

<b>CHAPTER 7 – <u>ENGINE INVESTIGATION</u></b> .....	<b>7-1</b>
<u>General</u> .....	7-1
<b>Section 1 - <u>Jet engine</u></b> .....	<b>7-1</b>
<u>Engine speed</u> .....	7-2
<u>Engine temperature</u> .....	7-4
<u>Other indications of power</u> .....	7-6
<u>Compressor stalls</u> .....	7-6
<u>Foreign Object Damage (FOD)</u> .....	7-8
<u>Compressors failure</u> .....	7-11
<u>Hot-end failures</u> .....	7-12
<u>Variable geometry</u> .....	7-14
<u>Bearing failure</u> .....	7-14
<u>High pressure fuel system</u> .....	7-15
<u>Gear boxes and power trains</u> .....	7-16
<b>Section 2 - <u>Piston engines</u></b> .....	<b>7-17</b>
<u>General</u> .....	7-17
<u>Propeller evidence</u> .....	7-17
<u>Engine operation at impact</u> .....	7-20
<u>Malfunctions and failures</u> .....	7-21
Annex A - <u>Jet engine investigation checklist</u> .....	7A-1
Annex B - <u>Piston engine investigation checklist</u> .....	7B-1
Annex C - <u>Spark plug data</u> .....	7C-1

<b>CHAPITRE 7 - <u>EXAMEN TECHNIQUE – INSTALLATION MOTRICE</u></b> .....	<b>7-1</b>
<u>Généralités</u> .....	7-1
<b>Section 1 – <u>Moteurs à réaction</u></b> .....	<b>7-1</b>
<u>Régime moteur</u> .....	7-2
<u>Température moteur</u> .....	7-4
<u>Autres indications de puissance</u> .....	7-6
<u>Décrochage du compresseur</u> .....	7-6
<u>Dommages par corps étranger (FOD)</u> .....	7-8
<u>Pannes de compresseur</u> .....	7-11
<u>Pannes des éléments de la partie chaude</u> .....	7-12
<u>Géométrie variable</u> .....	7-14
<u>Rupture des paliers</u> .....	7-14
<u>Circuit de carburant à haute pression</u> .....	7-15
<u>Boîtes d'engrenage et chaînes dynamiques</u> .....	7-16
<b>Section 2 – <u>Moteurs à pistons</u></b> .....	<b>7-17</b>
<u>Généralités</u> .....	7-17
<u>Indices fournis par l'examen des hélices</u> .....	7-17
<u>État de fonctionnement du moteur au moment de l'impact</u> .....	7-20
<u>Anomalies et pannes</u> .....	7-21
Annexe A – <u>Liste de vérification des réacteurs</u> .....	7A-4
Annexe B – <u>Liste de vérification des moteurs à pistons</u> .....	7B-4
Annexe C – <u>Renseignements sur les bougies d'allumage</u> .....	7C-1

**CHAPTER 7****ENGINE INVESTIGATION****General**

1. Grateful acknowledgement is given to the USAF Jet Engine Accident Investigation School for some of the information in this chapter.
  
2. The engine investigation includes the engine and associated systems. The object is to determine the power output at impact. Generally, high rates of engine rotation together with normal temperature indicates normal engine operation. When it has been determined that an engine had little or no power at impact a systematic investigation of all components is necessary.
  
3. The investigator records the state of the engine as found on the scene and determines if a strip is necessary by visual inspection of the engine in situ. If the engine is relatively undamaged by the accident and especially if the engine or some of its components can be functionally tested on the appropriate test stand or equipment, the engine strip should be performed at the contractor facilities under the supervision of a DND representative. Such strips done at the contractor's facilities are requested through the command of ownership. For engines that have been significantly damaged by impact or fire the engine should be disassembled and examined at an investigation laboratory such as at QETE.

**Section 1 - Jet Engines**

4. A checklist for jet engine investigation is

**CHAPITRE 7****EXAMEN TECHNIQUE – INSTALLATION MOTRICE****Généralités**

1. Nos remerciements sincères à l'*USAF Jet Engine Accident Investigation School* [École d'investigation technique sur les accidents de moteur à réaction de l'Armée de l'air américaine], qui nous a fourni certains des renseignements de ce chapitre.
  
2. Les enquêtes techniques d'installations motrices portent normalement sur les moteurs et ses accessoires. Son but est de déterminer la puissance fournie par le groupe motopropulseur au moment de l'impact. Généralement, un taux élevé de tours-moteur couplé à une température normale indique un fonctionnement normal du moteur. Lorsqu'il a été déterminé qu'un moteur fournissait peu ou pas de puissance au moment de l'impact, il est nécessaire de procéder à un examen systématique de tous les composants.
  
3. L'enquêteur note l'état du moteur tel qu'il l'a trouvé, sur les lieux de l'accident et détermine par un examen visuel sur place, s'il est nécessaire de procéder à un démontage complet. S'il n'y a peu de dommages au moteur et surtout si celui-ci, ou quelques-uns de ses composants, peut être vérifié sur les bancs d'essais ou au moyen d'équipements appropriés, le démontage complet devrait être fait aux installations de l'entrepreneur, sous la supervision d'un représentant du MDN. Les demandes pour ces types de démontages exécutés chez un entrepreneur doivent être passées par l'entremise du commandement d'appartenance. En ce qui concerne les moteurs qui, à cause de l'impact ou d'un feu, ont reçu des dommages importants, ces moteurs devraient être démontés et examinés dans un laboratoire d'enquête tel qu'à CETQ.

**Section 1 - Moteurs à réaction**

4. Une liste de vérifications pour les moteurs

provided in Annex A to this chapter

### Engine speed

5. Variables - Many variables must be considered in determining the engine rpm at impact:
- a. Angle of impact and aircraft attitude - An engine impacting at a low angle and in a level attitude will have a long coast down time compared to an engine diving into the ground at a high angle. Given a certain rpm and impact speed, casings will suffer less distortion at low impact angles than at high impact angles, therefore, blade/casing interference will be less and rotational damage may be slight. On the other hand, high impact angles will compress the engine, distort and rupture casings, and rotational damage will be much greater.
  - b. Location of distortion - Distortion in the inlet area and early stages of the compressor will not only produce local rotational damage but FOD damage to later stages of the compressor due to ingestion of broken pieces. Distortion in the turbine area will produce local rotational damage with little or no subsequent FOD damage.
  - c. Operating differences in engine rpm - Some engines now idle above 10 000 rpm, therefore, high rpm alone cannot be construed as high power.
6. Indications of low speed:
- a. Compressor and turbine rotor blades will not be uniformly bent. In the area of the

à réaction est fournie à l'annexe A de ce chapitre.

### Régime moteur

5. Paramètres - Il faut tenir compte de nombreux paramètres pour déterminer le régime du moteur au moment de l'impact :
- a. L'angle d'impact et l'assiette de l'aéronef – Un moteur qui heurte le sol sous un angle peu prononcé et dans une assiette de ligne de vol a un temps de fonctionnement plus long que celui d'un moteur qui heurte le sol sous un angle prononcé. Pour un certain régime et vitesse d'impact données, le carter est moins endommagé lors d'un impact à angle faible que lors d'un impact à angle prononcé, en conséquence, il y a moins d'interférences entre les aubes et le carter et les dommages causés par la rotation peuvent être légers. Par contre, un impact à angle prononcé comprime le moteur, déforme et brise le carter et les dommages causés par rotation sont beaucoup plus importants.
  - b. Emplacement des déformations - Les déformations dans la zone d'admission et dans les premiers étages du compresseur ne produisent pas seulement des dommages de rotation locaux, mais l'absorption des pièces brisées produit des dommages dans les étages subséquentes du compresseur. Les déformations dans la zone de la turbine produisent des dommages de rotation locaux mais peu ou pas de dommages subséquentes dues aux corps étrangers.
  - c. Variations de régime des moteurs - Certains réacteurs ont un régime de ralenti supérieur à 10 000 tr/min, par conséquent, la seule présence d'un régime élevé ne suffit pas pour conclure à une puissance élevée.
6. Indications de régime peu élevé :
- a. Les pales du compresseur et de la turbine ne sont pas courbées uniformément. Dans

- |   |  |
|---|--|
| <p>engine that absorbed the impact force, blades may be bent in opposing directions.</p>  | <p>la partie du réacteur qui a subi la force de l'impact, les aubes peuvent être pliées dans différentes directions.</p>   |
| <p>b. Damaged blades will show little evidence of peening. Blade tip corners will maintain their squareness.</p>  | <p>b. Les aubes endommagées montrent peu de signes de martelage. Les extrémités de celles-ci demeurent carrés.</p>   |
| <p>c. There will be little or no evidence of compressor rotor or stator rubs. Marks that do occur will be rough and take the form of "chatter" marks or deep gouges.</p>  | <p>c. Il y a peu ou pas de marques de frottement sur le rotor ou sur le stator. S'il y a des marques, elles sont rugueuses et ont la forme de marques de "brouetement" ou de rainures profondes.</p>   |
| <p>7. Indications of high speed:</p>  | <p>7. Indications de régime élevé :</p>  |
| <p>a. Compressor rotor blades will be severely bent or broken off in the direction opposite rotation.</p>   | <p>a. Les aubes du rotor du compresseur sont très pliées ou brisées dans la direction opposée à la rotation.</p>   |
| <p>b. Forged blades made of magnesium or other nonferrous materials are susceptible to breakage, "log jamming" (blade pile up) and compressor case rupture. Damage to steel blades will not appear as severe and is usually limited to stages in the area of casing distortion.</p>   | <p>b. Les aubes forgées en magnésium ou autres matériaux non ferreux se brisent facilement, s'empilent les unes sur les autres et font éclater le carter. Les dommages subis par les aubes en acier ne semblent pas aussi importants et sont généralement limités aux étages situés dans la zone de déformation du carter.</p>   |
| <p>c. The compressor blades will be severely scored and peened with rounded tip corners.</p>  | <p>c. Les aubes du compresseur sont très profondément rayées et martelées et leurs extrémités sont arrondies.</p>  |
| <p>d. The turbine blades will be bent opposite to the direction of rotation. The turbine disc, blades, shroud ring or exhaust cone may exhibit high speed rubbing. High speed rubs are identified by their concentricity and discolouration of the metal from frictional heat. The marks will be dark blue or purple in colour.</p> | <p>d. Les aubes de turbine sont pliées dans la direction opposée à la rotation. Le disque de la turbine, les aubes, l'anneau d'étanchéité ou le cône d'échappement peuvent présenter des signes de frottement à haute vitesse. On peut identifier ce frottement par sa concentricité et par la décoloration du métal due à la chaleur de friction. Les marques sont de couleur bleu foncé ou violet;</p> |
| <p>e. The turbine shaft may have torsionally failed due to sudden stoppage of either the compressor or turbine rotor. A study of the turbine shaft should reveal which stopped first.</p>   | <p>e. L'arbre de transmission de la turbine peut être brisé par la torsion causée par le blocage soudain du rotor du compresseur ou de la turbine. L'examen de l'arbre de transmission de la turbine devrait permettre de déterminer ce qui a bloqué en</p>  |

- f. Foreign material such as dirt and weeds may be ingested. Ingestion extending far back into the engine indicates a relatively high engine rpm.

### Engine temperature

8. Determining the operating temperature of engine hot-end components is important in estimating the engine power. Some sources and methods are:

- a. Engine EGT or turbine inlet temperature gauges - if the faces and pointers are not available, a laboratory analysis of the mechanism may provide an answer.
- b. Engine flame tubes:
  - (1) A metallurgical examination of the flame tube material can establish whether buckling occurred when the metal was hot or cold. Some engine manufacturers have developed this technique to such an extent that combustion temperature at crash impact can be established within close limits.
  - (2) Debris ingested into the flame tubes should be examined. If the debris is badly charred, the engine was probably operating with at least partial power at impact; however, effects of ground fire must be taken into consideration. If there is no evidence of scorching on the debris in the engine, it may have been flamed out at impact.
  - (3) For another indication of engine

premier.

- f. Des corps étrangers tels que de la terre ou de l'herbe ont pu être absorbés. Si ces corps ont pénétré très profondément à l'intérieur du moteur, cela indique que le régime était relativement élevé.

### Température moteur

8. La détermination des températures de fonctionnement des parties chaudes des composants du réacteur aide grandement à déterminer la puissance. Voici quelques sources et techniques :

- a. Les indicateurs de température des gaz d'échappement et d'entrée de la turbine - lorsque les cadrans et les aiguilles des instruments ne sont pas disponibles, l'analyse au laboratoire des mécanismes des instruments peut fournir des renseignements.
- b. Tubes à flamme du réacteur :
  - (1) L'examen métallurgique du matériel du tube à flamme peut déterminer si le flambage s'est produit alors que le métal était chaud ou froid. Certains fabricants ont perfectionné à un tel point cette technique qu'ils peuvent déterminer la température de fonctionnement du réacteur au moment de l'impact avec une grande précision.
  - (2) Les débris qui ont pénétré dans les tubes à flamme doivent être examinés. Si les débris sont très carbonisés, le moteur fournissait probablement au moins une certaine puissance au moment de l'impact; toutefois, il faut prendre en considération les effets d'un incendie au sol. Si les débris ne portent aucune trace de brûlure, une extinction du réacteur a pu se produire à l'impact.
  - (3) Une autre indication est des traces de

- |  |   |
|--|---|
| <p>temperature look for scorched ground, vegetation, etc., behind the engine.</p>  | <p>brûlure au sol, sur la végétation, etc., en arrière du moteur.</p>   |
| <p>c. Metallization:</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>(1) Metallization (metal spatter) on hot-end components may give an approximation of temperature. It will be in the form of metal fusion or adhesion.</li> <li>(2) Fusion will occur when the temperature of the parent metal is equal to, or greater than, the melting point of the small metal particles in the airflow (fused metal). Fused metal will be smooth and cannot be flaked off.</li> <li>(3) Adhesion will occur when the temperature of the parent metal is less than the melting point of the small metal particles in the airflow. Adhesion is the adhering or sticking rather than coating of particles to the parent metal. It will have a rough globular texture and can be flaked off.</li> <li>(4) Special cases - When there is no fusion or adhesion present, the engine may have been cool at impact. If fusion and adhesion are evenly distributed, this could indicate that a failure had occurred at operating temperature and the engine cooled prior to impact. If there is only metal fusion and if it is evenly distributed, it can be assumed that the engine was at operating temperature on impact.</li> <li>(5) Cooling time - Because of the time required for engine parts to cool below the melting temperature of</li> </ol> | <p>c. Métallisation :</p> <ol style="list-style-type: none"> <li>(1) La métallisation (soudure du métal) des composants de la partie chaude peut donner une idée approximative de la température. Elle peut se présenter sous la forme de fusion ou d'adhérence.</li> <li>(2) La fusion a lieu lorsque la température du métal de base est égale ou supérieure au point de fusion des petites particules de métal contenues dans l'écoulement d'air (métal fusionné). Le métal fusionné présente une surface douce qu'on ne peut écailler.</li> <li>(3) L'adhérence se produit lorsque la température du métal de base est inférieure au point de fusion des petites particules de métal contenues dans l'écoulement d'air. Dans ce cas, les particules de métal adhèrent ou se collent au métal de base plutôt que de l'enrober. La texture est globulaire et rugueuse et les particules peuvent être grattées.</li> <li>(4) Cas spéciaux - Lorsqu'il n'y a pas de trace de fusion ou d'adhérence, il est possible que le réacteur ait été froid à l'impact. S'il y a une répartition égale des particules adhérentes et fusionnées, cela peut indiquer qu'une panne s'est produite à la température de fonctionnement et que le moteur a refroidi avant l'impact. S'il n'y a que des particules fusionnées et qu'elles sont également distribuées, on peut considérer que le moteur fonctionnait à température normale au moment de l'impact.</li> <li>(5) Temps de refroidissement - À cause du temps nécessaire au refroidissement du réacteur à une</li> </ol> |

aluminum, fusion can be expected to occur on some components. Parts normally cool in the following order:

- (a) thermocouples - 2 seconds;
- (b) combustion chamber domes (forward portion);
- (c) transition liner ducts (outlet ducts);
- (d) turbine nozzle; and
- (e) turbine blades (8-10 seconds).

température inférieure à celle de fusion de l'aluminium, on doit s'attendre à la fusion de certains composants. Les parties refroidissent généralement dans l'ordre suivant :

- (a) thermocouples - 2 secondes;
- (b) les dômes de la chambre de combustion (partie avant);
- (c) les conduites de transition du tube à flamme (conduites de sortie);
- (d) les tuyères;
- (e) les aubes de turbine (8 à 10 secondes).

### **Other indications of power**

9. Engine instruments may reveal rpm, temperature, oil pressure, fuel pressure, engine pressure ratio, nozzle position, etc. The settings of fuel controls and valves and variable geometry actuators can provide further correlating evidence to determine engine power.

### **Compressor stalls**

10. Mechanics - A compressor stall results from an interruption of airflow or from an unstable air condition existing within the engine. In normal operation, there is a smooth flow of air through the areas between the rotor blades and stator vanes which are of aerofoil design. The pressure is gradually increased through each stage of the compressor. As long as the change in compression ratio is not too great between successive stages of the compressor, air will flow smoothly over the aerofoils. If the pressure differential becomes excessive across any stage of the compressor, the velocity of the air over the low-pressure side of the blades is reduced, and abnormal stresses occur. A stall in one stage of the compressor contributes to stalling of other stages. Quite often, the stall will be limited to only a few blades, in which case it will be very mild. If several stages are involved,

### **Autres indications de puissance**

9. Les instruments réacteurs peuvent révéler le régime, la température, la pression d'huile et de carburant, le rapport de pression moteur, la position des gicleurs, etc. La position des régulateurs de carburant, des robinets et des servocommandes de géométrie variable peuvent apporter d'autres indices corrélatifs permettant de déterminer la puissance du réacteur.

### **Décrochage du compresseur**

10. Mécanisme - Le décrochage d'un compresseur provient de l'interruption de l'écoulement de l'air ou de la présence d'air instable à l'intérieur du réacteur. Lorsque le réacteur fonctionne normalement, il y a un écoulement d'air régulier qui passe entre les aubes mobiles et les aubes fixes à profil aérodynamique. La pression s'accroît graduellement d'un étage à l'autre du compresseur. Aussi longtemps que l'augmentation du taux de compression n'est pas trop grande entre les étages successives du compresseur, l'air s'écoule facilement autour du profil des aubes. Si la différence de pression devient excessive en traversant un étage quelconque du compresseur, la vitesse de l'air sur le côté basse pression des aubes est réduite, ce qui provoque des contraintes anormales. Le décrochage d'un étage du compresseur déclenche celui des autres étages.

the air will pile up in the rear stages and the stall will become severe.

11. Indications of compressor stalls - A compressor stall is usually accompanied by a thump or rumble, a rapid rise in exhaust gas temperature, a loss of thrust, rapid reduction or fluctuation of rpm and failure of rpm to increase when the throttle is advanced. In some severe cases, flame may be observed emitting forward from the intake.

12. Causes of compressor stalls. - An excessive pressure ratio across the compressor can be caused either by a restriction at the compressor discharge or by a sudden drop in pressure at the compressor inlet. The most common causes of compressor stalls are:

- a. Improper fuel scheduling - A malfunctioning main fuel control can cause an excessive fuel flow into the combustion chamber and a resultant rich fuel/air mixture. This results in a build-up of combustion pressure and an increase in compressor discharge pressure beyond what it should be for the existing compressor speed. This situation may cause a compressor ratio which cannot be provided for by the compressor at its speed and the compressor may stall. Since the throttle is one input to the main fuel control, rapid throttle increases can aggravate the situation just described.
- b. Restriction of air inlet - The following conditions may cause reduction or distortion of inlet air, which, in turn, will cause compressor stall:

Assez souvent, le décrochage est limité à quelques aubes du compresseur, dans ce cas, il est très léger. Lorsque plusieurs étages sont concernés, l'air s'accumule aux étages inférieurs et le décrochage devient très sérieux.

11. Indication d'un décrochage du compresseur - Le décrochage d'un compresseur est généralement accompagné d'un bruit sourd ou d'un grondement, d'une élévation rapide de la température d'échappement, d'une perte de poussée, d'une réduction rapide ou d'une fluctuation du régime et de l'impossibilité d'augmenter le régime en augmentant les gaz. Dans certains cas très sérieux, on peut apercevoir des flammes s'échapper de l'avant de l'entrée d'admission.

12. Les causes de décrochage du compresseur - Un taux de compression excessif à l'intérieur du compresseur peut être causé soit par une restriction à la sortie du compresseur, soit par une chute soudaine de la pression d'admission. Les causes les plus fréquentes de décrochage du compresseur sont :

- a. Une mauvaise alimentation en carburant - Un régulateur principal de carburant défectueux peut entraîner un débit excessif à l'intérieur de la chambre à combustion avec comme résultat un mélange air/carburant trop riche. Cela provoque une accumulation et une augmentation de pression à la sortie du compresseur supérieure à ce qu'elle devrait être par rapport à la vitesse actuelle de rotation du compresseur. Cette situation peut entraîner un taux de compression qui ne peut pas être assuré par le compresseur pour cette vitesse de rotation et le compresseur risque de décrocher. Étant donné que la manette des gaz est l'une des entrées du régulateur principal de carburant, une augmentation rapide des gaz risque d'aggraver la situation.
- b. Restriction de l'air d'admission - Les conditions suivantes peuvent provoquer une réduction ou une déformation de l'air d'admission, qui en retour entraîne le

- (1) nose-high attitude or extreme yaw at low airspeed;
- (2) flight in very turbulent air;
- (3) duct stall as a result of rapid throttle handling; and
- (4) ice formation at the air inlet.

- c. Malfunction of variable geometry system (inlet guide vanes and bleed valves) - Since this system controls the airflow within an engine, the malfunction or improper rigging of the system or its components can cause compressor stall.
- d. Damaged or dirty compressor blades - FOD, including bird ingestion, and dirty compressors cause distortion of aerosols and decrease the efficiency of the compressor, making it more susceptible to stall.

13. Effects of compressor stalls - The effects of compressor stalls are engine vibration, loss of thrust, and over-temperature of the turbine and exhaust components. The most serious effect is the over-temperature condition which, if allowed to continue or if repeated, can cause immediate and serious damage to the turbine section and, subsequently, engine failure.

#### **Foreign Object Damage (FOD)**

14. Although FOD may not cause the immediate destruction of an engine, nicks, dents, scratches, etc., create stress risers and eventual fatigue failure of an impacted blade or vane. Make every effort to find and identify the foreign object. It may have been ejected from the front of the engine, remained in or passed through the engine. Foreign objects sometimes lodge in the air bleed

décrochage du compresseur :

- (1) une assiette cabrée ou un lacet sévère à vitesse réduite;
- (2) le vol dans une masse d'air très instable;
- (3) décrochage de la canalisation d'air d'admission résultant d'un mouvement rapide de la manette des gaz;
- (4) givrage de la veine d'admission.

- c. anomalie du système à géométrie variable (aubes de guidage d'entrée d'air et vannes de prélèvement) - Comme ce système contrôle l'écoulement de l'air à l'intérieur du réacteur, une panne ou un mauvais réglage du système ou de ses composants peut provoquer le décrochage du compresseur.
- d. Aubes du compresseur endommagées ou sales. La présence de corps étrangers, y compris l'ingestion d'oiseaux, et la saleté d'un compresseur modifie les profils aérodynamiques et diminue l'efficacité du compresseur, augmentant ainsi les risques de décrochage.

13. Effets du décrochage du compresseur - Le décrochage du compresseur provoque des vibrations du réacteur, une perte de poussée et une surchauffe de la turbine et de la tuyère d'éjection. L'effet le plus grave est la surchauffe qui, si elle dure un certain temps ou si elle est répétée, peut provoquer des dégâts sérieux et immédiats à la turbine et par conséquent provoquer une panne.

#### **Domage par corps étranger (FOD)**

14. Même lorsque l'absorption d'un corps étranger ne provoque pas la destruction immédiate du réacteur, les entailles, les bosselures, les éraflures, etc., provoquent des points de tension qui peuvent à la longue provoquer une rupture de fatigue de l'aube mobile ou fixe atteinte. Il faut s'efforcer de découvrir et d'identifier le corps étranger. Il est possible qu'il ait été éjecté vers

areas. Careful analyses of suspect metals or objects found in the engine is required. All debris should be retained for analyses.

15. Foreign objects are a frequent cause of engine failure. In small jet engines operating at very high rpm, ingested objects are likely to cause immediate failure and, in all engines, they almost always cause compressor stalls.

16. Foreign objects are usually classified as hard or soft. Examples of hard objects are:

a. metal:

- causes rough, jagged blade damage;
- look for imprints. The best indications will often be at the trailing edge of the inlet guide vanes;
- look for imprints throughout the compressor from front to back; and
- inspect combustion chamber and turbine nozzle areas.

b. natural stone (e.g., pebbles or gravel):

- leaves round impressions, damage tends to be localized; and
- sand leaves uniform abrasive damage.

c. unnatural stone (e.g., concrete or asphalt):

- localized abrasive damage which may be fan shaped, following direction of

l'avant, qu'il soit demeuré à l'intérieur ou qu'il ait passé à travers le réacteur. Les corps étrangers se logent parfois dans les prises d'air. Il faut procéder à un examen minutieux des pièces de métal ou des objets douteux trouvés à l'intérieur du moteur. Tous les débris doivent être conservés pour fin d'analyses.

15. L'absorption de corps étrangers est une cause fréquente de panne de moteur. Dans le cas des petits réacteurs fonctionnant à haut régime, l'aspiration de corps étranger provoque souvent une panne immédiate et dans le cas de tous les réacteurs, elle provoque presque toujours le décrochage du compresseur.

16. Les corps étrangers sont habituellement classés en deux catégories, les mous et les durs. Parmi les corps étrangers durs, on trouve :

a. les métaux :

- provoquent des marques rugueuses, dentelées sur les aubes;
- rechercher les empreintes. Les indications de profondeur se trouvent souvent au bord de fuite des entrées d'air variable;
- rechercher les empreintes dans tout le réacteur, de l'avant à l'arrière;
- inspecter la chambre de combustion et autour des distributeurs de turbine.

b. pierres naturelles (par exemple, petites pierres ou gravier) :

- laissent des marques rondes, les dommages sont plutôt localisés;
- le sable produit des dommages abrasifs uniformes.

c. pierres artificielles (par exemple, ciment ou asphalte) :

- dommages abrasifs localisés pouvant avoir la forme d'un éventail, qui

- |   |   |
|---|---|
| <p>rotation.</p> <p>d. hard ice:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- (e.g., hail) tends to shatter and pass through an engine without causing destruction.</li> </ul> <p>17. Examples of soft foreign objects are:</p> <p>a. soft ice:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- tends to add weight to the blades and may cause engine failure;</li> <li>- leaves no impressions or imprints; and</li> <li>- causes smooth blade bending.</li> </ul> <p>b. soft objects (e.g., rags or cloth):</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- give indications similar to soft ice.</li> </ul> <p>c. wood, birds:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- causes airflow distortion, possible compressor stall, blade bending and interference, with subsequent peening of blades and front frames.</li> </ul> <p>18. Evidence of soft objects, other than ice, may be analysed by taking scrapings from the leading edges of components that protrude into the engine airflow. These scrapings may have a fibrous appearance. QETE is equipped to analyse these samples and can normally determine the type of materiel, e.g., animal, vegetable, etc.</p> | <p>suivent le sens de rotation.</p> <p>d. glace dure :</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- (par exemple, grêlons) a tendance à se briser en morceaux et à traverser le réacteur sans l'endommager.</li> </ul> <p>17. Parmi les corps étrangers "mous" on trouve :</p> <p>a. la glace molle :</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- a tendance à ajouter du poids aux aubes et peut provoquer une panne de moteur;</li> <li>- ne laisse pas de traces ou d'empreintes;</li> <li>- fait plier doucement les aubes.</li> </ul> <p>b. objets mous (par exemple, chiffons ou tissu) :</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- donnent des signes semblables à ceux de la glace molle.</li> </ul> <p>c. bois et oiseaux :</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- perturbent l'écoulement d'air, peuvent provoquer le décrochage du compresseur, la déformation des aubes et l'interférence suivie du martelage des aubes et du carter d'admission.</li> </ul> <p>18. Les traces de corps mous, autre que la glace, peuvent être examinées en grattant les bords d'attaque des composants en saillie dans l'écoulement d'air du réacteur. Les grattures peuvent avoir une apparence fibreuse. Le CETQ possède l'équipement nécessaire pour analyser ces échantillons et parvient normalement à déterminer le type de matériel, par exemple, animal, végétal, etc.</p> |
|---|---|

### Compressor failures

### Pannes de compresseur

19. When a jet engine compressor fails, there is an immediate loss of thrust and, in some cases, the torsional force of sudden rotor stoppage causes the engine to be wrenched from its mounts. Quite often, the failure is accompanied by the sound of a muffled explosion (compressor stall). Occasionally, partial failures occur but usually the failure is characterized by a chain reaction from blade-to-blade.

20. Compressor blade fatigue failures - These occur because of resonance and stress concentrations usually caused by small foreign objects or by the blade being improperly manufactured. The broken ends of every blade should be carefully examined for fatigue indications (two distinct failure zones).

21. Compressor spacer rub - The compressor rotor discs are separated by spacer rings. The gap between these spacers and the stator blade tips is very small. Supercooled moist air causes the compressor casing to start shrinking faster than the compressor rotor because of the casing's larger area of exposure. This difference in rate of contraction can cause the stator blade tips to dig into the spacer rings and machine away material. If the rub is heavy against steel spacers, they may fail by breaking away and start tearing and breaking blades. Compressor spacer rub failures have occurred in some engines, such as the Orenda 11. Examination of the damage normally shows the broken ring and overheat discoloration of the stator blade tips and the spacer ring.

22. Bearing failure:

- a. Thrust bearing failure causes compressor rotor shift. At high rpm the rotor will shift forward, at low rpm it will shift backward. In either case, the shift causes blade interference in practically all stages and causes almost complete blade wipe-out or

19. Lorsque le compresseur d'un réacteur tombe en panne, il y a une perte immédiate de poussée et, dans certain cas, l'effort de torsion provoqué par l'arrêt soudain du rotor arrache le réacteur de son support. Assez souvent, la panne est accompagnée du bruit d'une explosion étouffée (décrochage du compresseur). Parfois, il se produit une panne partielle, mais habituellement la panne est caractérisée par une réaction en chaîne qui se propage d'une aube à une autre.

20. Ruptures de fatigue des aubes de compresseur - Ces ruptures se produisent à cause du phénomène de résonance et de l'accumulation des contraintes ayant souvent pour origine la présence de petits corps étrangers ou d'un défaut de fabrication de l'aube. Les extrémités brisées de chacune des aubes doivent être minutieusement examinées pour découvrir des signes de fatigue (deux zones de rupture distinctes).

21. Frottement des bagues d'espacement du compresseur - Les disques rotor du compresseur sont séparés par des bagues d'espacement. La distance entre ces bagues et l'extrémité des aubes fixes est très réduite. De l'air humide très froid peut faire contracter le carter du compresseur qui rétrécira plus rapidement que le rotor à cause de sa plus grande surface de contact. Du fait de cette différence de vitesse de contraction, l'extrémité des aubes fixes risque de pénétrer dans les bagues d'espacement et de prélever du métal. Si le frottement contre les bagues d'acier est suffisant, celles-ci peuvent se briser et endommager les aubes. Certains réacteurs tels que l'Orenda 11 ont subi des pannes provoquées par la rupture par le frottement des bagues d'espacement du compresseur. L'examen des dommages met normalement en évidence la bague brisée et la décoloration par surchauffe de l'extrémité des aubes fixes et de la bague d'espacement.

22. Rupture d'un roulement :

- a. La rupture d'un roulement de l'axe de poussée permet au rotor du compresseur de se déplacer. À haut régime, le rotor se déplace vers l'avant et, à bas régime, il se déplace vers l'arrière. Dans les deux cas, le déplacement provoque l'interférence des

even rotor seizure.

aubes à pratiquement tous les étages ce qui amène un effacement presque total des aubes et peut-être même le blocage du rotor.

- b. Support bearing failure - This type of failure allows one end of the compressor to drop, resulting in flailing and compressor "wipe-out".

- b. Rupture d'un roulement de support de l'axe : Ce type de panne permet à une des extrémités de l'axe du compresseur de baisser, ce qui provoque un déséquilibre et un blocage du réacteur.

**Hot-end failures**

**Pannes des éléments de la partie chaude**

23. Over-temperature failure - Most hot end failures result from over-temperature caused by compressor stalls or fuel system malfunction. The following guidelines will assist in determining the cause:

23. Pannes causées par la surchauffe - La plupart des pannes de la partie chaude proviennent du décrochage du compresseur ou d'une anomalie du circuit carburant. Voici un guide pour vous aider à déterminer la cause :

<u>Stalled</u>	<u>Non-stalled</u>
<p>Turbine nozzle - Uniform burn on all nozzle segments; burning begins at midspan of trailing edge of vane, and can progress to complete erosion to the root.</p> <p>Turbine blades - Uniform burn from trailing edge tips on all blades.</p>	<p>Localized damage aft of combustion malfunction. Vanes begin burning at leading edge.</p>

<u>Décrochage</u>	<u>Sans décrochage</u>
<p>Distributeur de turbine - Une brûlure uniforme sur toutes les parties du distributeur; et les marques de brûlure commencent à la mi-hauteur du bord de fuite des aubes fixes et peuvent aller jusqu'à l'érosion complète de la racine.</p> <p>Aubes mobiles - Brûlure uniforme à partir de l'extrémité du bord de fuite de toutes les aubes mobiles</p>	<p>Les dommages sont localisés à l'arrière de l'anomalie de combustion. Les aubes fixes commencent à brûler par le bord de fuite.</p>

24. Turbine blade failure:
- a. Tip failures will normally not degrade engine performance to a noticeable degree since the materiel can be easily passed out the exhaust without further damage.
  - b. Midspan failures may induce noticeable vibration because of turbine rotor imbalance.

24. Rupture des cubes mobiles :
- a. La détérioration de l'extrémité des aubes n'altère généralement pas le rendement du réacteur d'une manière significative, car le matériel peut être éliminé facilement par la tuyère sans causer d'autres dégâts.
  - b. Les fractures à mi-hauteur des aubes peuvent provoquer une certaine vibration à cause du déséquilibre du rotor de

- |   |  |
|---|--|
| <p>c. Root failure will cause serious vibration which may fail the turbine bearing.</p>   | <p>turbine.</p> <p>c. Les fractures à la racine des aubes provoquent des vibrations importantes qui peuvent rompre les paliers de turbine.</p>   |
| <p>25. Turbine disc failure:</p> <p>a. Serration failure may release two or more blades and cause severe vibration with subsequent bearing and turbine failure.</p> <p>b. Chunk failure occurs when a portion of disc separates from the wheel. When this occurs gross imbalance will fail the bearings and may also bend or shear the shaft. Chunk failure occurs because of thermal shock, misalignment or manufacturing defects. The following points may assist in determining "in-flight" vs "impact" chunk failure:</p> | <p>25. Rupture du disque de turbine :</p> <p>a. La rupture des cannelures de fixation peut libérer deux aubes ou plus et provoquer d'importantes vibrations qui risquent d'endommager les paliers et la turbine.</p> <p>b. Une panne par débris se produit lorsqu'une partie du disque se sépare de la turbine. Cela a pour effet de provoquer un déséquilibre important qui brise les paliers et qui peut également plier ou sectionner l'arbre de transmission. Les raisons d'une panne par débris sont le choc thermique, un mauvais alignement ou un défaut de fabrication. Les points suivants peuvent aider à faire la distinction entre les pannes par débris en vol et celles à l'impact :</p> |

<u>In-flight failure</u>	<u>Impact failure</u>	<u>Panne en vol</u>	<u>Panne à l'impact</u>
Chunk - Missing from crash site.	May be found.	Débris - N'est pas sur les lieux de l'accident	Peut être retrouvé
Casing - Ripped open by departing chunks and subsequently damaged by rotating turbine.	Little damage.	Carter - Déchirure béante causée lors du détachement du débris et dommages ultérieurs par la rotation de la turbine.	Peu de dommages
Bearing - Pulled apart with little heat.	Possibly no damage.	Palier - Arraché et très peu d'évidence de chaleur	Peut être intact

26. Rotor Shaft Failures - Failure of the rotor shaft is the result of an extreme torsional force due to sudden stoppage of the turbine or compressor at impact. Examination of the fracture will show torsion.

26. Rupture de l'arbre du rotor - La rupture de l'arbre du rotor est le résultat d'une force de torsion extrême, provoquée par le blocage soudain, au moment de l'impact, de la turbine ou du compresseur. L'examen de la fracture mettra en évidence des signes de torsion.

**Variable geometry**

**Géométrie variable**

27. Geometry malfunctions upset the pressure

27. Les anomalies de géométrie modifient

temperature balance of the engine and cause compressor stalls and possible engine failure. Determine actuator extension, nozzle area, cable and lever positions and any reading instrument related to the variable geometry.

### **Bearing failure**

28. Bearings may fail because of misalignment, foreign particles, or mismatching; however, most failures are caused by oil starvation or hot oil.

- a. Oil starvation: Bearings have a burned, charred, flat, dull-dark, ground-down appearance, and a rough texture with some molten metal splatter. Vent or other breather pressure is important because the pressure acts against the outlet of the oil jets. Vent valve failure, clogged filters or jets, or failed pump(s) or plumbing, will cause oil starvation.
- b. Hot oil - To lubricate, oil must be cool. A malfunctioning temperature regulator on the oil cooler or failure of a scavenge oil element allowing oil to pool in the sumps may cause the temperature to increase to a point where the bearings fail. The rollers or balls will have a glossy blue-black appearance. Metal smears on the bearings will also provide clues to this type of failure.

### **High pressure fuel system**

29. General - Examination of the high pressure fuel system may provide correlating evidence of the power setting of the engine and the serviceability of the system.

30. Position - The position of the various pointers, cams and levers indicate the power

l'équilibre pression / température du réacteur et provoquent le décrochage du compresseur et possiblement une panne. Il faut déterminer l'extension de l'actionneur, l'état du distributeur, la position des câbles et des leviers et tous les renseignements que peuvent fournir les instruments sur la géométrie variable.

### **Rupture des paliers**

28. Les paliers peuvent se briser à cause d'un mauvais alignement, de particules étrangères ou d'un mauvais montage; toutefois, la plupart des ruptures sont dues à une panne d'alimentation en huile ou à de l'huile mal refroidie.

- a. Panne d'alimentation en huile : Les paliers ont un aspect brûlé, mat foncé, meulé avec une texture rugueuse et quelques particules de métal fondu. La pression des événements et des autres reniflards est importante car elle limite la sortie des jets d'huile. Un mauvais fonctionnement d'un clapet d'évent, d'un filtre ou d'un gicleur bouché, d'une pompe ou d'une tuyauterie brisée peuvent provoquer une panne d'alimentation en huile.
- b. Huile mal refroidie : Afin de bien lubrifier, l'huile doit être froide. Une anomalie du régulateur de température d'huile ou d'un élément de récupération d'huile peut permettre à l'huile de s'accumuler dans les puisards et faire élever la température au point d'endommager les paliers. Les rouleaux ou les billes ont un aspect bleu foncé et glacé. Les traces de métal sur les roulements constituent également des indices précieux pour ce genre de panne.

### **Circuit de carburant à haute pression**

29. Généralités - L'étude du circuit de carburant haute pression peut fournir des indices corrélatives sur le réglage de puissance du moteur et sur l'état de fonctionnement du système.

30. Position - La position des diverses aiguilles, cames et leviers indique la puissance

demanded. Feedback cables, variable geometry settings and engine condition can indicate the actual power developed. In particular, the 3-D cam in the fuel control unit may show many valuable indications of engine operation.

31. Serviceability:

- a. Fuel controls - If erratic engine response is experienced in flight, a detailed review of the inputs, including compressor inlet temperature, compressor discharge pressure, altitude, etc., must be investigated. A suspect fuel control shall only be stripped at a contractor or laboratory.
- b. Other fuel components - Sheared drive shafts, fractured gearing, mutilated drive splines, cracked or chafed plumbing, plugged fuel nozzles, cracked casings, and sticking valves have contributed to accidents in the past. Each component should be examined for integrity.

**Gear boxes and power trains**

32. These items should be examined for rotation and continuity of power transmission. Check wear of teeth and splines, and condition of lockwiring, split pins, keys and other retainers. Check lubrication, alignment, seal integrity and mounting, and check for FOD.

33. In helicopter accidents, the transmissions are of particular interest. In addition to the main transmission, inspect the intermediate and tail rotor gear boxes. Some twin engine helicopters have gear boxes which combine the power before it enters the main transmission.

demandée. L'état des câbles de rétroaction, le réglage de la géométrie variable et l'état du moteur peuvent indiquer la puissance réellement développée. Examiner tout particulièrement la came 3-D du régulateur carburant, elle fournit des indications précieuses sur le fonctionnement du moteur.

31. État de fonctionnement :

- a. Régulateurs de carburant - Si le rendement du réacteur était irrégulier en vol, il faut procéder à l'examen minutieux de toutes les entrées, y compris la température d'admission du compresseur, la pression de sortie du compresseur, l'altitude, etc. Un régulateur de carburant suspect ne doit être démonté que par un entrepreneur ou au laboratoire.
- b. Autres composants du circuit carburant - Les arbres d'entraînement cisailés, les engrenages fracturés, les cannelures d'entraînement endommagées, les tuyauteries craquées ou usées, les injecteurs de carburant bouchés, les carters fendus et les soupapes collées sont tous des facteurs ayant contribué par le passé à des accidents. L'intégrité de chaque composant doit être vérifiée.

**Boîtes d'engrenage et chaînes dynamiques**

32. Sur ces éléments, il faut vérifier le sens de rotation et la continuité de la transmission de puissance. Vérifier l'usure des dents et des canelures, l'état des fils à freiner, des goupilles fendues, des clavettes et autres dispositifs de retenue. Vérifier la lubrification, l'alignement, l'intégrité et l'installation des joints d'étanchéité et la présence de corps étrangers.

33. Pour les accidents d'hélicoptères, les transmissions présentent un intérêt particulier. En plus de la boîte principale, il faut vérifier les boîtes intermédiaires et de rotor de queue. Certains hélicoptères à deux moteurs ont une boîte d'engrenage qui combine la puissance avant qu'elle ne pénètre dans la boîte principale.

34. Determine whether or not the power train was operating properly prior to impact. Of necessity, strips must be done at the contractor level. Obtain an oil sample from each gear box and transmission for spectrometric oil analysis "SOAP program". The procedure to follow in handling special samples is detailed in CFTO C-05-005-008/AM-000.

34. Déterminer si la chaîne dynamique fonctionnait normalement ou non avant l'impact. Le démontage doit nécessairement être effectué par un entrepreneur. Prélever un échantillon d'huile de chacune des boîtes d'engrenage pour fin d'analyse spectrale des huiles (programme "SOAP"). La procédure à suivre pour la manipulation des échantillons est indiquée en détail dans le ITFC C-05-005-008/AM-000.

## Section 2 - Piston Engines

### General

35. Lack of power may appear obvious at first inspection. However, a feathered propeller need not be evidence of lack of power. Accidents have been caused by crews feathering the "good" engine by mistake; therefore the propeller examination must be supported by an engine examination. Piston engine power output should be partially determined at the scene of the accident. Propellers should be taken to an approved workshop or laboratory for further examination.

36. A checklist for piston engine investigation is provided at Annex B to this chapter.

### Propeller evidence

37. When properly correlated with evidence obtained from the engine, examination of the propeller may produce valuable evidence such as:

- a. revealing whether or not power was being produced at time of impact;
- b. rpm of the engine;
- c. propeller blade angle; and
- d. ground speed of the aircraft.

38. Examination of propellers - The first step in propeller examination is to account for all the blades, particularly the tips. If any portion of the blade is missing, the fractures on the recovered portion should be examined with a magnifying glass to determine if the break occurred in flight or at impact. Look for evidence of fatigue and static overloads.

39. Determination of power at impact:

## Section 2 - Moteurs à pistons

### Généralités

35. La perte de puissance peut se révéler évidente lors d'une première inspection; l'hélice peut même avoir été mise en drapeau, mais cela ne constitue pas une preuve absolue que le moteur ne fournissait pas de puissance. Des accidents ont été causés par des équipages ayant mis par erreur en drapeau l'hélice du "bon" moteur, au lieu de celle du moteur défectueux, et par conséquent l'examen de l'hélice doit s'accompagner d'un examen du moteur. La puissance fournie par un moteur à piston doit être partiellement déterminée sur les lieux de l'accident. Les hélices doivent être examinées par un expert dans un laboratoire ou un atelier agréé.

36. Une liste de vérifications pour les moteurs à pistons est fournie à l'annexe B de ce chapitre.

### Indices fournis par l'examen des hélices

37. L'examen des hélices peut fournir des indices qui, en corrélation avec ceux donnés par les moteurs, peuvent être très utiles pour indiquer :

- a. si un moteur fournissait de la puissance au moment de l'impact;
- b. le régime d'un moteur;
- c. le calage du pas d'hélice;
- d. la vitesse de l'avion par rapport au sol.

38. Examen des pales - La première chose à faire lors de l'examen de l'hélice est d'examiner toutes les pales et de vérifier l'intégrité des extrémités de pales. Si des portions de pales manquent, il faut examiner à la loupe la cassure des parties restantes et déterminer si la rupture a eu lieu en vol ou à l'impact. Il convient de noter avec soin tous les indices dus à la fatigue ou à la surcharge.

39. Détermination de la puissance fournie au moment de l'impact :

- a. Determine whether power was being developed at the time of impact. The most typical indications are as follows:
- (1) Blades bent forward near the tip indicate high power. Blade pitch angle will normally be in the constant speed range; however, pitch stops may be damaged, allowing the blades to move.
  - (2) Blades bent slightly backward indicate low or no rotation of the propeller at time of impact. Blade pitch angle will normally be on the fine pitch stop.
- b. Treat with great reserve the damage and distortion seen in propeller blades after they have struck the ground. It is all too easy to reach a hasty conclusion that an engine has been under power when the accident occurred because the propeller is badly bent or damaged. Deduced evidence must be correlated with other evidence before it is possible to form a proper conclusion.
- c. Mark the position of the blade shank with respect to the propeller hub. If the drive between the blade and the pitch change mechanism is severed as a result of impact, the significance of these marks will have to be assessed during detailed inspection. The angle of impact, the nature of the ground, speed of impact, the propeller material, e.g., aluminum alloy, steel, or wood, influence the assessment. Remember that the propeller is only one link in the chain of evidence. Check pitch angle of the blades and any twisting of the propeller shaft. Pitch setting may be ascertained by stripping the propeller
- a. Déterminer si le moteur fournissait de la puissance au moment de l'impact. Les indications les plus caractéristiques sont les suivantes :
- (1) Des pales recourbées vers l'avant près de l'extrémité de la pale indique que le moteur développait une grande puissance au moment de l'impact. Le pas de l'hélice est normalement dans la gamme des vitesses constantes; toutefois, la butée de pas a pu être endommagée ce qui aurait permis aux pales de se déplacer.
  - (2) Des pales recourbées légèrement vers l'arrière indiquent que l'hélice tournait faiblement ou pas du tout au moment de l'impact. L'hélice est normalement dans ce cas au petit pas.
- b. L'enquêteur doit éviter les conclusions hâtives au sujet des dommages et des déformations qu'il peut relever sur les pales d'hélices qui ont heurté le sol. Il est trop facile de conclure que le moteur fournissait de la puissance au moment de l'accident parce que l'hélice est très tordue ou endommagée. Il faut établir la corrélation entre les indices obtenus par l'examen des pales et les autres indices avant de pouvoir formuler une conclusion valable.
- c. Marquer la position du pied de pale par rapport au moyeu, mais lorsque la transmission entre la pale et le mécanisme de changement de pas s'est brisée sous l'impact, la valeur de ces marques doit être déterminée lors de l'inspection détaillée. L'angle d'impact, la nature du sol, la vitesse à l'impact, les matériaux de construction de l'hélice, qu'il s'agisse d'alliage d'aluminium, d'acier ou de bois, sont autant de facteurs qui influent sur cette détermination. Les pales d'hélice ne constituent qu'un des maillons de la chaîne d'indices. Vérifier le pas de l'hélice et la torsion éventuelle de l'arbre. On peut

- governor head and checking the position of the pitch change mechanism in conjunction with impact markings or impressions often made across the base of the blade on the soft copper shims or packing plates.
- d. Feathered propellers leave distinctive line markings on the ground in line with the path of the aircraft. Rotating propellers leave characteristic slash marks at short intervals or spacings upon which certain calculations can be made.
- e. Lack of engine power at impact as shown by the propeller does not necessarily imply engine failure. The pilot may have closed the throttle, or turned the switches off before impact.
- f. Normally, the accessory drive shaft is the first component to fail if the engine is running at impact.
40. Determination of ground or engine speed at impact
- a. If the ground speed of the aircraft at impact is known (or can be estimated), the following formula may be used to determine engine rpm at the time of impact:
- $$(1) \text{ ENGINE RPM} = \frac{\text{GS} \times \text{gear ratio (engine to prop.)} \times 101.3}{\text{no of blades} \times \text{scar distance}}$$
- (2) Where GS is ground speed in knots and scar distance is the distance in feet between successive propeller blade impact slashes measured in the flight direction.
- b. If the engine speed is known, the formula
- déterminer le pas en démontant le régulateur et en vérifiant la position du dispositif de changement de pas en fonction des traces que laisse souvent l'impact à la base des pales, sur la plaque de presse-étoupe en cuivre.
- d. Les hélices en drapeau laissent des entailles caractéristiques dans le sol dans l'axe de la trajectoire de l'aéronef. Les hélices en rotation laissent des entailles caractéristiques faiblement espacées que l'on peut utiliser pour faire certain calculs.
- e. Le fait que l'hélice indique que le moteur ne développait pas de puissance au moment de l'impact ne signifie pas nécessairement que le moteur était en panne, car le pilote a pu couper les gaz ou le contact avant l'impact.
- f. Normalement, l'arbre du relais d'accessoires est le premier composant à se rompre lorsque le moteur tourne au moment de l'impact.
40. Détermination de la vitesse par rapport au sol ou du moteur au moment de l'impact:
- a. Si la vitesse de l'aéronef par rapport au sol au moment de l'impact est connue (ou peut être estimée), la formule suivante peut être utilisée pour déterminer le régime moteur à l'impact :
- $$(1) \text{ RÉGIME MOTEUR} = \frac{V_s \times \text{rapport de démultiplication (moteur/hél.)} \times 101.3}{\text{nombre de pales} \times \text{l'espacement des entailles}}$$
- (2) Vs est la vitesse par rapport au sol exprimée en nœuds et l'espacement des entailles est la distance exprimée en pieds entre deux entailles successives faites par les pales à l'impact mesurée dans l'axe de la trajectoire de vol.
- b. Si le régime du moteur est connu, la

can be used to obtain the approximate ground speed at impact:

$$\text{GROUND SPEED} = \frac{\text{Engine RPM} \times \text{no of blades} \times \text{distance between marks}}{\text{gear ratio (engine to prop.)} \times 101.3}$$

(in K)

formule peut être utilisée pour déterminer approximativement la vitesse par rapport au sot à l'impact:

$$\text{VITESSE PAR RAPPORT} = \frac{\text{Régime en tr / min} \times \text{nombre de pales} \times \text{espacement des entailles}}{\text{rapport de démultiplication (moteur / hél.)} \times 101.3}$$

(en nœuds)

41. Propeller blade failure in flight - Failure in flight may be the result of fatigue. Such failures cause excessive vibration and frequently the engine is torn out of its mountings or the reduction gear casing is torn from the engine. Propeller blade failure in flight may not originate in the propeller itself and careful examination of its control, oil system, engine and reduction gear is essential.

41. Rupture d'hélice en vol - Les ruptures en vol peuvent être dues à la fatigue. Une telle rupture cause des vibrations violentes, le moteur est souvent arraché de son berceau; il arrive également que le carter du réducteur d'hélice soit arraché du moteur. Les ruptures d'hélices en vol peuvent ne pas provenir de l'hélice elle-même, et il est indispensable de procéder à un examen minutieux du régulateur, du circuit d'huile, du moteur et du réducteur.

42. Overspeeding of propellers - Overspeeding of propellers, which have defied attempts by the flight crew to feather them, have also been a fairly common factor in accidents. Failure of the reduction gear may, in some installations, uncouple the propeller and it (the free-spinning propeller) may overspeed violently due to windmilling at high airspeeds to such an extent that centrifugal force may cause the propeller blades to be ejected from the hub.

42. Emballement des hélices - L'emballlement des hélices, malgré les efforts de l'équipage pour les mettre en drapeau, intervient assez fréquemment dans les accidents d'aviation. Avec certains types d'hélices, la rupture du réducteur peut désaccoupler l'hélice qui, devenue folle, tourne librement en moulinet et torque l'avion vole à grande vitesse, les pales sont arrachées du moyeu sous l'effet de la force centrifuge.

### Engine operation at impact

43. Before removing an engine from the scene of an accident, establish if the engine was producing power at the time of impact. Ensure that the engine was properly connected to sources of fuel and oil, the appropriate fuel valves were correctly set, the pipes and lines were clear of obstruction and the fuel and oil tanks were clean and unobstructed. The throttle connections should be examined for security and serviceability.

### État de fonctionnement du moteur au moment de l'impact

43. Avant qu'un moteur ne soit enlevé des lieux de l'accident, l'enquêteur doit déterminer si celui-ci fournissait de la puissance au moment de l'impact. Il doit de plus s'assurer que le moteur était convenablement alimenté en carburant et en lubrifiant, les robinets de carburant étaient convenablement réglés, les tuyauteries n'étaient pas obstruées, les réservoirs de carburant et de lubrifiant étaient propres et non obstrués. Il doit également vérifier si les manettes des gaz étaient correctement montées et en bon état de marche.

## Malfunctions and failures

44. Carburetor icing - This is usually indicated by a gradual decrease in power, sputtering, erratic increases and decreases in rpm or intermittent rough operation, etc. In some engines carburetor icing will occur when the relative humidity is fairly high (above) 60 per cent) in fine, sunny, and warm weather (15/20°C - 60/70°F). Study the meteorological conditions and assess them with the findings in the wreckage, i.e., the setting of the hot and cold air intake valves or shutters both at the engine and in the cockpit. Checks should be made for possible failure of the shutters themselves and for disconnection of the control.

45. Ignition trouble - Ignition trouble is often indicated by intermittently rough operation of the engine. Electric harnesses, magneto wiring to the cockpit switches, magneto drives and timing must be inspected. The spark plug electrodes may indicate other troubles such as incorrect mixture or abnormal lead deposits. Check that the type of spark plug is appropriate and that the plugs are tight in the cylinders, and check that the fuel is the correct grade for the engine. See Annex C to this chapter for spark plug data.

46. Fuel starvation:

- a. Depending upon the type of carburetor or fuel injection system, there may be no audible or visual warnings except a silent fading away of the engine. On multi-engine aircraft, especially when flying on instruments or at night, and where constant-speed propellers are in use, failure may be difficult to detect. Fuel pressure and fuel flow meters give the most reliable indication of fuel starvation. Incorrect fuel valve setting or fuel system mismanagement has caused more accidents than running out of fuel. Record

## Anomalies et pannes

44. Givrage du carburateur - Ce phénomène est généralement caractérisé par une diminution progressive de la puissance, des ratés, des variations désordonnées du régime moteur, des cognements par intermittence, etc. Sur certains moteurs, un givrage du carburateur se produit lorsque l'humidité relative est assez élevée (supérieure à 60%) par beau temps ensoleillé, et souvent par temps chaud (15 à 20°C ou 60 à 70°F). L'enquêteur doit étudier les conditions météorologiques et comparer ces conditions aux observations qu'il a faites sur l'épave: réglage des papillons d'admission d'air chaud et froid sur le moteur et dans le poste de pilotage. Il convient également de rechercher s'il n'y a pas eu rupture des papillons ou débranchement de leurs commandes.

45. Défauts d'allumage - Les défauts d'allumage sont souvent caractérisés par un cognement intermittent du moteur. Les câbles d'allumage, les fils reliant les magnétos aux commutateurs montés dans le poste de pilotage, les mécanismes d'entraînement et de synchronisation des magnétos devraient être vérifiés. Les électrodes des bougies peuvent indiquer d'autres anomalies telles qu'un mélange incorrect ou la présence de dépôts de plomb anormaux. L'enquêteur doit s'assurer que le type de bougies est adapté au moteur, que celles-ci sont vissées à fond et que le carburant utilisé avait un indice d'octane approprié. Voir l'annexe C de ce chapitre pour les données sur les bougies.

46. Panne sèche :

- a. Selon le type de carburateur ou d'injecteur utilisé, il peut n'y avoir aucune indication préalable audible ou visuel, sauf le fait que le moteur cesse, sans bruit, de développer de la puissance. Dans le cas des avions multi-moteurs, surtout dans le cas de vol aux instruments et de vol de nuit avec hélices à vitesse constante, les pannes de ce genre peuvent être difficiles à déceler. Les manomètres et débitmètres de carburant faussent les indications les plus sûres sur la panne carburant. Plus d'accidents ont été causés par le mauvais

all fuel valve settings whether or not they are considered relevant or reliable. Electrically controlled valves normally give reliable precrash indication of the last setting of the valve. Note that cable or rod-operated fuel valves may move during the crash impact or during rescue and salvage attempts.

- b. Fuel tanks, pipe lines and fuel vents should be checked to ensure that obstruction, leakage, chafing, puncture or corrosion of the tanks did not exist. Obtain a sample of the last refuelling source and analyse for water or other contaminants and inspect the relevant documents of the fuel supplied.

47. Fuel injectors and carburetors - Strip inspection of fuel injectors and carburetors should only be performed by specialists. Precautions should be taken to ensure that possible evidence of any contamination is not lost if initiating any functional testing.

48. Lubrication - In some engines, oil from the normal engine system is used for other purposes, e.g., servo systems, heating of carburetors and feeding propeller control units. Therefore, oil systems must be examined from tank to engine for obstructions, dirt, loose or failed pipes, leakages, etc. The correct quantity and quality of oil should be analysed. All oil filters should be examined with great care and, if necessary, chemically analysed.

49. Mechanical integrity - Normally, strip examinations are done only at the manufacturer's

réglage d'un robinet de carburant ou une mauvaise utilisation du circuit de carburant que par une panne sèche proprement dite. L'enquêteur doit noter les réglages de tous les robinets de carburant, qu'il considère ces indices comme utiles et fiables ou non. Les robinets à commande électrique donnent généralement une indication sûre de leur réglage avant l'accident. Par contre, les robinets commandés par tringlerie ou par câbles peuvent se déplacer lors de l'impact ou lors des opérations de récupération.

- b. L'inspection des réservoirs de carburant et des tuyauteries d'alimentation et de mise à l'air libre du circuit carburant est indispensable pour s'assurer qu'il n'y avait ni obstruction, ni fuite, ni usure par frottement, ni perforation ou corrosion. L'enquêteur doit obtenir un échantillon du carburant au dernier point d'avitaillement, vérifier s'il y a présence d'eau ou d'autres polluants et examiner les documents correspondants.

47. Carburateurs et injecteurs - Le démontage et l'inspection détaillée des carburateurs et des injecteurs doivent être confiés à des spécialistes. Il faut prendre des précautions pour ne pas faire disparaître des indices de pollution possible lorsque l'on effectue un essai de fonctionnement.

48. Lubrification - Dans certains moteurs, l'huile du circuit de graissage est utilisée à d'autres fins telles que le fonctionnement des servomécanismes, le réchauffage des carburateurs et l'alimentation des commandes d'hélice. Par conséquent, il faut examiner les circuits de lubrification depuis le réservoir jusqu'au moteur en recherchant les obstructions, les tuyauteries desserrées ou détériorées, les fuites, etc. Il faut s'assurer que le réservoir contenait la quantité et la qualité voulue d'huile. Tous les filtres à huile doivent être examinés avec grand soin, et s'il y a lieu, leur contenu doit être soumis à une analyse chimique.

49. Intégrité mécanique - Le démontage et l'examen détaillé des moteurs doivent

engine overhaul facility. Attend the strip investigation. Any suspicious fractures or failures should be examined by a fracture analysis specialist. Fatigue often occurs in connecting rods, gear teeth, rockers, camshafts, cylinder hold down studs, pistons, springs and crankshafts.

normalement être effectués dans les ateliers de révision ou d'inspection du constructeur. L'enquêteur doit assister à l'inspection détaillée. Tous les défauts et toutes les ruptures suspectes doivent être examinés par un expert en analyse des cassures. En général, la fatigue est la cause la plus courante des ruptures des bielles, dents d'engrenages, culbuteurs, arbres à cames, goujons de fixation de cylindres, pistons, ressorts et vilebrequins.

**JET ENGINE INVESTIGATION CHECKLIST**

The following checklist may be used as a guide in determining and analyzing jet engine component damage to determine initial failure and sequence of events.

<b>Engine Components</b>		<b>Description of Damage</b>	<b>Probable Cause of Damage</b>
1.	<u>ACCESSORY DRIVE SECTIONS AND COMPONENTS</u> (include tubing and mounting flanges)		
2.	<u>COMPRESSOR SECTION:</u>		
a.	Rotor assy(s)		
b.	Stator assy(s)		
c.	Cases assy(s)		
d.	Diffuser assy(s)		
e.	Bearing support assy(s)		
3.	<u>COMBUSTION SECTION:</u>		
a.	Outer liner (case)		
b.	Inner liner(s)		
c.	Ring and tubes		
d.	Outlet ducts or transition liners		
4.	<u>TURBINE SECTION:</u>		
a.	Turbine nozzle		
b.	Turbine wheels		
(1)	Blades		
(2)	Disc		
(3)	Blank		
(4)	Shaft		
c.	Bearing supports		
5.	<u>EXHAUST SECTION:</u>		
a.	Inner cone		

Engine Components		Description of Damage	Probable Cause of Damage
b.	Outer cone supports		
6.	<u>OIL SYSTEM:</u>		
a.	Pumps		
(1)	Pressure		
(2)	Scavenge		
b.	Filters.		
c.	Relief valves		
(1)	Breather valve		
(2)	Reverse flow valve.		
d.	Tubing		
(1)	Pressure,		
(2)	Scavenge		
(3)	Breather		
e.	Oil nozzle		
f.	Seals		
(1)	Labyrinth		
(2)	Carbon		
(3)	Rubber		
g.	Tank.		
h.	Oil sample analysis		
7.	<u>FUEL SYSTEM:</u>		
a.	Pumps		
(1)	Main		
(2)	Afterburner.		
b.	Filters		
c.	Fuel controls		

Engine Components		Description of Damage	Probable Cause of Damage
(1)	Main		
(2)	Emergency		
(3)	Afterburner		
(4)	Fuel regulator		
d.	Valves		
(1)	Relief valve		
(2)	Check valve		
(3)	Pressurization and dump valve		
(4)	Transfer		
(5)	Flow divider		
(6)	Fuel control valve		
e.	Flowmeter		
f.	Manifolds		
(1)	Main		
(2)	Afterburner		
g.	Spray bars		
h.	Tubing		
j.	Nozzles		
k.	Fuel samples analyses		

### LISTE DE VÉRIFICATIONS DES RÉACTEURS

La liste de vérifications suivante peut servir de guide pour déterminer et analyser les dommages subis par les composants des réacteurs, la rupture initiale et l'ordre des événements.

Composants du réacteur		Description des dommages	Cause probable
1.	<u>COMPARTIMENTS DE COMMANDE DES ACCESSOIRES ET COMPOSANTS</u> (y compris les tuyauteries et les brides de fixation) :		
2.	<u>COMPRESSEUR :</u>		
a.	Rotor		
b.	Stator		
c.	Carters		
d.	Diffuseurs		
e.	Boîtiers de roulement.		
3.	<u>CHAMBRE DE COMBUSTION :</u>		
a.	Chemise extérieure (carter)		
b.	Chemise(s) intérieure(s)		
c.	Anneau et tubulures		
d.	Gaines de sortie ou chemises de transition.		
4.	<u>TURBINE :</u>		
a.	Gicleur de turbine		
b.	Roues de turbine		
(1)	Aubes		
(2)	Disque		
(3)	Galet		
(4)	Arbre		
c.	Boîtiers de roulement		

Composants du réacteur		Description des dommages	Cause probable
5.	<u>TUYÈRE :</u>		
a.	Cône intérieur		
b.	Supports de la buse d'éjection		
6.	<u>CIRCUIT D'HUILE :</u>		
a.	Pompes		
(1)	De pression		
(2)	De récupération		
b.	Filtres		
c.	Soupape de décharge		
(1)	De reniflard		
(2)	D'inversion de débit		
d.	Tuyauterie		
(1)	De pression		
(e)	De récupération		
(3)	De reniflard		
e.	Gicleur d'huile		
f.	Joints d'étanchéité		
(1)	Labyrinthe		
(2)	Au carbone		
(3)	En caoutchouc		
g.	Réservoir		
h.	Analyses des échantillons d'huile		
7.	<u>CIRCUIT CARBURANT :</u>		
a.	Pompe		
(1)	Principale		

<b>Composants du réacteur</b>		<b>Description des dommages</b>	<b>Cause probable</b>
(2)	De postcombustion		
b.	Filtres		
c.	Commandes du circuit carburant		
(1)	Principale		
(2)	D'urgence		
(3)	De postcombustion		
(4)	De régulateur carburant		
d.	Soupapes		
(1)	De décharge		
(2)	Clapet anti-retour		
(3)	Purgeur-distributeur		
(4)	De transfert,		
(5)	Distributrice		
(6)	Robinet de commande carburant		
e.	Débitmètre		
f.	Collecteurs		
(1)	Principal		
(2)	De postcombustion		
g.	Barres de pulvérisation		
h.	Tuyauterie		
j.	Gicleurs		
k.	Analyses des échantillons de carburant.		

**PISTON ENGINE INVESTIGATION CHECKLIST**

The following checklist may be used as a guide in determining and analysing piston engine component damage to determine initial failure and sequence of events.

Engine Components		Description of Damage	Possible Cause of Damage
1.	<u>FUEL SYSTEM:</u>		
a.	Proper fuel (lab analysis)		
b.	Tanks		
(1)	Caps		
(2)	Vents		
(3)	Hydraulic		
c.	Lines (blowout from heat, failure at fittings)		
d.	Pumps		
(1)	Main		
(2)	Auxiliary		
(3)	Operation		
e.	Filters (contamination, clogging)		
f.	Carburetor (lab test)		
g.	Manifold (holes, gasket leaks)		
h.	Priming system (leaks)		
2.	<u>OIL SYSTEM:</u>		
a.	Tank (hydraulic)		
b.	Pumps		
(1)	Inlet		
(2)	Scavanging		
c.	Lines (blowout)		
d.	Filters (contamination, check bypass)		
e.	Sump and sump plug (magnetic particles)		

	<b>Engine Components</b>	<b>Description of Damage</b>	<b>Possible Cause of Damage</b>
f.	Cooler (bypass valves)		
g.	Propeller feathering system		
3.	<u>IGNITION SYSTEM:</u>		
a.	Sparkplugs (correct type, fouling, deposits)		
b.	Harness (leakage from bending, holes)		
c.	Magnetos (bench test)		
4.	<u>COMPRESSION SYSTEM:</u>		
a.	Piston (holes, peening)		
b.	Rings (broken, cracked, installation)		
c.	Valves (seating, carbon)		
(1)	Intake		
(2)	Exhaust		
5.	<u>MECHANICAL TRAIN:</u>		
a.	Piston		
b.	Wrist pin		
c.	Connecting rod		
d.	Bearings		
e.	Crankshaft		
f.	Reduction gearing		
g.	Shaft		
h.	Propeller		
i.	Accessory drive shaft		
j.	Spline end		
6.	<u>ACCESSORY SECTION</u> (driving or being driven):		

<b>Engine Components</b>		<b>Description of Damage</b>	<b>Possible Cause of Damage</b>
a.	Pumps		
b.	Generator		

### LISTE DE VÉRIFICATIONS DES MOTEURS À PISTONS

La liste de vérifications suivante peut servir de guide pour déterminer et analyser les dommages subis par les composants des moteurs à pistons, la rupture initiale et l'ordre des événements.

Composants du moteur		Description des dommages	Cause probable
1.	<u>CIRCUIT CARBURANT :</u>		
a.	Qualité du carburant (analyses de laboratoire)		
b.	Réservoirs		
(1)	Bouchons		
(2)	Évents		
(3)	Hydraulique		
c.	Conduites (éclatement par la chaleur, rupture aux raccords)		
d.	Pompes		
(1)	Principale		
(2)	Auxiliaire		
(3)	Fonctionnement		
e.	Filtres (contamination, colmatage)		
f.	Carburateur (essais en laboratoire)		
g.	Collecteur (perforation, fuites des joints d'étanchéité)		
h.	Dispositif d'injection de mise en route (fuites)		
2.	<u>CIRCUIT D'HUILE :</u>		
a.	Réservoir (hydraulique)		
b.	Pompes		
(1)	Admission		
(2)	Récupération		
c.	Conduites (éclatement)		

d.	Filtres (contamination, vérifier les dérivations)		
e.	Puisard et bouchon de puisard (particules magnétique)		
f.	Radiateur (clapets de dérivation)		
g.	Mécanisme de mise en drapeau de l'hélice		
3.	<u>CIRCUIT D'ALLUMAGE :</u>		
a.	Bougies d'allumage (type approprié, encrassage, dépôts)		
b.	Faisceau de fils d'allumage (fuites dues au pliage, perforation)		
c.	Magnétos (banc d'essai)		
4.	<u>DISPOSITIFS DE COMPRESSION :</u>		
a.	Piston (perforations, martelage)		
b.	Segments (brisés, criques, installation)		
c.	Soupapes (siège, carbone)		
(1)	Admission		
(2)	Échappement		
5.	<u>ENGRENAGE MÉCANIQUE :</u>		
a.	Piston		
b.	Tourillon		
c.	Bielle		
d.	Roulements		
e.	Vilebrequin		
f.	Train démultiplicateur		
g.	Arbre		
h.	Hélice		
i.	Arbre d'entraînement du relais d'accessoires		

j.	Embout cannelé		
6.	<u>ACCESSOIRES</u> (entraînent ou sont entraînés) :		
a.	Pompes		
b.	Génératrice		

## SPARK PLUG DATA

### Acknowledgement:

The Department of National Defence is grateful to the Champion Spark Plug Company, Todelo, Ohio for granting permission to reprint the following spark plug data which was extracted from their publication entitled *Aviation Service Manual*.

### General

1. Whenever there is engine roughness or other erratic engine operation that might indicate a malfunction in the ignition system, the spark plugs should be examined first. See Figure 7C-1 for normal electrode condition.
2. Removal and examination of the plugs will determine if the plugs are at fault or if the plugs are reflecting some adverse combustion chamber conditions.
3. Mark the cylinder number on each plug as it is removed from the engine. This will facilitate relating a particular plug to the cylinder in which installed if further examination of the plug reveals clues to a possible serious cylinder-piston condition.

### Carbon fouling

4. By its dry, dull black nature, this type of deposit reflects its cause as over-rich mixture. Its usual cause is rich idle mixture, plus adversely long periods of idle operation. The cause can also be due to a faulty carburetor, but if so, will probably be reflected by unstable engine operation above idle power. This condition, if found by one removed malfunctioning plug, will probably be present to some degree on other plugs in the engine set. See Figure 7C-2.

## RENSEIGNEMENTS SUR LES BOUGIES D'ALLUMAGE

### Remerciements :

Le Ministère de la Défense nationale remercie la compagnie *Champion Spark Plug* de Tolédo, Ohio, de l'autorisation qu'elle lui a accordée de reproduire les informations concernant les bougies d'allumage qui ont été extraites de leur publication intitulée *Aviation Service Manual* [Manuel d'entretien d'aviation].

### Généralités

1. Lorsque le moteur a des cognements ou des ratés et que l'on soupçonne une anomalie du circuit d'allumage, il faut examiner les bougies d'allumage en premier lieu. Voir la figure 7C-1 pour l'état normal d'une électrode.
2. Le démontage et l'examen des bougies permettent de déterminer si elles sont en causes ou si elles ne font que refléter les conditions anormales qui règnent dans la chambre de combustion.
3. L'enquêteur doit inscrire le numéro du cylindre sur chacune des bougies qu'il démonte, dans le but de faire correspondre une bougie particulière au cylindre sur lequel elle était installée, lorsqu'un examen plus poussé révèle un état critique du cylindre et du piston.

### Calamine

4. L'aspect sec et d'un noir mat de ce type de dépôt indique qu'il est dû à un mélange trop riche. La cause habituelle est un mélange riche au ralenti et des périodes prolongées de fonctionnement au ralenti. La cause peut également être un carburateur défectueux mais dans ce cas, la situation se remarque également par un fonctionnement chaotique du moteur à un régime supérieur au ralenti. Si on découvre de la calamine sur une bougie, il est probable qu'il y en ait une certaine quantité sur toutes les autres. Voir la figure 7C-2.

### **Oil fouling**

5. This type of deposit will be noted by wet, black carbon deposit of the complete firing end. It is not uncommon to find this condition in mild form in lower plugs of some horizontal opposed engine models or in lower cylinders or radial engines. It may be due to oil draining by the piston rings and collecting in the combustion chamber during extended engine shutdown periods. If condition is persistently repetitious and is found on both plugs of a cylinder, possible adverse engine condition of faulty rings, damaged piston, or worn valve guides may be present, which required corrective action. Oil fouling deposits being conductive at all temperatures will cause plug misfiring under all power conditions. See Figure 7C-3.

### **Lead fouling**

6. Under normal conditions the lead oxybromide deposits from the T.E.L. of high octane aviation fuels form an even, fluff coating, light tan to brown in color. At adverse temperatures these deposits near the core tip darken in color. Severe adverse leading due to maldistribution of the T.E.L. is evident by hard cinder-like globules of lead adhering to areas of the firing end, which with time will gradually fill up the firing end cavity.

7. Severely leaded plugs will operate colder and misfire at higher powers due to the lower insulation value of these deposits at elevated temperatures. Or, the plugs may misfire from the carbon deposits due to the plug operating too cold. See Figure 7C-4.

### **Electrode gaps**

8. Free combustion chamber deposits will, on rare occasions, lodge in or bridge the gap as a fused deposit, shorting out the plug. Such a malfunctioned plug will misfire at all powers in a similar manner to an oil fouled plug. See Figure

### **Encrassement par l'huile**

5. Ce type de dépôt se remarque par le carbone noir et humide qui recouvre la totalité de la tête d'allumage. Ce phénomène, sous une forme peu prononcée, est assez répandu pour les bougies inférieures de certains modèles de moteurs horizontaux opposés ou dans les cylindres inférieurs des moteurs radiaux. Il peut être dû à l'écoulement d'huile par les segments des pistons qui s'accumule dans la chambre de combustion lors de périodes d'arrêt prolongées. Lorsque cette condition se répète constamment et qu'elle affecte les deux bougies d'un cylindre, il s'agit peut-être d'une défectuosité des segments, d'un piston endommagé ou d'un guide de soupape usé et des mesures s'imposent. Les dépôts d'huile étant conductibles, ils provoquent des ratés d'allumage à tous les régimes moteur. Voir la figure 7C-3.

### **Encrassement par le plomb**

6. Dans des conditions normales d'opération, les dépôts d'oxybromide de plomb, produits par le tétraéthyle de plomb contenu dans les carburants d'aviation à haut indice d'octane, forment une couche égale et duveteuse de couleur jaunâtre ou brune. Par températures défavorables, ces dépôts deviennent plus foncés près de la tête de l'électrode centrale. Un encrassement par le plomb causé par une mauvaise distribution du tétraéthyle se remarque par la présence de particules semblables à du mâchefer qui adhèrent à la tête de l'électrode et qui remplissent la cavité peu à peu.

7. Les bougies extrêmement encrassées par le plomb produisent une étincelle plus froide et produisent des ratés d'allumage à haut régime, car ces dépôts sont moins isolants aux hautes températures ou bien, les bougies peuvent provoquer des ratés d'allumage à cause des dépôts de carbone qui se forment lorsque les bougies fonctionnent trop froides. Voir la figure 7C-4.

### **Suppression de l'écartement des électrodes**

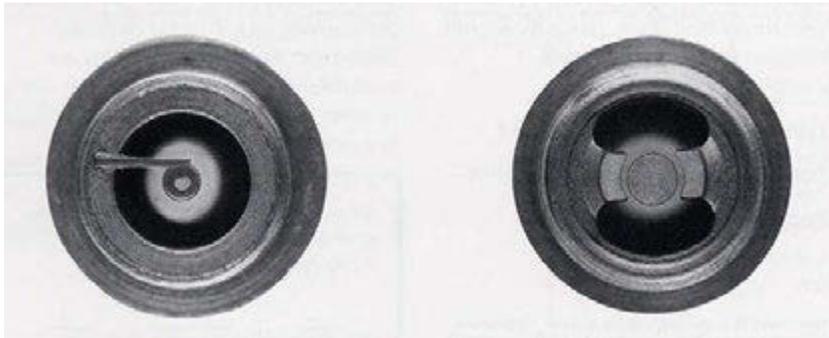
8. Il arrive parfois que des dépôts libres dans la chambre de combustion viennent se loger entre l'écartement des électrodes et forment un pont qui court-circuite la bougie. Une bougie ainsi défectueuse provoque des ratés d'allumage à tous

Annex C  
Chapter 7  
A-GA-135-002/AA-001

7C-5.

Annexe C  
Chapitre 7  
A-GA-135-002/AA-001

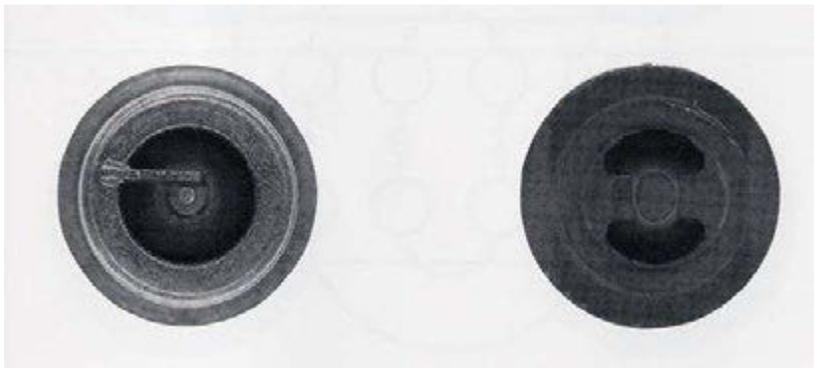
les régimes et de façon identique aux bougies  
encrassées par l'huile. Voir la figure 7C-5.



Fine wire electrode  
Électrode à fil mince

Massive electrode  
Électrode à fil large

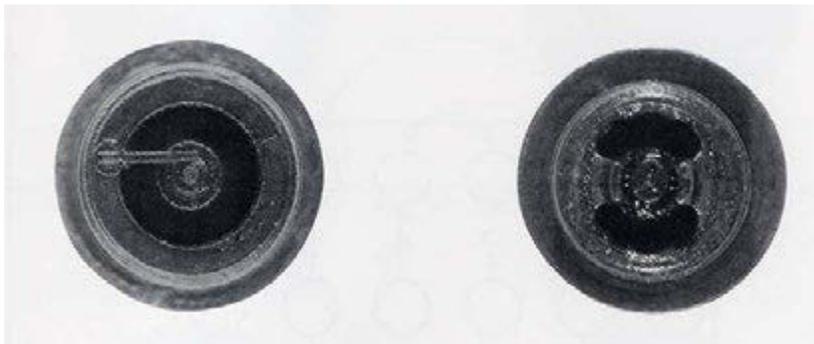
Figure 7C-1 Normal electrode condition  
État normal d'une électrode



Fine wire electrode  
Électrode à fil mince

Massive electrode  
Électrode à fil large

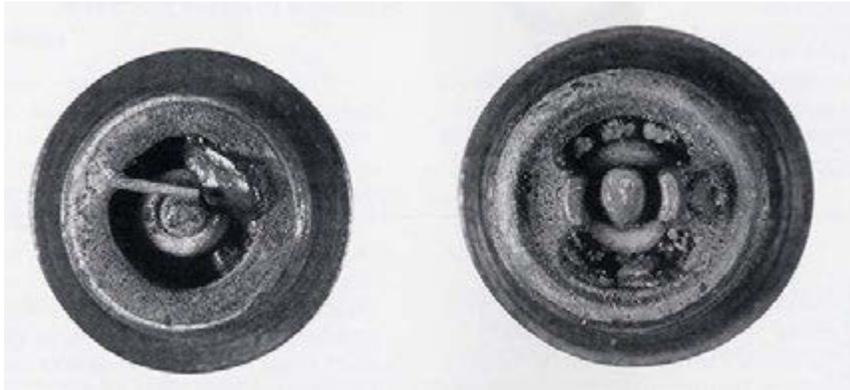
Figure 7C-2 Carbon fouled plugs  
Bougies calaminées



Fine wire electrode  
Électrode à fil mince

Massive electrode  
Électrode à fil large

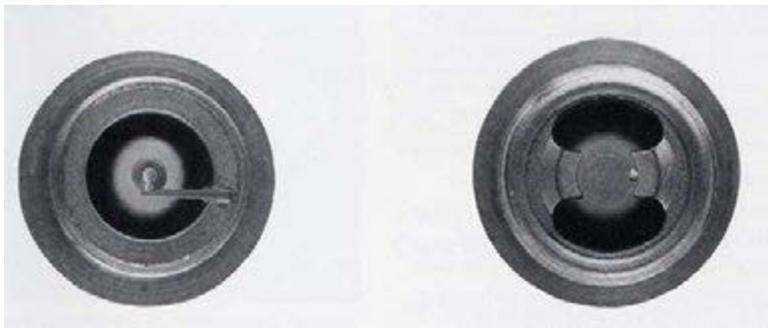
Figure 7C-3 Oil fouled plugs  
Bougies encrassées par l'huile



Fine wire electrode  
Électrode à fil mince

Massive electrode  
Électrode à fil large

Figure 7C-4 Lead fouled plugs  
Bougies encrassées par le plomb



Fine wire electrode  
Électrode à fil mince

Massive electrode  
Électrode à fil large

Figure 7C-5 Plugs with bridged electrode gaps  
Bougies dont l'écartement des électrodes est court-circuité

### **Cracked core nose**

9. Normal engine operation applies numerous heat shock cycles to the core nose. The composition and design of the insulators of most modern spark plugs are carefully chosen to avoid core nose cracks resulting from such heat shock. However, occasional abnormal engine operation will exceed even the built-in safety factors and infrequent core nose cracking may result. A typical cracked core nose condition is shown in Figure 7C-6.

### **Pre-ignition**

10. This is a condition of the combustion charge being ignited ahead of the normal timed ignition spark. In effect, it produces a condition of extremely advanced ignition timing. The hot spot causing this advanced timing or pre-ignition may be an overheated spark plug, valve head, exposed spark plug threads, or glowing combustion chamber deposits.

11. Due to the extreme rise in cylinder combustion pressures and temperatures, serious damage to the engine can occur.

12. Evidences of pre-ignition in the thermocouple connected cylinder is sudden roughness of the engine accompanied by a rapid rise in cylinder head temperature.

13. The only indication in other cylinders would be engine roughness.

14. Should an engine be suspected of having operated in pre-ignition, as a precautionary measure, all spark plugs should be removed and inspected for possible damage. Evidences to look for are copper run-out or broken insulator core nose. Many times when an engine has been

### **Isolant fêlé**

9. Le fonctionnement normal du moteur fait subir cycliquement de nombreux chocs thermiques à l'isolant. Les matériaux employés et la conception particulière des isolants de la plupart des bougies modernes sont prévus pour éviter la création de fissures dues à ces chocs. Toutefois, il peut arriver que dans certaines conditions anormales de fonctionnement les limites de sécurité de construction de la bougie soient dépassées et l'isolant se fissure. La figure 7C-6 montre des cas typiques d'isolant de nez fissuré.

### **Auto-allumage par point chaud**

10. L'auto-allumage est un phénomène qui se produit lorsque le mélange combustible est allumé avant le temps prévu de l'étincelle. En fait, cela produit une condition d'avance à l'allumage extrême. Le point chaud qui provoque l'allumage à l'avance ou l'auto-allumage peut être une bougie surchaude, une tête de soupape, des filetages de bougie à découvert ou un dépôt incandescent dans la chambre de combustion.

11. L'auto-allumage provoque une élévation importante des pressions et des températures de combustion dans le cylindre ce qui peut sérieusement endommager le moteur.

12. Les indices d'auto-allumage dans un cylindre muni d'un thermocouple sont un fonctionnement soudainement chaotique du moteur, accompagné d'une brusque élévation de la température de tête de cylindre.

13. Pour les autres cylindres, la seule indication est un fonctionnement chaotique du moteur.

14. Lorsqu'on soupçonne un moteur d'avoir fait de l'auto-allumage, il est recommandé de démonter toutes les bougies et d'en vérifier l'état. Rechercher surtout les traces de cuivre fondu ou les fêlures de l'isolant. Il arrive souvent que lorsqu'un moteur a fait de l'auto-allumage, que des

subjected to pre-ignition, combustion chamber parts such as pistons, rings, valves, etc., are also damaged.

### Copper run-out

15. When this type of spark plug malfunction occurs, it is usually the result of pre-ignition. Normally the capped nickel centre electrode will burst and copper will flow and bridge the electrode gaps, shorting out the plug and reducing the change of further engine damage.

pièces de la chambre de combustion comme les pistons, les segments, les soupapes, etc., soient également endommagées.

### Coulage du cuivre

15. C'est généralement à la suite d'auto-allumage que ce type de déféctuosité se produit. Normalement, l'électrode centrale en nickel est protégée, cette protection éclate et le cuivre coule entre les électrodes, forme un pont qui court-circuite la bougie et réduit les risques de dommages ultérieurs au moteur.

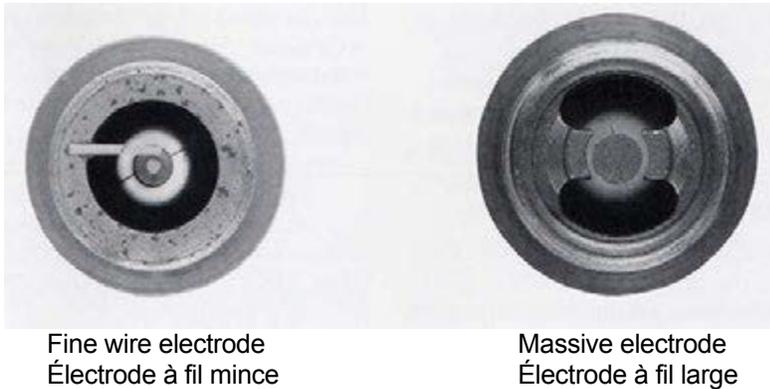


Figure 7C-6 Plugs with cracked core noses  
Bougies dont l'isolant est craqué

## **Detonation**

16. Detonation may occur in the normal cycle of burning a combustion charge. Ignition of the charge is by normal timed ignition spark. Detonation may be defined as the point during the normal burning of the combustion charge when abrupt, spontaneous burning or explosion of the balance of the unburned charge, ahead of the normal flame front, occurs.

17. The engine combustion chamber parts are subjected to shock pressures of extreme magnitude. As these adverse shock pressures are of quite short duration, abrupt or extensive rise in combustion or cylinder temperature does not occur. The effect is mainly by mechanical shock and will, in rare instances, show evidence of damage to the spark plugs in the form of cracked insulator core nose or damaged electrodes.

18. The evidence to the operator, of detonation presence, is a mildly rough engine with audible knock.

## **Connector well flashover**

19. The connector terminal provides a means of disconnecting, and reconnecting, the shielded spark plug from the ignition harness. It must be capable of transmitting the high voltage ignition system current to the spark plug. As the electrode gaps increase from normal wear, the ignition system voltages increase, resulting in higher stress of the insulation requirements of the connector terminal assembly. The entry of foreign matter or moisture into the terminal connector can reduce the insulation value of the connector to where ignition system voltages at high power can cause the ignition current to flashover the terminal or well surface to the ground. This, in turn, can cause the plug to misfire. The misfiring will usually be erratic and hard to distinguish. If the cause is from moisture, hard starting can also result with the condition fully or partially clearing itself as moisture is dissipated with engine warm-up. See Figure 7C-7.

## **Détonation**

16. Une détonation se produit parfois dans le cycle normal de combustion du mélange. L'allumage normal du mélange se fait par l'étincelle de la bougie au moment voulu. On peut définir la détonation comme étant le point pendant une combustion normale où se produit une combustion soudaine et spontanée ou une explosion de ce qui reste du mélange et cela, avant l'allumage normal de flamme.

17. Ce phénomène soumet les pièces de la chambre de combustion à d'énormes chocs de pression. Comme ceux-ci sont de courte durée, il ne se produit pas d'élévation soudaine ou prolongée de la température de combustion ou du cylindre. Les effets sont principalement des chocs mécaniques et peuvent, en de rares occasions, se voir sur les bougies sous la forme d'isolant craqué ou d'électrodes endommagées.

18. Pour l'utilisateur, les indices de détonation sont un fonctionnement légèrement irrégulier du moteur et un bruit de cognement.

## **Décharge électrique borne/douille**

19. C'est sur la borne d'extrémité de la bougie isolée que l'on branche et débranche les fils d'allumage. Cette borne doit être en mesure de transmettre le haut voltage du circuit d'allumage à la bougie. À mesure que l'écartement des électrodes augmente par l'usure normale, la tension du circuit d'allumage augmente ce qui demande une résistance accrue de l'isolation de la borne. Si un corps étranger ou de l'humidité pénètre dans la borne, les qualités isolantes de celle-ci peuvent être diminuées au point où elles ne peuvent plus supporter le haut voltage du moteur à grand régime et le courant d'allumage se décharge de la borne ou de la douille et rejoint la masse, ce qui provoque des ratés d'allumage. Ceux-ci sont généralement intermittents et difficiles à distinguer. Si le phénomène est dû à de l'humidité, il peut donner lieu à un démarrage difficile suivi d'une amélioration totale ou partielle de la situation à mesure que le moteur se réchauffe et que

### Improper gaskets

20. Aviation spark plug gaskets are manufactured to precise standards as to dimension and material. They also determine, by their installed thickness, the effective reach of the spark plug as installed in the engine cylinder. An ideally installed spark plug has the firing end flush with the combustion chamber wall, with no threads of the spark plug or cylinder bushing exposed to combustion gases. Exposed threads can become hot-spot sources for initiating pre-ignition. Two gaskets or a non-standard thin gasket will cause threads to be exposed.

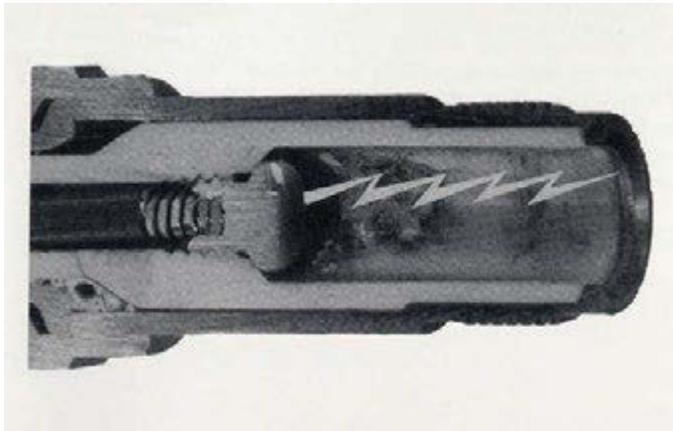


Figure 7C-7 Flashover  
Étincelle de décharge

l'humidité disparaît. Voir la figure 7C-7.

### Mauvais joints d'étanchéité

20. Les normes de fabrication des joints d'étanchéité des bougies sont très précises pour ce qui est du matériel et des dimensions. C'est également leur épaisseur qui détermine la position exacte de la bougie lorsqu'elle est vissée sur le cylindre. Dans sa position idéale, l'extrémité de l'électrode de la bougie est de niveau avec la paroi de la chambre de combustion et il n'y a aucun filet de la bougie ou de la tête du cylindre exposé aux gaz de combustion. Les filets à découvert peuvent devenir des points chauds et provoquer de l'auto-allumage. S'il y a deux joints d'étanchéité ou que le joint soit plus mince que prévu, des filets sont à découvert.