS & POWERPLANT ANALYSIS					
MAINTENANCE TASK SUMMARY							MTS
FORM: 10	ATA NO. 26-21-00	Item Description Engine Fire Extinguishing					
TASK NUMBER	TASK DESCRIPTION	F-FF-FE-FC	FEC	INTERVAL	ZONE	ACCESS	REMARKS/ EFFECTIVITY
262100-203	Operational Check of Fire Extinguisher Distribution System.	3A1b	8	10 yr	400		Check of Fire extinguisher distribution system using shop air.
		3A1c	8				Check of Fire extinguisher distribution system using shop air.
262100-204	General Visual Inspection of Engine Fire Extinguishing System.	3A1a	8	4000 ft/hr	400		Inspect fire bottle, pipes and mounting structure for condition and security.
		3A1b	8				Inspect fire bottle, pipes and mounting structure for condition and security.
		3A1c	8				Inspect fire bottle, pipes and mounting structure for condition and security.
262100-205	Remove Fire Bottles for Hydrostatic Test & Refurbishment.	1A1a	6	Per Mfr Recomm.	400		ATA/RTA Members 14 Yrs, Non-ATA/RTA Members 5 Yrs, or per Operator's national requirements.
		3A1a	8				ATA/RTA Members 14 Yrs, Non-ATA/RTA Members 5 Yrs, or per Operator's national requirements.

Analyst: John Doe	Working Group: 1/21/2002	ISC Approval: 1/21/2002	Revision:	Date:	Page:
ACME	Sample	Sample	Draft	11/9/2000	31 of 31
ACME PROPRIETARY DATA					

VIII) Bibliographie

Ouvrages généraux :

Harry A. Kinnison, (2004). “*aviation maintenance management*”. Edition McGraw-Hill Professional, 368 p.

Fascicule :

EASA Part 145 : Initialement publié le 28/11/2003, Official Journal L 315, P. 0001 – 0165

EASA part M : Initialement publié le 28/11/2003, Official Journal L 315, P. 0001 – 0165

ATA iSpec 2200 : révision 2004.1

OSAC P - 51 - 80 : Edition 1 – paru le 03/2004 - révision 0

GSAC P-44-40 : Edition 4 – paru le 09/2009 - révision 1

FAA AC 25-19: Publié le 28/11/1994

OSAC P - 52 – 60: Edition 2 - paru le 01/2010 - révision 0

ATA MSG-3 : Révision 2003.1

Sites Internet :

<http://aviationglossary.com/category/aviation-maintenance-terms/> visité le 14/03/2011

<https://jaato.com/> visité le 24/04/2011

<http://www.1001crash.com/> visité le 08/05/2011

<http://www.easa.europa.eu/> visité le 15/04/2011

<http://www.faa.gov/> visité le 15/04/2011

<http://www.gsac.fr/new/Accueil.php> visité le 14/02/2011

http://www.pari66-engineers.eu/index-eng-empl-menu/Aircraft_ATA_Chapters.php

visité le 08/05/2011

<http://www.s-techent.com/ATA100.htm> visité le 08/05/2011

<http://www.reliasoft.com/mpc/samples.htm> visité le 08/05/2011

IX) Liste des figures

Figure 01: Le nombre de départs et d'heures de vols depuis 1970	8
Figure 02: Le nombre de d'avions actifs depuis 1970	8
Figure 03: La différence entre la théorie et la pratique	19
Figure 04: Les différents types de dégradation.....	21
Figure 05: Effet de la conception sur la dégradation d'un système.....	22
Figure 06: La perfection VS cout	24
Figure 07: Modèle et taux de Pannes.....	25
Figure 08: Diagramme des documents source pour le programme d'entretien	30
Figure 09: Diagramme de génération des opérations d'entretien	33
Figure 10: Détails des MWG par Chapitre ATA	41
Figure 11: Récapitulatif des documents et des réunions associés MSG-3	42
Figure 12: Diagramme de logique pour les systèmes et les moteurs (1/2)	47
Figure 13: Diagramme de logique pour les systèmes et les moteurs (2/2)	48
Figure 14: questions du niveau 1 des analyses MSG-3	53
Figure 15: Panne évidente affectant la sécurité	54
Figure 16: Panne évidente affectant l'opérabilité.....	55
Figure 17: Panne évidente à impact économique.....	56
Figure 18: Panne cachée affectant la sécurité	57
Figure 19: Panne cachée n'affectant pas la sécurité.....	58
Figure 20: Exemple de panne	67
Figure 21: Exemple de panne	68
Figure 22: Diagramme de logique structurelle.....	83
Figure 23: Autre diagramme de logique structurelle	84
Figure 24: Diagramme de logique pour les AD et ED (structure métallique).....	85
Figure 25: Diagramme de logique pour les AD et ED (structure non-métallique)	86
Figure 26: Diagramme de logique pour les pièces « sauvées vie »	86
Figure 27: Diagramme de logique d'analyse des dommages de fatigue	87
Figure 28: Exemple d'analyse MSG-3 type SSI	91
Figure 29: Exemple d'analyse MSG-3 type SSI	92
Figure 30: Exemple de table d'interaction galvanique.....	92
Figure 31: Exemple de zones majeures d'un avion.....	94
Figure 32: Exemple de zones d'un avion	95

Figure 33: Premier volet des inspections de zone.....	97
Figure 34: Deuxième volet des inspections de zone	98
Figure 35: Volet des inspections EWIS	99
Figure 36: Procédure d'analyse des zones	100
Figure 37: Détermination des tâches d'inspection des ailes.....	101
Figure 38: Volet d'analyse L/HIRF	104
Figure 39: Diagramme de logique L/HIRF.....	106

X) Liste des tableaux

Table I : Description des pages block des documents de maintenance.....	12
Table II: Table des zones majeures d'un avion.....	94
Table III : Table des chapitres ATA.....	109

L'élaboration de la maintenance aéronautique à travers la méthodologie MSG-3

Mémoire d'Ingénieur C.N.A.M., Midi Pyrénées 2011

Le sujet du mémoire est la présentation de la définition du programme d'entretien des avions. Le but de cette maintenance est pour l'opérateur de continuer à opérer ses avions dans le cadre de la réglementation aéronautique. Pour cela il doit impérativement à un certain seuil faire des tâches de maintenance. Ces tâches de maintenance sont définies par la méthodologie MSG-3 qui est décrite dans ce mémoire.

L'objet principal de cette méthodologie est de définir si une tâche de maintenance est applicable et justifiée. On trouvera également dans ce mémoire une introduction sur les normes aéronautiques ainsi qu'une explication sur la fiabilité et la réglementation aéronautique.

RESUME

The aim of this thesis is to show how to do the maintenance planning for an aircraft. The goal of this maintenance for the operator is to maintain to operate his aircraft within the airworthiness regulation. For this reason the operator must at a certain threshold performed some maintenance tasks. These maintenance tasks are defined with the methodology called MSG-3 which is explained in this thesis.

The main goal of this methodology is to define if a maintenance task is applicable and effective. We will find also in this thesis an introduction of aeronautic norms, a presentation of reliability and an explanation of aeronautic regulation.

Mots clés : MSG-3; Maintenance; Aéronautique; Planning d'entretien; Fiabilité

Keywords: MSG-3; Maintenance; Aeronautic; Maintenance planning; Reliability