

## CHAPTER 6 - METAL FAILURES

## CHAPITRE 6 – RUPTURE DU MÉTAL

## TABLE OF CONTENTS

## TABLE DES MATIÈRES

## CONTENTS

|  |            |
|--|------------|
| <b>CHAPTER 6 - <a href="#">METAL FAILURES</a></b> .....                    | <b>6-1</b> |
| <a href="#">Introduction</a> .....   | 6-1        |
| <a href="#">Identification of gross failure patterns</a> .....             | 6-1        |
| <a href="#">Reasons for in-flight failures</a> .....                       | 6-3        |
| <a href="#">Selecting suspect items for laboratory analyses</a> .....      | 6-3        |
| Annex A – <a href="#">Classification and recognition of failures</a> ..... | 6A-1       |
| Annex B – <a href="#">Summary of failure characteristics</a> .....         | 6B-1       |

## CONTENU

## PAGE

|  |            |
|--|------------|
| <b>CHAPITRE 6 – <a href="#">RUPTURE DU MÉTAL</a></b> ....                      | <b>6-1</b> |
| <a href="#">Introduction</a> .....   | 6-1        |
| <a href="#">Identification des signes apparents de ruptures</a> .....          | 6-1        |
| <a href="#">Causes des ruptures en vol</a> .....                               | 6-3        |
| <a href="#">Choix des éléments suspects pour analyses au laboratoire</a> ..... | 6-3        |
| Annexe A – <a href="#">Classification et identification des ruptures</a> ..... | 6A-1       |
| Annexe B – <a href="#">Résumé des caractéristiques de rupture</a> .....        | 6B-1       |

**CHAPTER 6****METAL FAILURES****Introduction**

1. Distorted, fractured or worn aircraft components can often help pinpoint the cause of an occurrence. Although analysis is best made in a laboratory by qualified metallurgists, it is the investigator's job to determine which components are suspect. An investigator must have sufficient knowledge of the properties of metals to:

- a. identify gross failure patterns;
- b. determine the reason for in-flight failures; and
- c. select the most suspect items for laboratory analyses.

**Identification of gross failure patterns**

2. Introduction - Most crashes result in so many broken pieces that the investigator must select and concentrate on the most suspect areas, e.g., a broken wing found lying alongside a fuselage is not as suspect as one found a mile from the crash site. Similarly, an engine that operated at impact is not such a promising source of metal failure analysis as one which stopped in flight.

3. In-flight and impact failures - The most effective approach is to first determine whether a failure occurred before or at the crash impact. This is indicated by the wreckage distribution, the manner of loading, the degree of overstress and the origin of failure.

4. Ductile and brittle failures - The different characteristics of fractures in ductile and brittle materials are described in Annex A to this chapter. With the exception of very high-tensile steel and non-metallic components, most materials used in aircraft construction are ductile; however,

**CHAPITRE 6****RUPTURE DU MÉTAL****Introduction**

1. L'examen des composants d'aéronef déformés, brisés ou usés permet souvent de déterminer la cause d'un événement. Même si les analyses doivent être faites en laboratoire par des métallurgistes qualifiés, c'est à l'enquêteur de choisir les composants suspects. L'enquêteur doit donc connaître suffisamment les propriétés des métaux pour :

- a. identifier les signes apparents de rupture;
- b. déterminer la raison des ruptures en vol;
- c. choisir les éléments les plus suspects pour être analysés en laboratoire.

**Identification des signes apparents de ruptures**

2. Introduction - Dans la plupart des cas, les accidents produisent un si grand nombre de pièces brisées, que l'enquêteur doit choisir et concentrer ses efforts sur les parties les plus suspectes, par exemple, un morceau d'aile trouvé près du fuselage ne présente pas le même intérêt que s'il avait été trouvé à un mille du lieu de l'accident. De la même façon, un moteur qui fonctionnait toujours au moment de l'impact n'est pas une source aussi intéressante de pièces brisées à analyser qu'un moteur qui s'est arrêté en vol.

3. Ruptures en vol et à l'impact - La façon la plus efficace d'aborder le problème est de déterminer en premier lieu si la rupture s'est produite avant ou au moment de l'impact. Ce fait est indiqué par la distribution des débris, la répartition du chargement, le degré de surcharge et l'origine de la rupture.

4. Ruptures des métaux malléables ou cassants - Les diverses caractéristiques de rupture des matériaux malléables et cassants sont énumérées à l'annexe A de ce chapitre. A l'exception de certains aciers à haute résistance et des composants non métalliques, la plupart des

occasionally a brittle material fails in a ductile fashion, or a ductile material has a brittle fracture. These special cases have the following particular significance:

- a. Ductile failures of brittle material result from:
  - (1) improper heat treatment or poor welding in manufacture; or
  - (2) over-temperature in use.
- b. Brittle failures of ductile material result from:
  - (1) instantaneous sudden and extreme overloading, such as could be incurred at impact;
  - (2) fatigue (the brittle characteristics appear only in the fatigued portion of the fracture surface);
  - (3) improper heat treatment or poor welding in manufacture; or
  - (4) extreme low-temperature operation.

5. Fatigue failures - All major fracture surfaces, including those that are not suspect, and all suspect fractures must be analyzed for evidence of fatigue. Annex B to this chapter summarizes the characteristics of fatigue and static failures.

6. Failures table - Most of the possible causes for metal failures are laid out in figures 6A-1 to 6A-41 of Annex A..

### Reasons for in-flight failures

métaux utilisés dans la construction d'un aéronef sont malléables; toutefois, il arrive qu'un matériau cassant se brise comme un matériau malléable et qu'un matériau ductile subisse une fracture cassante. Ces cas spéciaux présentent les caractéristiques particulières que voici :

- a. Les ruptures malléables de matériaux cassant ont pour cause :
  - (1) un mauvais traitement thermique ou un mauvais soudage à l'usine; ou
  - (2) une surchauffe à l'usage.
- b. Les ruptures cassantes de matériaux malléables ont pour cause :
  - (1) une surcharge soudaine, instantanée et très violente, comme celles qui se produisent à l'impact;
  - (2) la fatigue (les caractéristiques cassantes n'apparaissent que sur la partie « fatiguée » de la surface fracturée);
  - (3) un mauvais traitement thermique ou un mauvais soudage à l'usine; ou
  - (4) un fonctionnement par températures extrêmement basses.

5. Ruptures de fatigue - Toutes les surfaces de fracture importantes, y compris celles qui ne sont pas suspectes, et toutes les fractures suspectes doivent être analysées pour découvrir des signes de fatigue. L'annexe B de ce chapitre énumère les caractéristiques des ruptures de fatigue et statiques.

6. Tableau des ruptures - La plupart des causes possibles de rupture des métaux sont présentées aux figures 6A-1 à 6A-41 de l'annexe A.

### Causes des ruptures en vol

7. In-flight metal failures, as opposed to impact failures, may be due to one of the following:

- a. Design or manufacturing deficiencies - Components may be too weak because of inadequate design, or because of faults in manufacture, e.g., parts of the wrong size, improper heat treatment, poor welding, deep tool marks, and wrong materials.
- b. Improper or Insufficient Maintenance - This can result in serious failures, and can often be detected by such signs as cross-threaded bolts, omitted inspections, inadequate lubrication, use of the wrong components, and improper pipeline or wire routing, etc. Such signs may point to the need for better maintenance procedures or to better designs.
- c. Overstress - Any part will fail if it is operated beyond its design load limit. For complete aircraft structures, the design load limits are detailed in Aircraft Operating Instructions (AOIs). For individual components, the load limits can be obtained from either the CFTOs, e.g., torque tables for bolts, or from the manufacturer. Overstressing of an aircraft can be caused by the pilot, the environment or a malfunctioning system.

#### **Selecting suspect items for laboratory analyses**

8. Recognition of failure mode - Annex A to this chapter shows how metal failure characteristics provide good indications of:

- a. In-flight and impact failures.

7. Les ruptures de métaux en vol, par opposition aux ruptures à l'impact, peuvent être causées par un des facteurs suivants :

- a. Défauts de conception ou de fabrication - Les composants peuvent être trop faibles à cause d'une conception inadéquate ou à cause d'un défaut de fabrication, par exemple, des pièces de dimensions impropres, un mauvais traitement thermique, de mauvaises soudures, des marques profondes d'outil et de mauvais matériaux.
- b. Un entretien insuffisant ou impropre - Un mauvais entretien peut être la cause de pannes majeures et peut souvent être détecté par des signes tels que des filetages foirés, des inspections omises, un mauvais graissage, l'utilisation de mauvais composants, des mauvaises trajets de tuyauteries ou de fils, etc. Ces indices peuvent indiquer la nécessité de meilleures procédures d'entretien ou de meilleures conceptions.
- c. Surcharges - N'importe quel composant se rompt lorsqu'on lui applique une charge supérieure à la charge théorique limite. Dans le cas des cellules d'aéronef, les limites de charge théoriques sont indiquées dans les Instructions d'exploitation de l'aéronef (IEA). Pour les composants particuliers, on peut obtenir les limites de charge théorique soit dans les ITFC, par exemple, les tableaux de couple pour les boulons, ou en s'adressant au fabricant. La surcharge d'un aéronef peut être provoquée soit par le pilote, soit par l'environnement ou par un circuit défectueux.

#### **Choix des éléments suspects pour analyses au laboratoire**

8. Identification des modes de rupture - L'annexe A de ce chapitre expose la façon dont les caractéristiques de rupture des métaux fournissent de bonnes indications sur :

- a. Les ruptures en vol et à l'impact.

- |  |  |
|--|--|
| <p>b. The manner of loading - Did the part fail as could be expected? Was the load applied in the correct direction for this part? Was there fatigue or overstress? Such questions may indicate the adequacy of the part or reveal if operating conditions were more severe than expected.</p> <p>c. Basic strength and design - Evidence of fatigue or unexpected failure can frequently be traced to stress concentrations caused by poor design, improper heat treatment, or other flaws.</p> <p>d. Improper maintenance or handling - Failure of a sound part is, in most cases, due to improper maintenance or operation. Such failures must be thoroughly investigated. Known problem areas on the aircraft provide a good starting point.</p> | <p>b. Le mode d'application de la charge - La pièce s'est-elle brisée là où elle devait? La charge était-elle appliquée dans la bonne direction? Y-avait-il fatigue ou surcharge? Ces questions peuvent indiquer si les pièces étaient appropriées ou si les conditions d'utilisation étaient plus sévères que prévues.</p> <p>c. Le type de construction et la résistance -Les indices de fatigue ou de rupture imprévue ont souvent pour origine, la focalisation de contraintes dues à une erreur de construction, un mauvais traitement thermique ou d'autres faiblesses.</p> <p>d. Mauvais entretien ou manipulation - La rupture d'une pièce saine est due, dans la plupart des cas à un mauvais entretien ou à une utilisation inadéquate. De pareilles brisures doivent être examinées à fond. Les zones problèmes connues de l'appareil constituent un bon point de départ.</p> |
| <p>9. Selection of suspect items - All parts suspected of in-flight failure, fatigue, overstress, improper heat treatment, incorrect specifications, faulty design, manufacture or maintenance, etc., should be selected for laboratory analysis.</p>  | <p>9. Choix des éléments suspects - Toutes les pièces soupçonnées de rupture en vol, de fatigue, de surcharge, de mauvais traitement thermique, de spécifications impropres, d'erreurs de conception, de fabrication ou d'entretien, etc. doivent être choisies pour être examinées au laboratoire.</p>  |
| <p>10. Submission for analysis - Items submitted for further analysis shall be handled only as detailed in Chapter 2.</p>  | <p>10. Pièces présentées à l'analyse - Les éléments soumis à des examens ultérieurs doivent être manipulés selon les règles prescrites au chapitre 2.</p>  |

## CLASSIFICATION AND RECOGNITION OF FAILURES

### Acknowledgement:

Grateful acknowledgement is given to Mr. H.H. Hurt, Jr., M.S.A.E., Director, Safety Division, Institute of Aerospace Safety and Management, University of Southern California for permission to reproduce this annex from his book *Fundamentals of Helicopter Structures - Part II*.

1. When materiel failures occur, every effort should be made to accurately determine the cause of failure. Of course, every failed part must be given a thorough inspection so that future failures of the same sort can be prevented.
2. Any failed part can be given inspection to evaluate and determine the manner of loading, the basic strength and design and any evidence of improper handling. The analysis of the failed part must illuminate design and manufacturing deficiencies, the environment of service use, and evidence of insufficient or improper maintenance techniques.
3. In general, the modes of failure of metallic structures can be distinguished by the contributions of material properties and geometric qualities of the part. In this way, the ductile or brittle behavior of the metal is an important contribution as well as the stability of the structure with respect to buckling. As a result, it is convenient to relate the various modes of failure according to the manner of loading and to specify the contribution of material ductility and buckling of the section.
4. Tension failures must be separated first according to ductility then according to cross-section effect. The brittle tensile fracture surface is perpendicular to the principal tensile stress with limited deformation and distortion. Figure 6A-1 illustrates the characteristic brittle tension failures

## CLASSIFICATION ET IDENTIFICATION DES RUPTURES

### Remerciement :

Nous sommes très reconnaissants à M. H.H. Hurt, junior, M.S.A.E., Directeur, Division de la sécurité, Institute of Aerospace Safety and Management, University of Southern California qui nous a autorisés à reproduire cette annexe de son livre *Fundamentals of Helicopter Structures - Part II*.

1. Lorsqu'il se produit une rupture dans les matériaux il convient de faire tous les efforts nécessaires pour déterminer avec précision la cause de la rupture. Évidemment, chacune des pièces brisées doit être inspectées soigneusement afin que des ruptures similaires ne se reproduisent pas.
2. Toutes les pièces brisées doivent être inspectées pour permettre d'évaluer et de déterminer la distribution de la charge, la résistance et la conception de base et tout indice de manipulation incorrecte. L'analyse des pièces brisées doit mettre en lumière les défauts de conception ou de fabrication, les contraintes de l'environnement et les indices d'entretien insuffisants ou de mauvaises techniques d'entretien.
3. En règle générale il est possible de distinguer les modes de rupture des structures métalliques grâce aux propriétés physiques et géométriques de la pièce. La malléabilité et la fragilité d'un métal deviennent alors des facteurs importants ainsi que la stabilité de la structure en ce qui concerne le flambage. En conséquence il est pratique de faire correspondre les divers modes de ruptures selon la distribution de la charge et de préciser la part attribuable à la malléabilité du matériau et au flambage de la section.
4. Les ruptures en traction doivent d'abord être séparées selon la malléabilité et selon l'effet de section. La surface de la fracture en traction cassante est perpendiculaire à la contrainte en traction principale avec des déformations et des distorsions limitées. La figure 6A-1 illustre les

of a cylindrical specimen. A completely brittle material is rare, and the typical static overload brittle tension failure may have some very small 45° slip edges around the periphery. Figure 6A-2 depicts the typical ductile tensile failures of cylindrical specimens where varieties of 45° ductile slip combines with necking down of the cross-section. Figure 6A-3 illustrates the characteristic tension failures of three widely differing cylindrical steel specimens. Figures 6A-4 and 6A-5 illustrate the typical ductile tension failures in sheet and plate stock and machined components. As with all ductile tension failures, 45° slip is the dominant characteristic, especially along the periphery of the cross-section where slip is most likely to occur.

5. Compression failures are fundamentally the result of structural stability. Of course, the true limits of material compression or bearing strength are rarely approached in typical structures. Bearing failures in riveted or bolted joints and compression contact damage are examples of compression failure.

6. The modes of buckling of simple columns depend upon end-restraint and cross-section characteristics. The simple primary mode of bowing is shown in Figure 6A-6 for an elementary elastic behaviour of along slender column. While such elastic behaviour is rare in primary structures, it does relate the general or primary mode of buckling behaviour. Figure 6A-7 illustrates the more typical inelastic action of permanent bowing of angle and channel sections. Here the channel shows a simple bowing mode while the angle shows a more complex mode of bowing and twisting, depicting and tendency of torsional instability.

7. When the slenderness ratio of the column is reduced and short column behavior is encountered, the primary mode of general instability is possible in stable cross-sections.

caractéristiques des ruptures en traction cassante d'un spécimen cylindrique. Il est rare d'avoir un matériau entièrement cassant et la rupture statique par traction cassante peut présenter de petites bavures à 45° sur la périphérie. La figure 6A-2 illustre les ruptures par traction malléable typiques de spécimens cylindriques où l'on retrouve une variété de glissement malléable à 45° combinée à une striction progressive de la section. La figure 6A-3 illustre les caractéristiques de ruptures par traction de trois spécimens d'acier cylindriques très différents les uns des autres. Les figures 6A-4 et 6A-5 illustrent les ruptures typiques par traction malléables de composant en feuille ou en plaque et de pièces usinées. Comme dans les cas de rupture par traction malléable, la caractéristique dominante est le plan de rupture à 45°, particulièrement sur la périphérie de la section où les bavures se produisent le plus souvent.

5. Les ruptures à la compression sont essentiellement le résultat de la stabilité de structure. Bien sûr, les véritables limites de compression physique ou de force sont rarement atteintes dans les structures typiques. Les ruptures des paliers dans les joints rivetés ou à boulonnés et les dommages par compression de contact sont des exemples de ruptures à la compression.

6. Les modes de flambage des colonnes simples dépendent de la fixation des extrémités et des caractéristiques de section. Le mode de flexion simple primaire pour le comportement élastique élémentaire d'une colonne longue et mince est illustré à la figure 6A-6. Bien que le comportement élastique soit rare pour les structures primaires, il est relié au comportement de flexion général ou primaire. La figure 6A-7 illustre la réaction non élastique plus commune résultant en une flexion permanente de sections en cornière ou en profilé. Dans cette figure, le profilé illustre un mode de flexion simple alors que la cornière illustre un mode de flexion et de torsion plus complète qui indique une tendance à la stabilité en torsion.

7. Lorsque l'effilement d'une colonne est réduit et qu'on obtient un comportement de colonne courte, le mode primaire de la stabilité générale est possible dans les sections stables. La

Figure 6A-8 shows this mode for a short ductile specimen. When secondary failure occurs by local crippling or buckling, the mode of failure is highly dependent upon cross-section shape. Figures 6A-9, 6A-10 and 6A-11 illustrate the local crippling of channel and angle sections. Here the channel tends to develop symmetrical crippling patterns while the angle tends to fail with a predominating torsional instability.

8. When a curved panel is subject to a failing load of edgewise compression, the typical mode of failure is some pattern of diamond shaped buckles. Figures 6A-12 and 6A-13 illustrate these modes of failure.

9. Shear failures must consider the contribution of material ductility as well as the equivalent system of biaxial stress of diagonal tension and compression. When a failing shear load is supplied to a solid ductile cross-section, the failure produces a simple, smooth slip surface. The final edges of the slip surface consist of a final ductile lip. When a failing shear load is supplied to a solid cross-section of limited ductility, the failure surface tends to depict the existence of the diagonal tension at  $45^\circ$  and the sensitivity of the material to tensile stress. As a result, the typical shear failure of a brittle section may consist of mixed simple shear slip and diagonal tension fracture, the mixture depending upon the exact brittle nature of the material. Figure 6A-14 illustrates these distinct characteristics for the ductile and brittle solids sections.

10. When panels are loaded in shear and flexure stiffness is critical, the diagonal compression stress can cause  $45^\circ$  buckling. This mode of failure is illustrated by Figure 6A-15. When the panel is supported to allow a developed wave state, high diagonal tension can be developed along the  $45^\circ$  line of buckles. Then another mode of failure is encountered when a critical diagonal tensile stress is attained. The diagonal tension type

figure 6A-8 montre ce mode pour un spécimen court malléable. Lorsqu'il se produit une rupture secondaire dû à une déformation locale ou au flambage, le mode de rupture dépend largement de la forme de la section transversale. Les figures 6A-9, 6A-10 et 6A-11 montrent la déformation locale des pièces profilées ou en cornière. Dans ce cas, le profilé tend à manifester un mode de déformation symétrique alors que la cornière tend à se rompre sous l'effet de l'instabilité en torsion.

8. Lorsqu'un panneau court est soumis à une charge de rupture de compression latérale, le mode de rupture typique prend la forme d'un flambage en losange. Les figures 6A-12 et 6A-13 montrent ces modes de ruptures.

9. Dans le cas des ruptures en cisaillement, il faut considérer les effets de la malléabilité du matériau ainsi que le système équivalent de contraintes à deux axes de traction et les compressions diagonales. Lorsqu'une charge de rupture en cisaillement s'applique à une section malléable pleine, la rupture produit une surface simple à bords doux. Le dernier bord de la surface de glissement se traduit par une saillie terminale malléable. Si une charge de rupture en cisaillement est appliquée à une section pleine de malléabilité limitée, la surface de rupture tend à illustrer l'existence d'une action diagonale à  $45^\circ$  et la sensibilité du matériau aux forces de traction. Il en résulte qu'une rupture en cisaillement typique d'une section fragile peut comprendre un glissement en cisaillement simple mixte et une rupture en traction diagonale, la combinaison dépend de la nature exacte de la fragilité du matériau. La figure 6A-14 montre les caractéristiques distinctes pour les sections pleines cassantes et malléables.

10. Si des panneaux sont soumis à des charges de cisaillement et que la résistance à la flexion est critique, les forces de compression diagonales peuvent causer un flambage à  $45^\circ$ . Ce mode de rupture est illustré à la figure 6A-15. Tant que le panneau est soutenu et permet la formation d'une onde, la traction diagonale élevée peut se faire le long de l'axe des flambages à  $45^\circ$ . Il se présente alors un autre mode de rupture quand on atteint la



of failure is shown in Figure 6A-16.

11. Bending failures are simply special cases of tension and compression failures since the application of pure bending causes the distribution of axial stress throughout the cross-section. When the cross-section is stable and buckling does not occur, the failure occurs due to tension. If the material is brittle, the fracture initiates and progresses in a trajectory perpendicular to the principal tensile stress. The initial fracture will be  $90^\circ$  to the tensile surface and tend to remain of that orientation. However, as the fracture approaches the final surface opposite the origin, the fracture surface may develop the local curvature shown in Figure 6A-17.

12. Figure 6A-18 shows the manner of failure of a solid ductile cross-section subject to a critical bending load. The initial fracture is a ductile  $45^\circ$  slip fracture which progresses through the cross-section with increasing localized bending strain. The permanent deformation of the ductile section is considerable on either side of the fracture and the direction of bending is clearly evident. The final surface of fracture opposite the origin of fracture will have a ductile rolled edge depicting the extreme local strain of the final rupture zone.

13. Also shown in Figure 6A-18 is the failure mode of bending where local compression failure occurs first. In the case of the curved panel in compression, the pattern of buckling would be a diamond-shaped buckle. Figure 6A-19 illustrates the same mode.

14. An interesting and simple application of these elementary failure modes is shown in Figure 6A-20. Here the failed link shows a ductile tension failure at section A and a ductile bending failure at section B. This logic system is an effective means of determining a sequence of failure of structural components.

15. Torsion failures are simply special cases

traction diagonale typique. La figure 6A-16 montre le type de rupture par traction diagonale.

11. Les ruptures causées par la flexion sont simplement des cas particuliers de ruptures en traction ou en compression étant donné que l'application d'une flexion pure entraîne une répartition de contraintes axiales sur toute la section transversale. Quand la section transversale est stable et qu'il n'y a pas de flambage, la rupture se produit à cause de la traction. Si le matériau est cassant, la rupture s'amorce et se propage sur une trajectoire perpendiculaire à la force de traction principale. La rupture initiale sera à  $90^\circ$  de la surface de traction et tend à rester dans cette orientation. Cependant, à mesure que la rupture approche du point de la surface finale opposé à l'origine, sa surface peut présenter une courbure locale comme le montre la figure 6A-17.

12. La figure 6A-18 montre la rupture d'une section transversale malléable pleine soumise à une charge de flexion critique. La rupture initiale est une fracture par glissement à  $45^\circ$  malléable qui se propage dans la section transversale avec une contrainte de flexion localisée croissante. La déformation permanente de la section malléable est considérable des deux côtés de la ruptures et le sens de la flexion est évident. La surface finale de la rupture en face de l'origine présente un bord malléable aplatis qui témoigne d'une contrainte locale extrême de la zone de rupture finale.

13. La figure 6A-18 montre également le mode de rupture en flexion où la rupture de compression locale se manifeste d'abord. Dans le cas d'un panneau courbe en compression, le flambage prend une forme de losange. La figure 6A-19 montre le même mode de rupture.

14. La figure 6A-20 montre une application simple et intéressante de ce mode de rupture élémentaire. Ici, la bielle montre une rupture en traction malléable à la section A et une rupture en flexion malléable à la section B. Ce système logique est un moyen efficace de déterminer la séquence de rupture d'éléments structuraux.

15. Les ruptures dues à la traction sont

of shear failures since the application of pure torsion causes the distribution of a shear stress throughout the cross-section. When the section is a solid stable cross-section, a ductile torsion failure will be a simple slip fracture with a relatively smooth surface. Such a ductile fracture may show faint concentric circles denoting the fracture from the exterior inward. Also, it is typical that a small ductile projection will develop on the final torsion rupture surface as large local rotation is accumulated along the axis of rotation. This mode of failure is illustrated in Figure 6A-21.

16. The brittle torsion failure is also shown in Figure 6A-21. Here, the brittle section is sensitive to the diagonal tension, and the fracture occurs along the 45° helical surface. Such a brittle torsion fracture surface is perpendicular to the principal tensile stress.

17. When the elements of the cross-section have low flexural stiffness, buckling may occur due to the diagonal compression stress at 45°. Figure 6A-22 shows the superposition of two model components to produce torsion buckling of thin cylindrical shell. Figure 6A-23 shows the general mode of collapse of a thin walled tube subject to a failing torsion load. Here, the pattern approaches the mode of a 45° spiral buckle.

18. Fatigue - A failure due to fatigue has particular characteristics which allow distinction of this cause of failure from other modes. The application of cyclic, plastic, tensile strain will cause crack nucleation then propagation of a dominant crack through the cross-section. Since the nucleation of the fatigue crack will occur with highly localized deformation, the initial phase of the crack growth will be brittle in macroscopic appearance. Also, since the typical aircraft part is subject to moderate or high cyclic stress, strain hardening plays an important role. It is typical that the dominant crack progresses by successive strain

simplement des cas spéciaux de ruptures en cisaillement étant donné que l'application d'une torsion pure cause une répartition de la contrainte de cisaillement sur toute la section transversale. Quand la pièce présente une section transversale pleine stable, une rupture de torsion malléable sera une rupture de glissement simple avec une surface relativement lisse. Ce genre de rupture malléable peut présenter de légers cercles concentriques qui dénotent une rupture de l'extérieur vers l'intérieur. De plus, une petite projection malléable se manifesterà sur la surface de rupture en torsion finale à mesure qu'une rotation locale importante se concentre le long de l'axe de rotation. Ce mode de rupture est illustré à la figure 6A-21.

16. La rupture en torsion cassante est également illustrée par la figure 6A-21. La section cassante est sensible à la traction diagonale et la rupture se produit le long d'une surface en spirale à 45°. Cette surface de rupture en torsion cassante est perpendiculaire à la contrainte de traction principale.

17. Quand les éléments d'une section transversale ont une faible rigidité en section, un flambage peut se produire à cause de la compression diagonale à 45°. La figure 6A-22 montre la superposition de deux éléments modèles qui produisent un flambage en torsion d'une coquille cylindrique à paroi mince. La figure 6A-23 montre le mode général d'une rupture d'un tuyau à paroi mince soumis à une charge de torsion. Ici la rupture prend la forme d'un mode de flambage en spirale à 45°.

18. Fatigue - Une rupture due à la fatigue a des caractéristiques particulières qui la distinguent des autres modes de rupture. L'application d'une contrainte de traction plastique, cyclique entraîne la nucléation des criques et la propagation d'une crique dominante dans la section transversale. Étant donné que la nucléation d'une rupture de fatigue produit une déformation fortement localisée, la phase initiale de la croissance de la rupture sera cassante dans son apparence macroscopique. De plus étant donné qu'une pièce d'avion typique est soumise à des contraintes modérées ou à cycle élevé, le renforcement de

hardening and cracking of microscopic plastic enclaves ahead of the dominant crack. The result is that the dominant crack progresses in an entirely brittle macroscopic appearance even though the material shows ductile behaviour under static loading. Of course, when the dominant crack reaches some critical penetration, the crack penetrates more rapidly and the remaining cross-section cannot sustain the imposed loads. Then a relatively ductile fracture occurs on the remaining cross-section. This process accounts for the most distinguishing feature of a failure due to fatigue... two types of failure zones. The brittle region of crack propagation will be referred to as the fatigue zone while the ductile region of final sudden failure will be referred to as the instantaneous zone.

19. Figure 6A-24 illustrates the typical steps in the process of a fatigue failure of a cylindrical bar subject to a cyclic loading of one-way bending.

20. The most identifying feature of a fatigue failure is the existence of two types of fracture zones. The brittle fatigue zone differs distinctly from the ductile instantaneous zone. The fatigue zone will always be a brittle fracture surface perpendicular to the principal tensile stress because of the manner in which a fatigue crack propagates. The fatigue zone surface is generally smooth and perhaps velvety in appearance. The instantaneous zone surface will depict the ductile quality of the material. This zone of final rupture will have the characteristic coarse, granular, distorted surface with 45° slip surfaces, especially in the peripheral regions.

21. It is obvious that due consideration must be given to the properties of the cross-section. If the cross-section is not homogeneous, as in this instance of a case hardened part, there will be different fracture zones without fatigue evidence.

l'effort joue un rôle important. Il est typique qu'une rupture dominante progresse par renforcement successif de l'effort et fissuration d'enclaves plastiques microscopiques en avant de la rupture dominante. Le résultat est que la rupture dominante se propage avec une apparence macroscopique cassante bien que le matériel manifeste un comportement malléable en charge statique. Bien sûr, quand la rupture dominante atteint une pénétration critique, la rupture pénètre plus rapidement et le reste de la section transversale ne peut supporter les charges imposées. Il se produit alors une rupture relativement malléable dans le reste de la section transversale. Ce processus représente les caractéristiques les plus particulières d'une rupture due à la fatigue... deux types de zone de rupture. La région cassante d'une propagation de rupture sera appelée zone de fatigue tandis que la région malléable de la rupture finale soudaine sera appelée zone instantanée.

19. La figure 6A-24 illustre les étapes typiques du processus de rupture par fatigue d'une barre cylindrique soumise à des contraintes cycliques de flexion dans un sens.

20. La caractéristique la plus reconnaissable d'une rupture par fatigue est l'existence de deux types des zones de rupture. La zone de fatigue cassante diffère de la zone malléable instantanée. La zone de fatigue présente toujours une surface de rupture cassante perpendiculaire à la force de traction principale à cause de la manière dont la cricque de fatigue se propage. La surface de la zone de fatigue est généralement lisse et a une apparence légèrement veloutée. La surface de la zone instantanée montre la qualité malléable du matériau. Cette zone de rupture finale présente une surface caractéristique rugueuse granulaire et déformée avec un glissement à 45° en particulier dans les zones périphériques.

21. Il est évident que les propriétés de la section transversale doivent être examinées comme il se doit. Si la section transversale n'est pas homogène, comme c'est le cas dans une pièce à trempes périphériques, il y aura différentes zones de rupture sans évidence de fatigue.

22. Figure 6A-25 illustrates a typical fatigue failure of a ductile part. In such a case, considerable contrast exists between the fatigue and instantaneous zones.

23. Figure 6A-26 provides an optical micrographic comparison of the fatigue and instantaneous zones of a fatigue fracture of a clad aluminum alloy. Note the slip type, 45° fracture surface of the instantaneous fracture with necking down and extensive plastic deformation. The fatigue zone shows the brittle fracture perpendicular to the principal tensile stress and no plastic distortion of the structure.

24. Figure 6A-27 provides an electron micrographic comparison of fatigue and instantaneous zones of an aluminum alloy. The microscopic growth steps shown result from the successive cracking of strain hardened enclaves ahead of the dominant crack. The microscopic growth steps shown vary between 15 and 30 micrometers. The ductile instantaneous fracture is indicated by the ductile shear platelets.

25. In addition to the microscopic characteristics of the fatigue and instantaneous zones, there are important macroscopic characteristics which are distinguishable by ordinary visual inspection. These macroscopic characteristics can provide important evidence to define the cause of failure.

26. Instantaneous zone - The instantaneous zone has the following characteristics:

- a. Since the instantaneous zone is the area of final sudden failure, the fracture surface will depict the ductile nature of the material. Whatever ductility is inherent with the material will be shown on the instantaneous zone by characteristic distortion.
- b. The instantaneous zone will be a fracture

22. La figure 6A-25 illustre une rupture par fatigue typique d'une pièce ductile. Dans ce cas il y a un contraste considérable entre la zone de fatigue et la zone instantanée.

23. La figure 6A-26 donne une comparaison optique micrographique de la zone de fatigue et de la zone instantanée d'une rupture par fatigue d'un alliage d'aluminium de revêtement. Noter la surface de rupture de 45° de type à glissement de la rupture instantanée avec friction et déformation élastique importante. La zone de fatigue montre la rupture cassante perpendiculaire à la force de traction principale et non la déformation plastique de la structure.

24. La figure 6A-27 donne une comparaison micrographique des électrons de la zone de fatigue et de la zone instantanée d'un alliage d'aluminium. Des étapes de croissance microscopiques montrent le résultat du criquage successif, des enclaves durcies par la force en avant de la fissure dominante. Les étapes de croissance microscopique illustrées varient entre 15 et 30 micropouces. La rupture instantanée malléable est indiquée par les plaquettes de cisaillement malléable.

25. En plus des caractéristiques microscopiques de la zone de fatigue et de la zone instantanée, il y a des caractéristiques macroscopiques importantes qui se distinguent par l'inspection visuelle ordinaire. Ces caractéristiques macroscopiques peuvent fournir un signe important pour déterminer la cause de la rupture.

26. Zone instantanée - La zone instantanée a les caractéristiques suivantes :

- a. Étant donné que la zone instantanée est la zone de rupture soudaine finale, la surface de la fracture montrera la nature malléable du matériau. Quelle que soit la malléabilité inhérente d'un matériau, elle apparaîtra sur la zone instantanée par une déformation caractéristique.
- b. La zone instantanée sera une surface de

surface which is typical of a ductile fracture. A coarse granular surface with distortion and 45° slip will be present to a degree consistent with the ductility.

- c. Tension, torsion, bending, etc., will produce a particular system of fracture and distortion of the instantaneous zone. Consequently, this ductile distortion pattern in the instantaneous zone will allow distinction of the manner of loading at the time of final fracture.
- d. The proportions and relative size of the instantaneous zone will relate the degree of overstress sustained by the part. If the fatigue crack is allowed to progress through a major portion of the cross-section so that the instantaneous zone is quite small, low overstress conditions must have existed. If the fatigue zone is quite small and the instantaneous zone is a very large portion of the cross-section, high overstress conditions must have existed. Figure 6A-28 illustrates this general effect. As previously mentioned, certain consideration is necessary when the cross-section is not homogeneous. Also, the manner of loading and stress distribution are important since a given overstress in one-way bending tends to involve relatively larger instantaneous zones than the same degree of overstress in alternating axial tensile loads.

27. Fatigue zone - The fatigue zone has the following macroscopic characteristics:

- a. Since the fatigue zone is the area of crack propagation, the fracture surface will be smooth, velvety, and characteristic of a brittle type of break. This will be true even in a ductile material since fatigue is failure by exhaustion of ductility. There should

fracture typique d'une fracture malléable. Une surface granulaire grossière avec déformation et glissement à 45° qui correspond à la malléabilité.

- c. La traction, la torsion, la flexion, etc., produiront un système particulier de fractures et de déformations de la zone instantanée. Par conséquent, ces déformations malléables dans la zone instantanée permettent la distinction de la forme de la charge au moment de la fracture finale.
- d. Les proportions et la grandeur relative de la zone instantanée seront en rapport avec le degré des surcontraintes subies par la pièce. Si la cricque de fatigue peut se propager sur une partie considérable de la section transversale et que la zone instantanée est relativement petite, des conditions de contraintes faibles peuvent s'être produites. Si la zone de fatigue est petite et que la zone instantanée s'étend sur une partie relativement large de la section transversale, il peut s'être produit des conditions de contraintes supérieures. La figure 6A-28 illustre cet effet général. Comme mentionné précédemment, il faut tenir compte du fait que la section transversale n'est pas nécessairement homogène. De plus, la répartition de la charge et des contraintes est importante étant donné qu'un effort supérieur donné dans une flexion dans un sens tend à produire des zones instantanées plus étendues que l'effort supérieur de la même intensité dans les autres zones de traction axiale.

27. Zone de fatigue - La zone de fatigue a les caractéristiques macroscopiques suivantes :

- a. Étant donné que la zone de fatigue est la zone de propagation de la cricque, la surface de la fracture sera lisse, veloutée et aura les caractéristiques d'une rupture de type cassant. Ceci est vrai même dans un matériau malléable étant donné que la

be no evidence of distortion in the fatigue zone unless "Brinelling" occurs subsequent to failure.

- b. Since tension stress is necessary for crack formation and subsequent propagation, the surface of the fatigue zone will always be perpendicular to the principal tension stress. This concept is useful in determining the manner of loading since stress distribution must produce a principal tension stress perpendicular to the fatigue zone surface. Figure 6A-29 illustrates this principle by correlating the various manners of loading and resultant orientation of the fatigue crack.
- c. In order to determine the origin or nucleus of the fatigue crack, a granular trace or herringbone pattern is usually present in the fatigue zone. Progression of fracture in the fatigue zone is usually such as to produce evidence of direction. This granular trace is not a characteristic peculiar to fatigue fractures, as it is often found in static overload failure. The significance of the granular trace is that it leads to the origin of failure and indicates the direction of failure progression. Figure 6A-30 illustrates the granular trace of herringbone pattern in some magnesium alloy plates with different origins of the fracture.
- d. Macroscopic growth steps are present in the typical fatigue zone. These macroscopic growth steps are essentially local regions of different surface texture, due to variations of the microscopic growth steps in a region. The usual terminology assigned to these macroscopic growth steps is stop marks or clamshell marks. While the principal cause of stop marks is variation in the rate

fatigue est une rupture causée pas la disparition de la malléabilité. Il ne doit donc y avoir aucune trace de déformation dans la zone de fatigue à moins qu'un effet de « Brinellage » se produise à la suite de la rupture.

- b. Comme il faut avoir une force de traction pour la formation d'une rupture et pour la propagation, la surface de la zone de fatigue est toujours perpendiculaire à la force de traction principale. Ce concept est utile pour déterminer la charge étant donné que la distribution de la force doit produire une force de traction principale perpendiculaire à la surface de la zone de fatigue. La figure 6A-29 illustre ce principe en reliant les différents modes de charge et d'orientation résultant de la rupture de fatigue.
- c. Pour déterminer l'origine du noyau de la rupture de fatigue, une trace granulaire ou un motif en chevrons est d'ordinaire présent dans la propagation de la fracture dans la zone de fatigue et d'ordinaire ceci produit des traces de direction. Cette trace granulaire n'est pas une caractéristique particulière aux fractures par fatigue et on la trouve souvent dans les ruptures par surcharge statique. L'importance de la trace granulaire est qu'elle mène à l'origine de la rupture et indique le sens de la propagation. La figure 6A-30 montre la trace granulaire ou le dessin en chevrons de certaines plaques d'alliage de magnésium avec des origines différentes de fracture.
- d. Les étapes de croissance macroscopiques sont présentes dans la zone de fatigue typique. Ces étapes sont essentiellement localisées dans les différentes textures de surface étant donné la variation des étapes de croissance microscopiques dans une région. On appelle d'ordinaire ces étapes de croissance macroscopiques des repères d'arrêt ou des repères en coquille. Si la cause principale des repères d'arrêt est la

of crack propagation, stop marks can be due to oxidation of the exposed crack surfaces or the electrochemical corrosion which might be typical when an electrolyte penetrates the fatigue crack. The time history of loading is important in determining the possibility of stop marks. When a part is subject to a constant cyclic stress amplitude, the dominant crack penetrates the cross-section with speed of propagation increasing with crack depth. In such a case, stop marks would not exist unless a variable corrosive environment is about the crack. However, the typical time history of a service part portrays variable stress frequency and amplitude. Consequently, fatigue crack propagation rate is greatly variable in typical service, and stop marks are a regular feature of a typical fatigue failure due to service use. A typical fatigue zone shows stop marks as a series of concentric lines emanating from the origin of failure. Thus, stop marks will indicate the origin of fracture. These characteristics are shown in Figures 6A-31 and 6A-32.

- e. Beach marks are found in a fatigue zone when several separate fatigue cracks have been formed during the process of failure. Beach marks will be formed by the junction of separate fatigue zones which have been formed at different points around the cross-section. For a heavy beach mark to be formed, two fatigue zones must begin at different longitudinal planes and propagate until they meet. At the intersection of these two zones, a slip shelf will be formed which is referred to as a beach mark. The cause of beach marks may be one or more of these items:

variation dans la vitesse de propagation d'une crique, les repères d'arrêt peuvent être causés par l'oxydation des surfaces de criques exposées ou la corrosion électrochimique qui peut être typique quand un électrolyte pénètre dans la rupture de fatigue. L'historique des charges est importante pour déterminer la possibilité des repères d'arrêt. Quand une pièce est soumise à une contrainte à amplitude typique constante, la crique dominante pénètre dans la section transversale et la vitesse de propagation augmente avec la profondeur de la crique. Dans ce cas, les repères d'arrêt ne doivent pas exister à moins d'un environnement à corrosion variable dans le voisinage de la crique. Cependant, l'historique typique d'une pièce réparée montre la fréquence et l'amplitude variable de la contrainte. Par conséquent, la vitesse de propagation de la crique de fatigue peut être considérablement variable en service typique et les repères d'arrêt sont une caractéristique courante des ruptures de fatigue en service. Une zone de fatigue typique montre des repères d'arrêt et forme des lignes concentriques qui partent de l'origine de la rupture. Ces repères d'arrêt indiquent donc l'origine de la fracture. Ces caractéristiques sont illustrées à la figure 6A-31 et 6A-32.

- e. Les repères de plage se trouvent dans la zone de fatigue lorsque plusieurs criques de fatigue séparées se sont formées au cours du processus de rupture. Les repères de plage se forme par la jonction de zones de fatigue séparées qui ont été formées à différents points autour de la station transversale. Pour la formation de repères de plage importants, deux zones de fatigue doivent commencer sur deux plans dans des longitudinaux différents et se propager jusqu'à ce qu'ils se rencontrent. À l'intersection de ces deux zones, il y a un épaulement de glissement qui se forme et qu'on appelle repère de plage. Les repères de plage peuvent avoir une ou plusieurs

- (1) non-homogeneous material which would have a tendency to develop multiple failure areas even when subjected to a very low overstress condition;
- (2) high overstress loading condition even in a relatively homogeneous material. The effect of high overstress is to produce failure of more than just the one weakest link of the cross-section, and several cracks tend to propagate a stress concentration of discontinuity whose plane of highest stress concentration does not coincide with a plane perpendicular to the principal tension stress, but the stress concentration will demand that the crack generally follow the V-notch. Hence, the surface will show evidence of crack propagation continually shifting to follow the notch.

The illustration of beach marks is provided in Figure 6A-33.

28. The majority of all fatigue failures which occur during service use have an origin at some visible point of stress concentration. It is the responsibility of the investigator to determine the nature and severity of a stress concentration and evaluate its effect on the fracture. Generally speaking, stress concentrations fall into two categories:

- a. Local area stress concentrations such as rivet holes, scratches, tool marks, nicks, pits due to erosion, corrosion, etc. By an inspection of the fatigue zone, the stop marks and granular traces will point to the origin of failure and will show any effect of a local area stress concentration precipitating the failure. Fatigue failures with origins at local stress concentrations

des modes suivants :

- (1) un matériau non homogène qui a tendance à développer des zones de rupture multiples même quand il est soumis à des conditions de contraintes faibles;
- (2) des conditions de charge excessives même dans un matériau relativement homogène. L'effet des charges excessives produit plus que la rupture du point le plus faible de la section transversale. Plusieurs ruptures ont tendance à se propager sur la concentration de contraintes de discontinuité dont le plan de concentration des contraintes les plus élevées ne coïncide pas avec le plan perpendiculaire à la contrainte de traction principale, mais la concentration de contraintes exige que la crique suive généralement une encoche en V. La surface montrera donc des traces de propagation de crique qui se déplacent continuellement pour suivre l'encoche.

La figure 6A-33 montre les repères de plage :

28. La majorité des ruptures par fatigue qui se produisent au cours du service ont une origine à un point visible de concentration des contraintes. C'est à l'enquêteur de déterminer la nature et la gravité de la concentration des contraintes et d'évaluer leur effet sur la fracture. Généralement, la concentration des contraintes appartient à deux catégories :

- a. Les concentrations de contraintes locales telles que les trous de rivet, les rayures, les marques d'outil, les entailles, les piqûres dues à l'érosion ou la corrosion, etc. Une inspection de la zone de fatigue permettra de déterminer, grâce aux traces granulaires et aux marques d'arrêt, l'origine de la rupture et montrera les effets d'une concentration de contraintes locale qui



are shown in Figures 6A-34, 6A-35, 6A-36, 6A-37, and 6A-38.

- b. General area stress concentrations are those which result from a change of basic cross-section and produce an amplification of stress around a major portion of the periphery. Such a stress concentration will produce significant evidence on the fatigue zone. If a change in section is severe without generous filleting, a fatigue crack, once started, will tend to propagate around the periphery at a much greater rate than into the cross-section. Thus, stop marks and the boundary between the fatigue and instantaneous zones will be convex rather than concave. The relative change in curvature will denote the severity of the stress concentration. This situation is illustrated in Figure 6A-39. Such a change in curvature of the stop marks and boundary is due to the surface effect of stress concentration accelerating the crack propagation around the periphery. It is important to know the manner of loading and the condition of the part since both surface corrosion and rotating beam type of loading can cause the same general appearance of the stop marks and boundary line. Figures 6A-40 and 6A-41 illustrate the rotating beam type of failures. Note that high overstress tends to produce a large, centrally located instantaneous zone. Low overstress tends to produce a small, eccentrically located instantaneous zone, except when high-stress concentration exists.

29. Polishing of the fatigue zone may occur when there is a stress reversal of any degree. If the area of a fatigue crack is alternately subjected to tension and compression stresses, the surfaces of

risque de produire la rupture. Les ruptures en fatigue qui prennent leur origine aux concentrations de contraintes locales sont illustrées aux figures 6A-34, 6A-35, 6A-36, 6A-37 et 6A-38.

- b. Les concentrations de contraintes généralisées sont celles qui résultent d'un changement de la section transversale de base et produisent une amplification des contraintes autour de la partie principale de la périphérie. Ces concentrations de contraintes produisent des traces évidentes de la zone de fatigue. Si un changement de la section est important sans un gros congé, une crique de fatigue une fois amorcée tend à se propager sur la périphérie bien plus rapidement qu'à travers la section. Ainsi, les marques d'arrêt et la limite entre les zones de fatigue et les zones instantanées sera convexe plutôt que concave. Le changement relatif de la courbure dénote la gravité de la concentration de contraintes. Cette situation est illustrée à la figure 6A-39. Ce changement de la courbure des marques d'arrêt et de la limite est dû à l'effet de surface de la concentration de contrainte et accélère la propagation de la crique sur la périphérie. Il est important de savoir la répartition des charges et l'état de la pièce étant donné que la corrosion sur les deux surfaces et les charges de type phare oscillant peuvent créer la même apparence générale que les marques d'arrêt et la ligne de limite. Les figures 6A-40 et 6A-41 montrent des ruptures de type phare oscillant. Noter qu'une contrainte excessive tend à produire une zone instantanée importante au centre. Des contraintes basses tendent à produire une petite zone instantanée distribuée excentriquement sauf quand il y a une forte concentration des contraintes.

29. Le polissage d'une zone de fatigue peut se produire quand il y a une inversion de la contrainte à un degré quelconque. Si la zone d'une crique de fatigue est soumise à des contraintes de

the fatigue zone will wear smooth and polish. The degree of polishing will depend on the extent of reversal and the type of material, but such evidence will be valuable in determining the manner of loading.

30. Creep - The failures due to creep are typical ductile failures when serious high temperatures are encountered. When intergranular cracking occurs in the final stage of service life, the coarse intergranular creep cracks contrast with the zone of final ductile rupture.

31. Obviously, any failed part must be thoroughly inspected and analyzed so that future failures of the same sort may be prevented. A complete and searching analysis of a failed part should determine:

- a. manner of loading;
- b. degree of overstress;
- c. origin of failure and effect of stress concentration; and
- d. contribution of design, maintenance, operation, and environment.

32. In many instances, microscopic metallurgical examination will be necessary to supplement or verify impressions from macroscopic examination.

compression et de traction d'une manière alternative, les surfaces de la zone de fatigue s'useront d'une façon lisse et produiront un poli. Le degré du poli dépend de l'importance de l'inversion et du type de matériau mais ces traces permettent de déterminer la charge.

30. Fluage - Les ruptures dues au fluage sont des ruptures malléables typiques que l'on trouve lorsque les températures sont suffisamment élevées. Quand des ruptures intergranulaires se produisent au stade final de la durée de service, les ruptures de fluage intergranulaires contrastent avec la zone de rupture ductile finale.

31. Bien sûr, une pièce ainsi affectée doit être vérifiée et analysée de façon à ce que des ruptures du même genre soient évitées par la suite. Une analyse et une recherche complète de la pièce endommagée doit déterminer :

- a. les charges;
- b. l'intensité des contraintes;
- c. l'origine de la rupture et l'effet de la concentration des contraintes;
- d. la part de la conception, de l'entretien du fonctionnement et de l'environnement.

32. Dans bien des cas, l'examen métallurgique microscopique sera nécessaire pour compléter ou vérifier l'examen macroscopique.

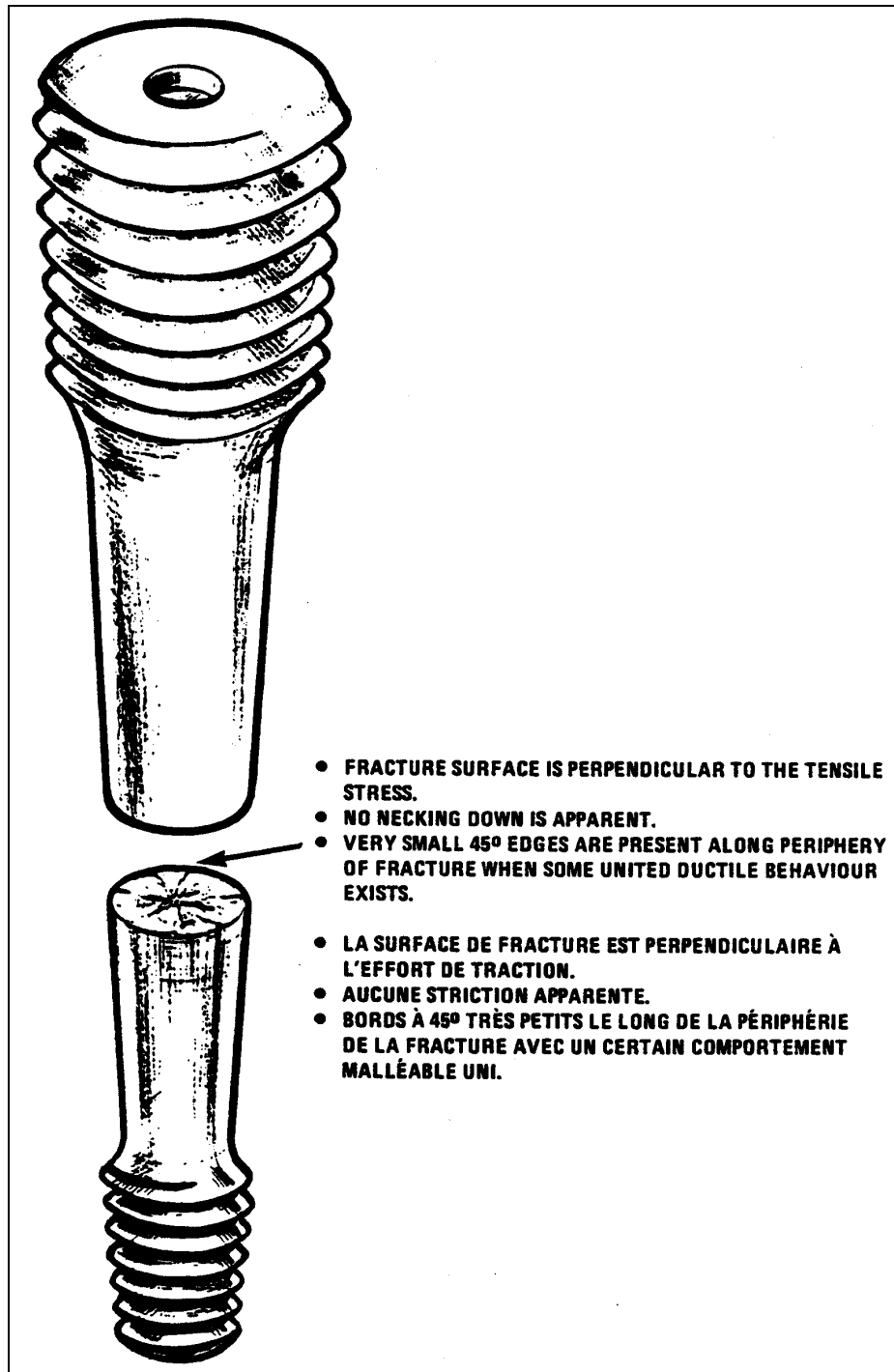


Figure 6A-1 Brittle tension failure  
Rupture en traction cassante

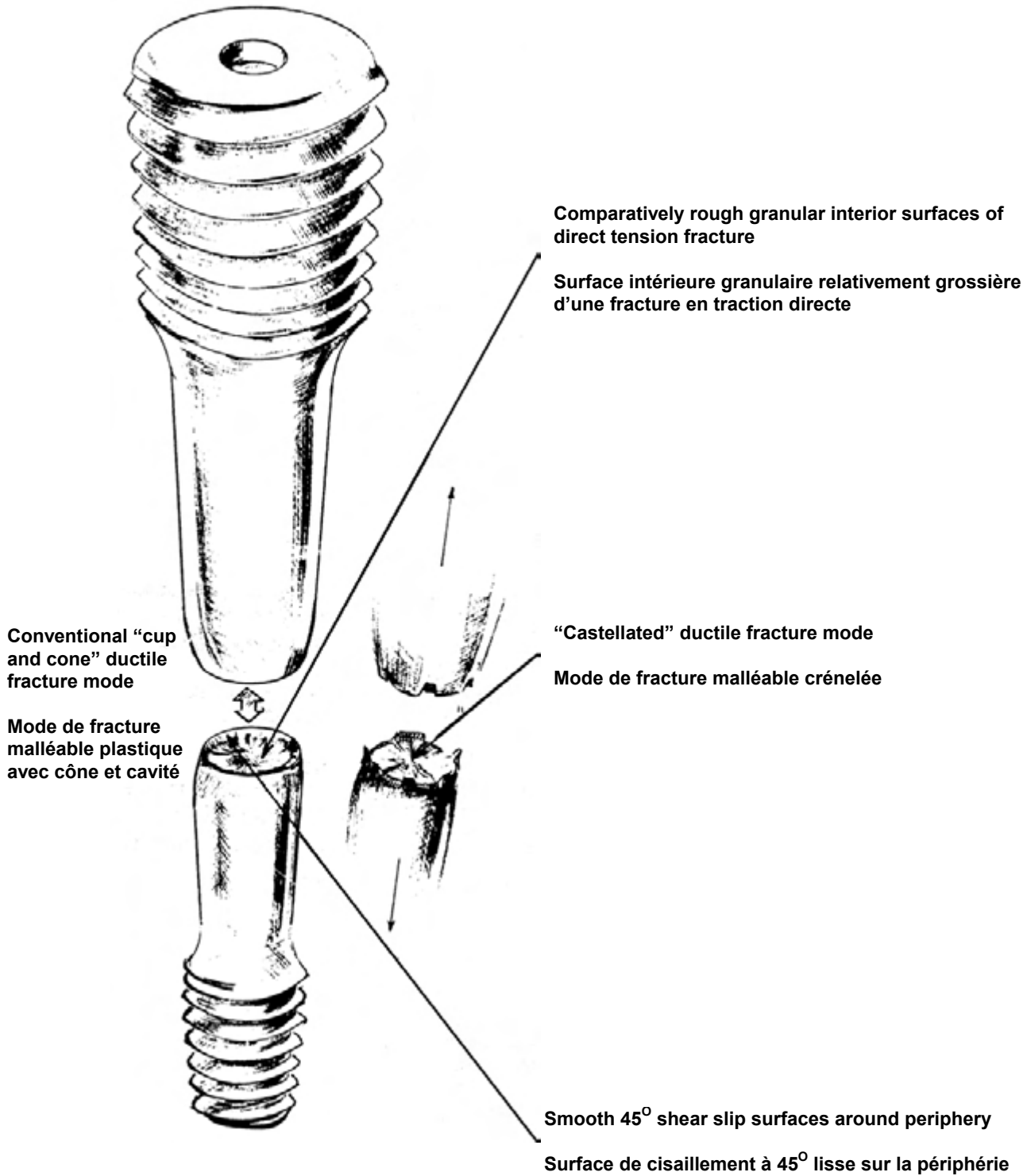


Figure 6A-2 Ductile failure modes of cylindrical tensile specimens  
Mode de rupture malléable de spécimens cylindriques en traction

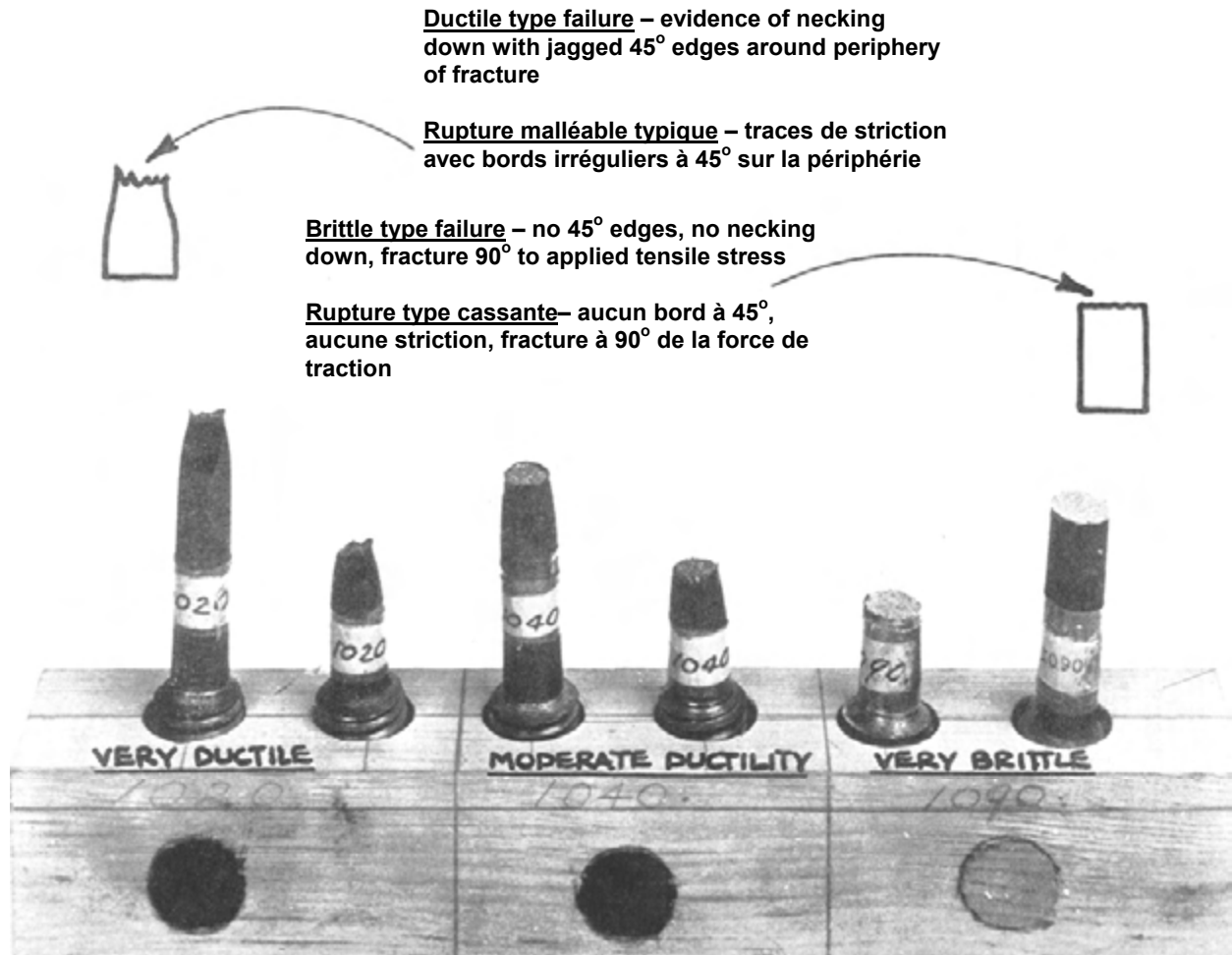


Figure 6A-3 Characteristic tension failures  
Caractéristiques des ruptures en traction

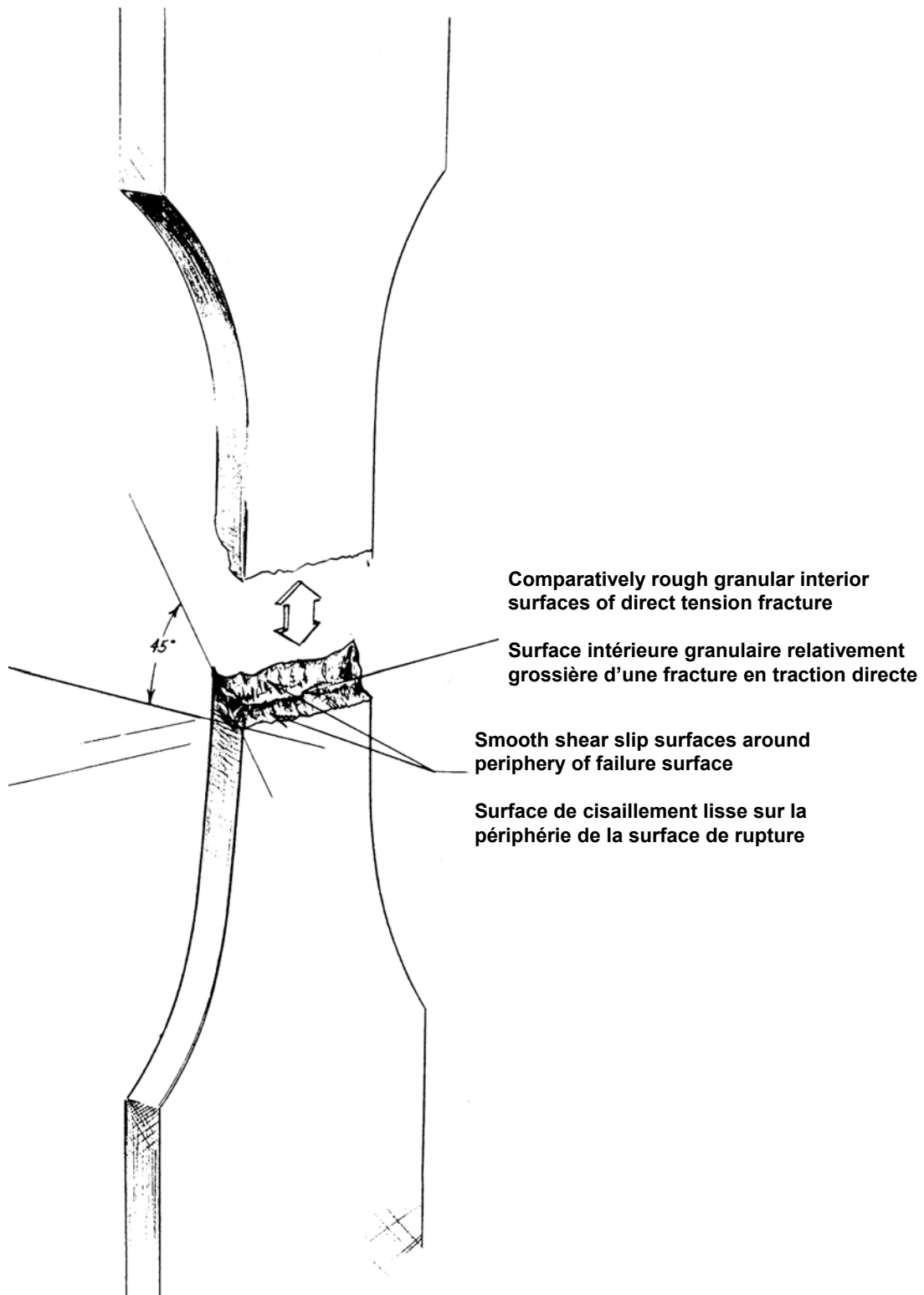
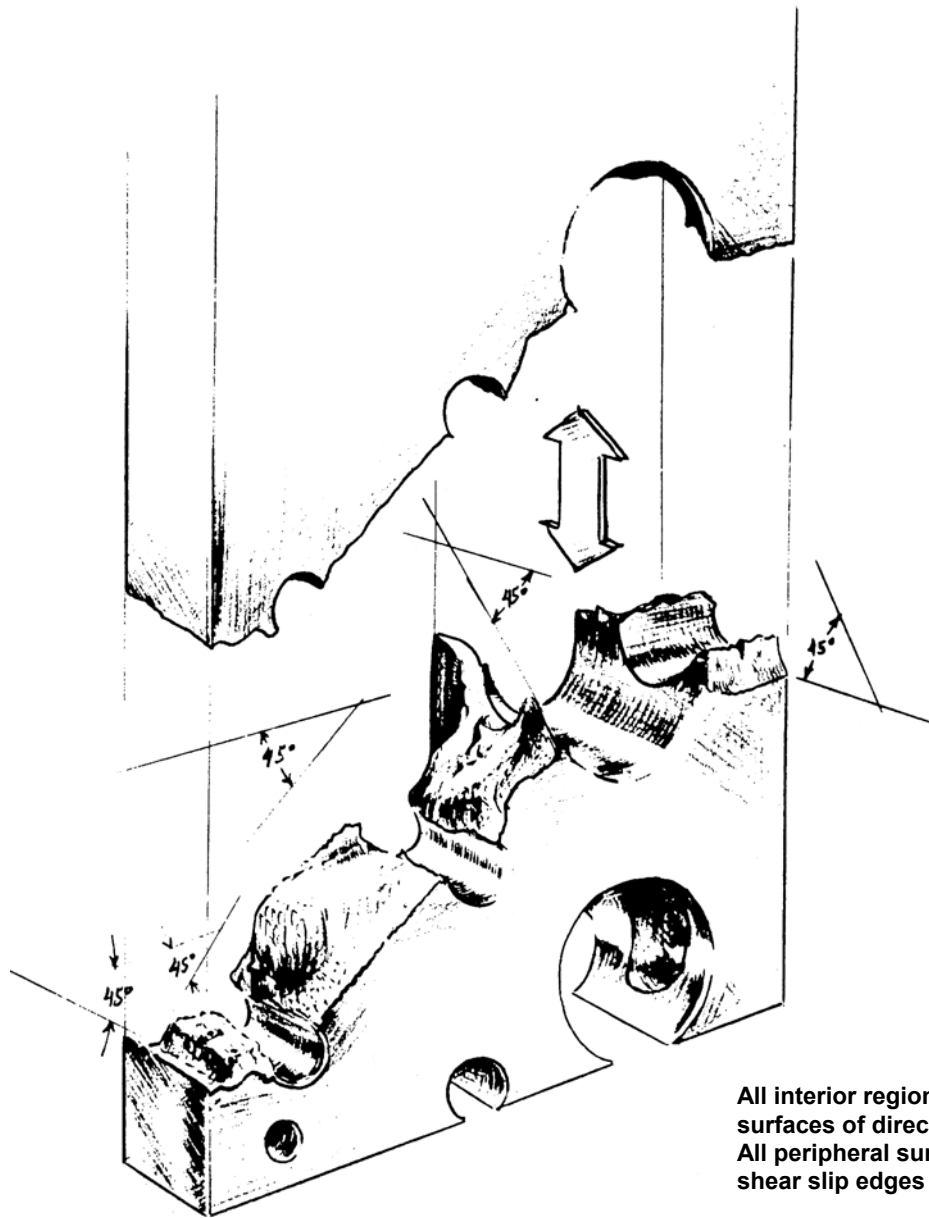


Figure 6A-4 Ductile tension failure in metal sheet or plate  
Rupture en traction malléable dans une tôle ou une plaque métallique



All interior regions are coarse granular surfaces of direct tension fracture  
All peripheral surfaces have ductile 45° shear slip edges

Toutes les régions intérieures présentent des surfaces granulaires grossières pour la rupture en traction directe  
Toutes les surfaces périphériques ont des bords de cisaillement malléables à 45°

Figure 6A-5 Ductile tension failure of a machined part  
Rupture en traction malléable d'une pièce usinée

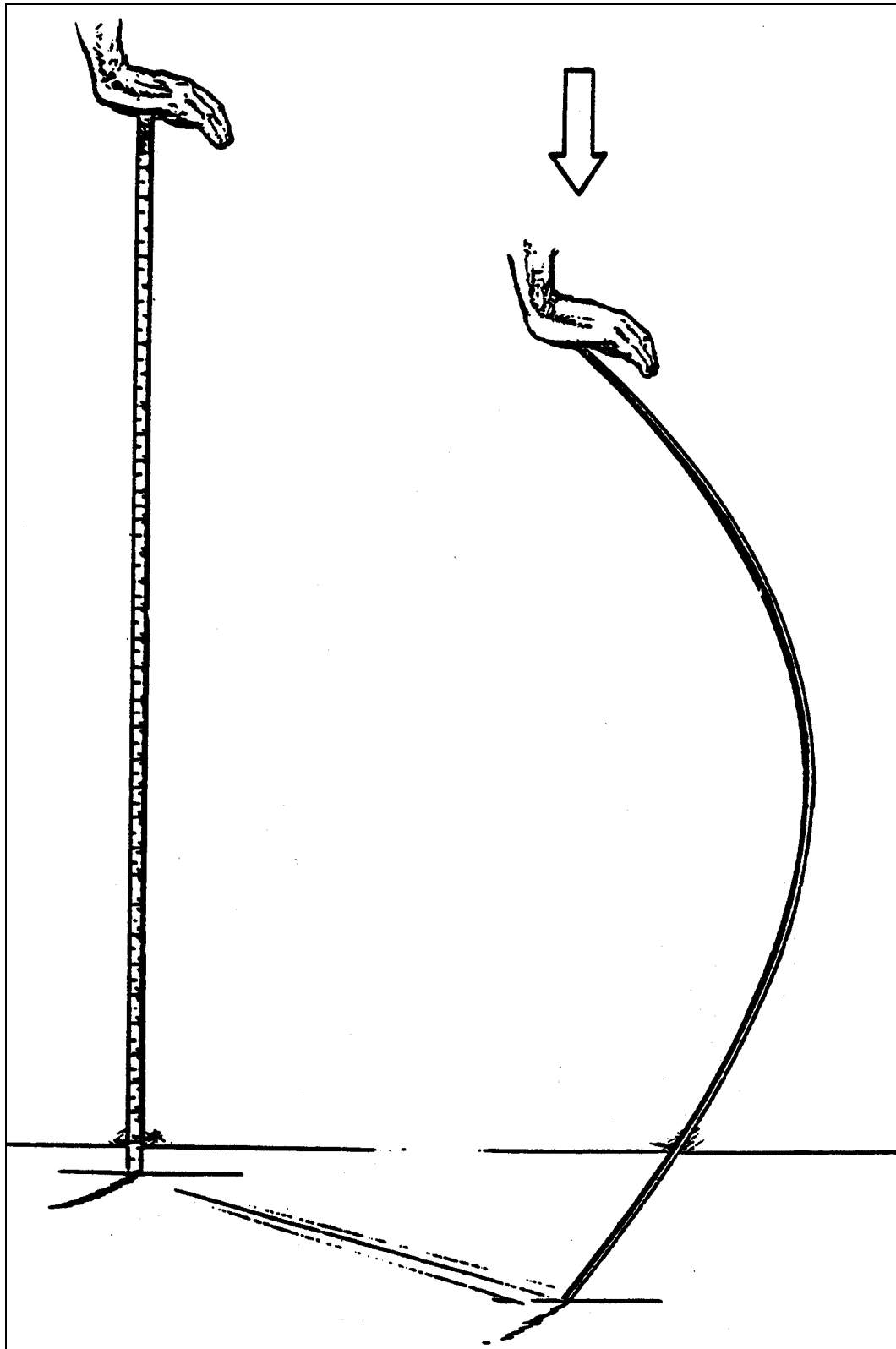
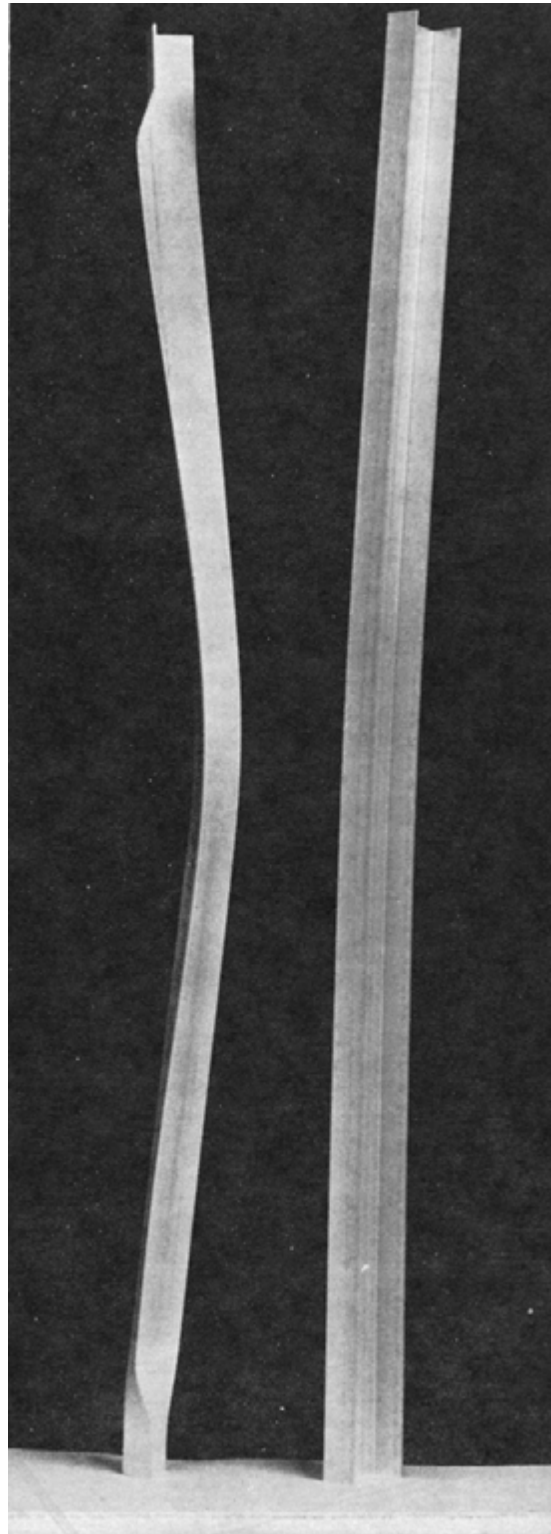


Figure 6A-6 An elementary model of elastic long column failure  
Modèle simple de rupture d'une longue colonne élastique



**Unstable cross-section  
(long angle) shows  
tendency to bow and twist  
at failure**

**La section transversale  
instable (cormière longue)  
montre la tendance à la  
flexion et à la torsion en  
rupture**



**Stable cross-section (long  
channel) shows  
predominant bowing type  
failure**

**La section transversale  
stable (long profilé) montre  
une rupture à flexion  
prédominante**

Figure 6A-7      Compression column failure  
Rupture de colonne en compression

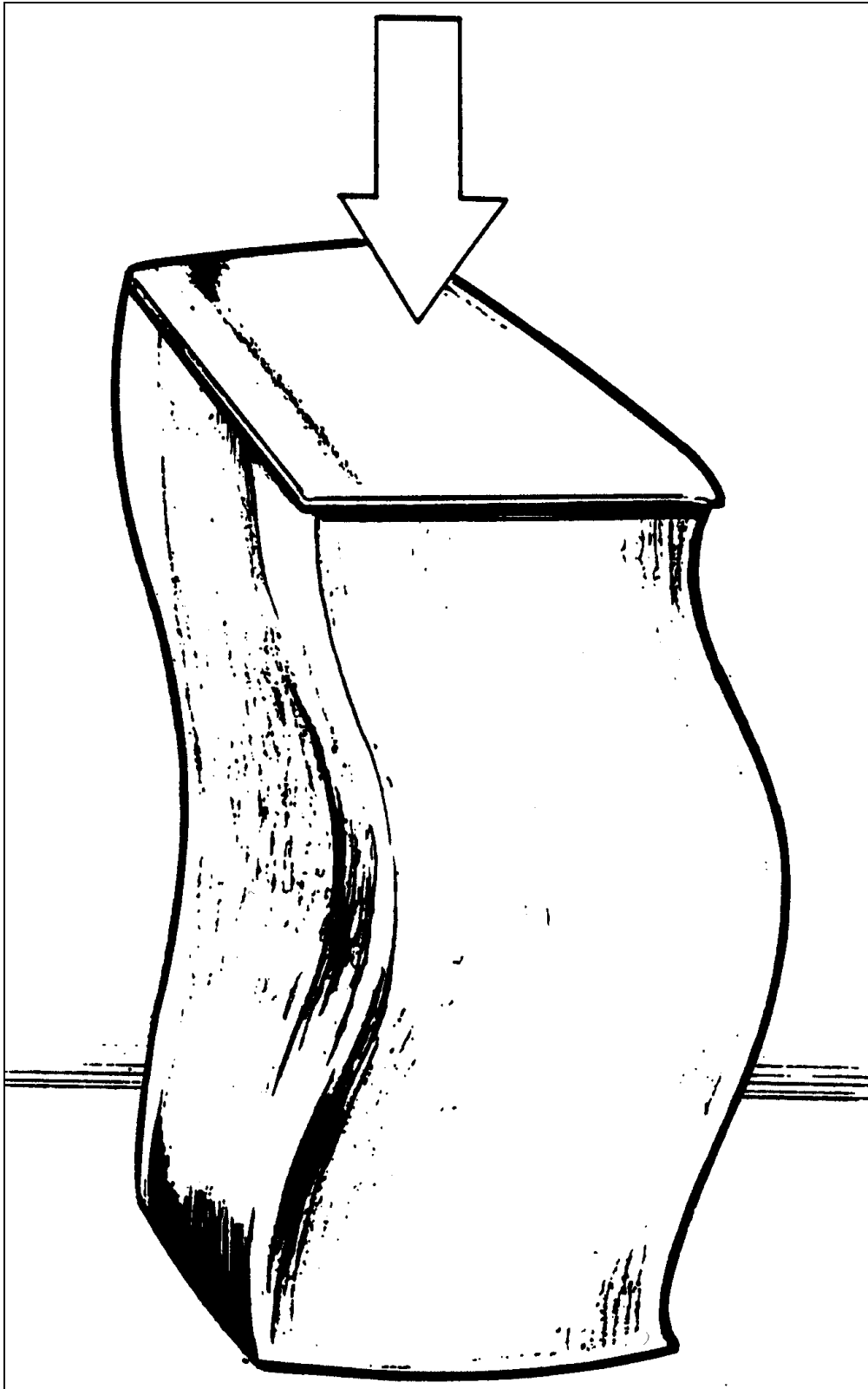


Figure 6A-8 General buckling instability of a ductile short column  
Instabilité générale de flambage d'une colonne malléable courte

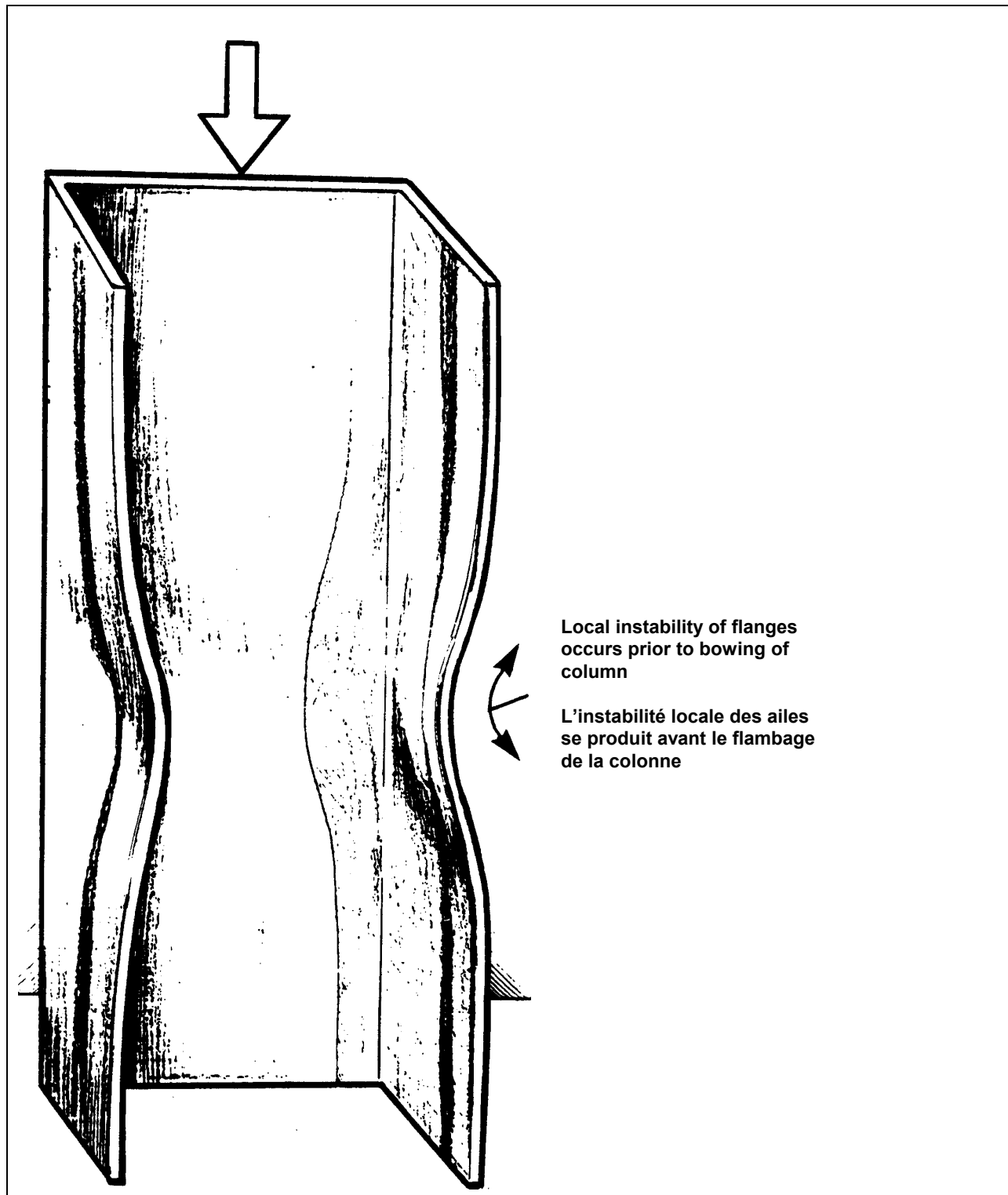


Figure 6A-9 Local crippling of channel section  
Déformation locale d'un morceau de profilé

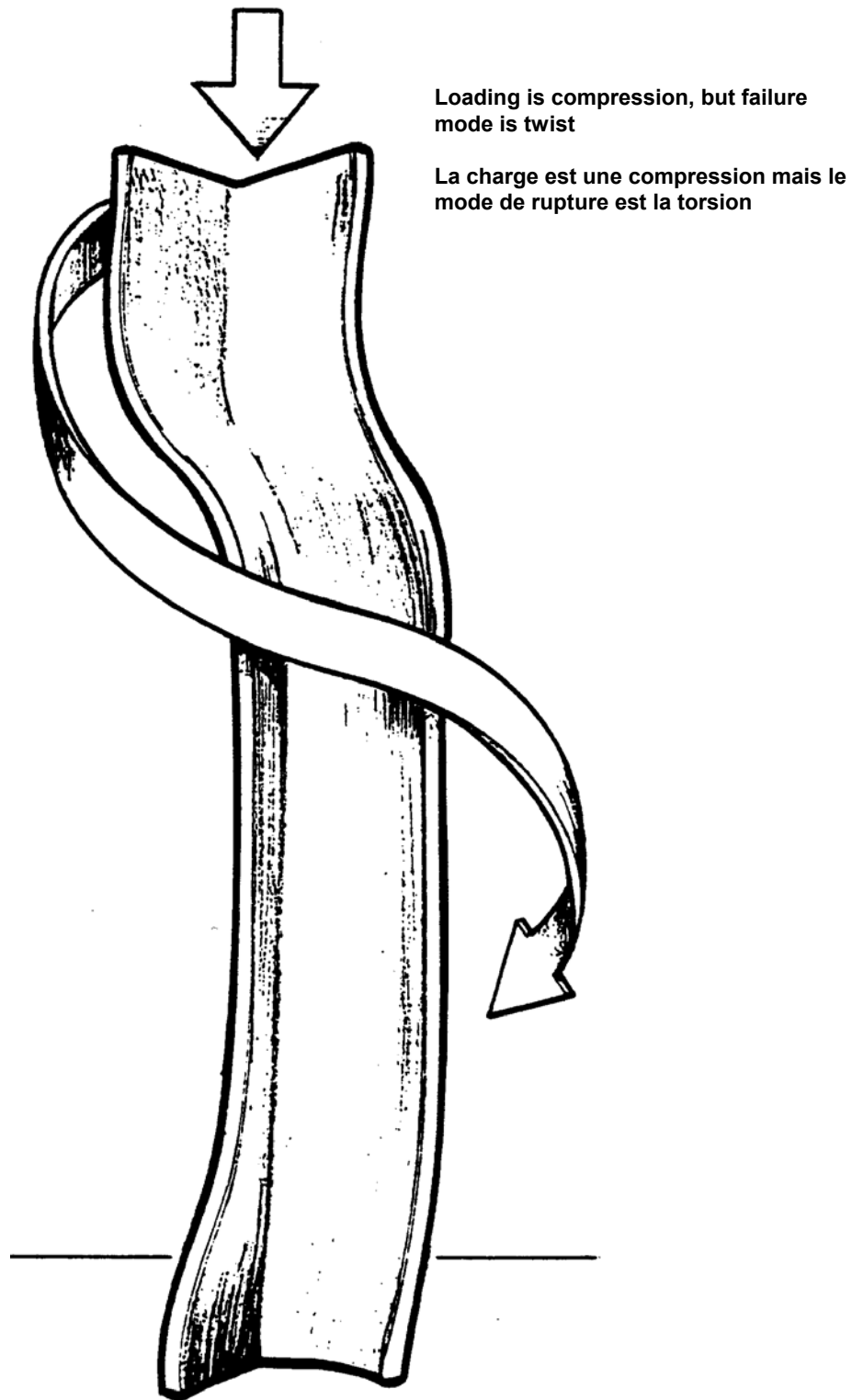
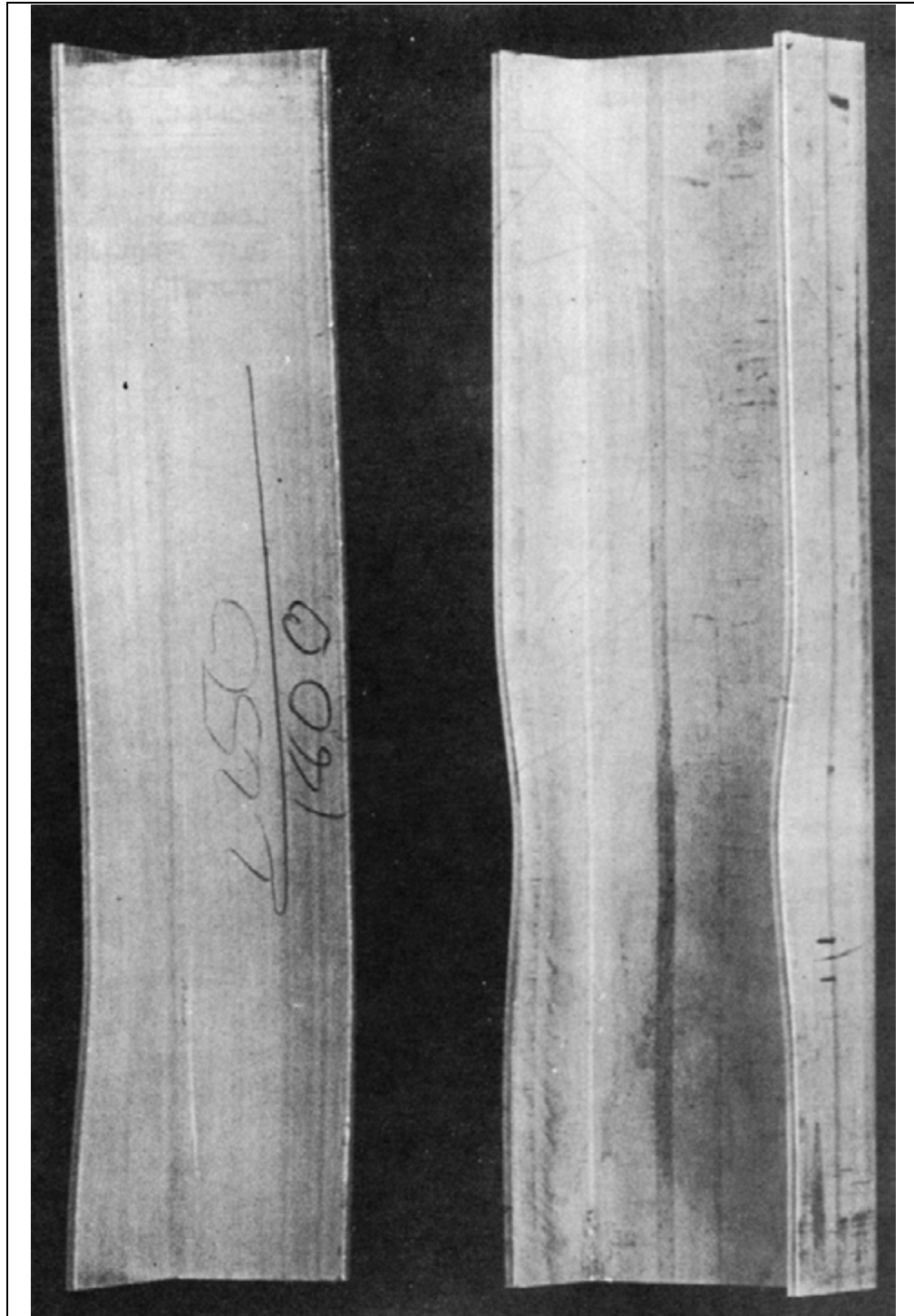


Figure 6A-10 Compression failure of angle section due to torsional instability  
Rupture en compression d'un morceau de cornière en raison de l'instabilité en torsion



**Distortion of cross-section shape occurs prior to bowing of column. Angle shows unstable tendency to twist.**

**Déformation d'une forme de section transversale qui se produit avant le flambage de la colonne. La cornière montre une tendance instable à la torsion.**

Figure 6A-11 Typical short column or local crippling type failures  
Ruptures types par déformation locale de colonne courte

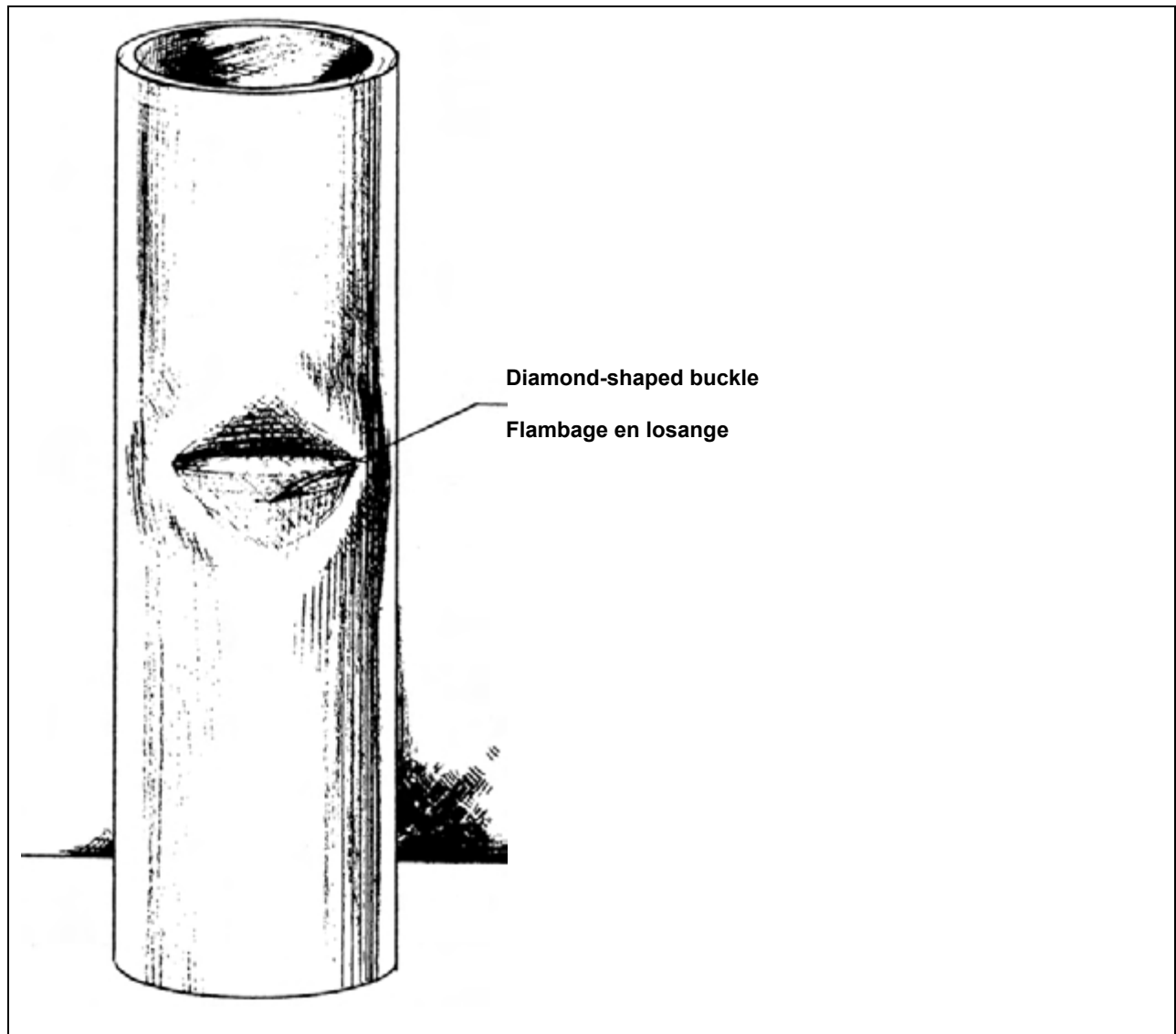


Figure 6A-12    Compression failure by local crippling of tube section  
Rupture en compression par déformation locale d'un morceau de tube

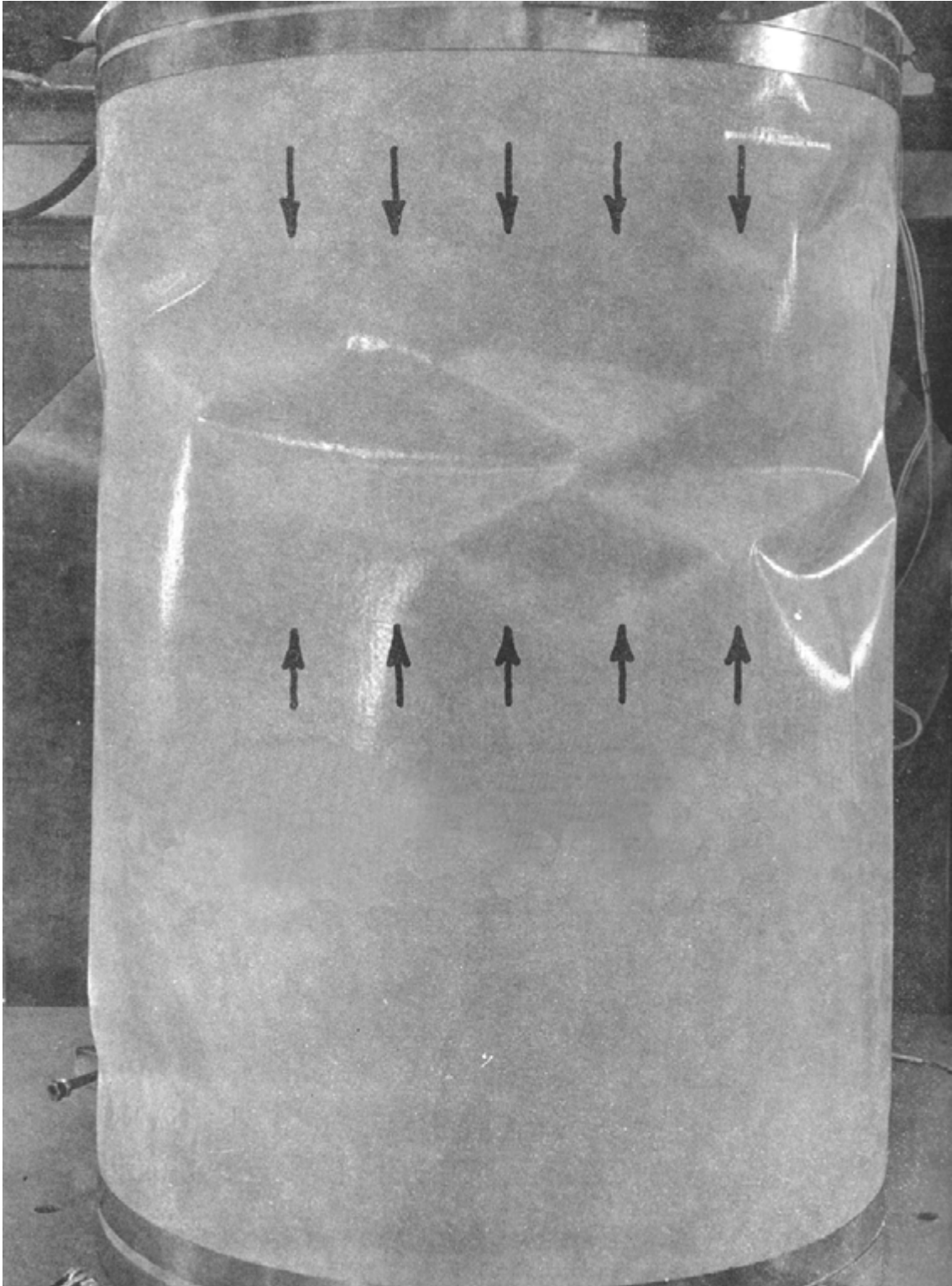


Figure 6A-13 Compression buckling of a curved panel with the typical diamond-shaped buckles  
Flambage en compression d'un panneau courbe avec flambage typique en losange

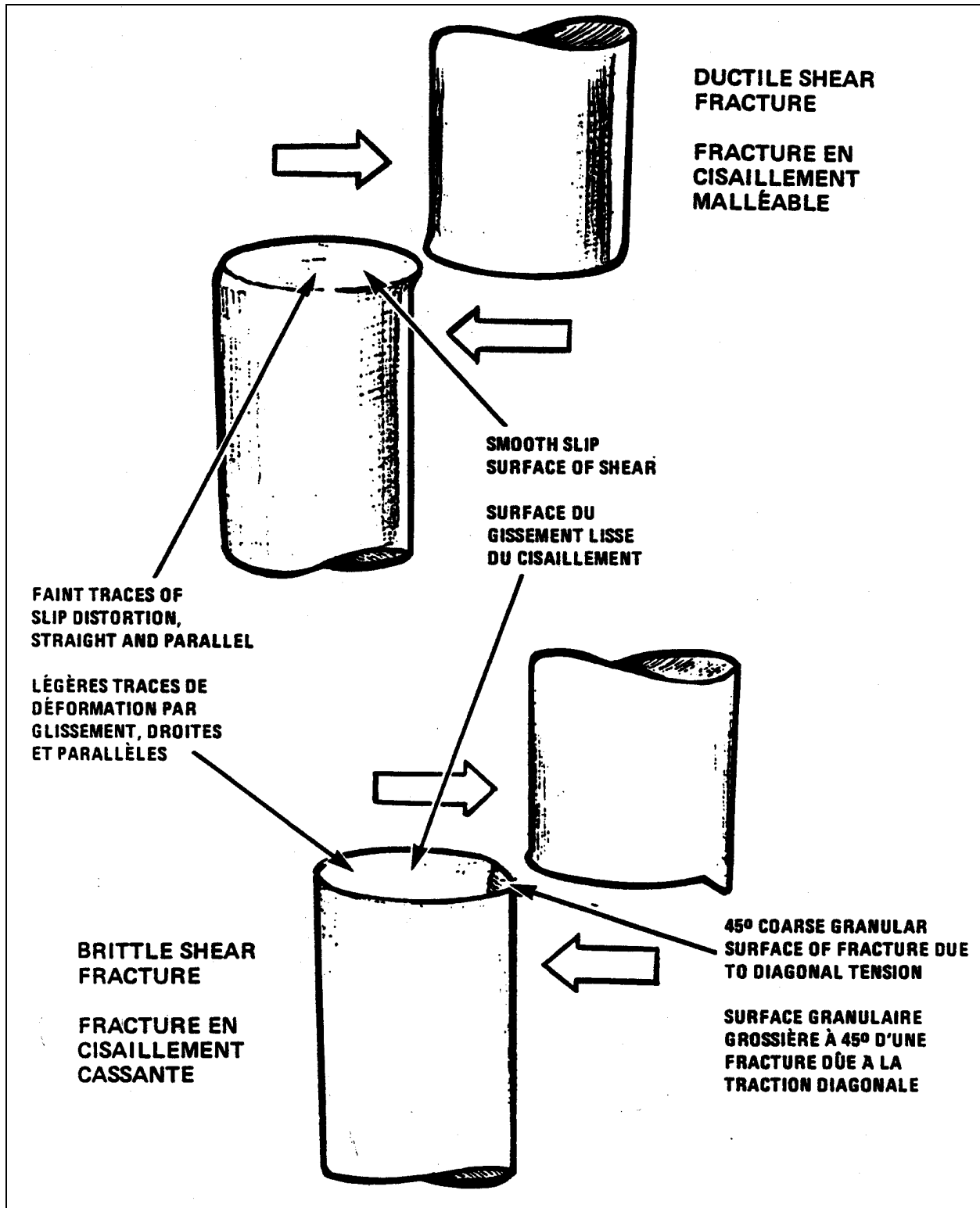


Figure 6A-14 Modes of shear fracture  
Mode de facture par cisaillement



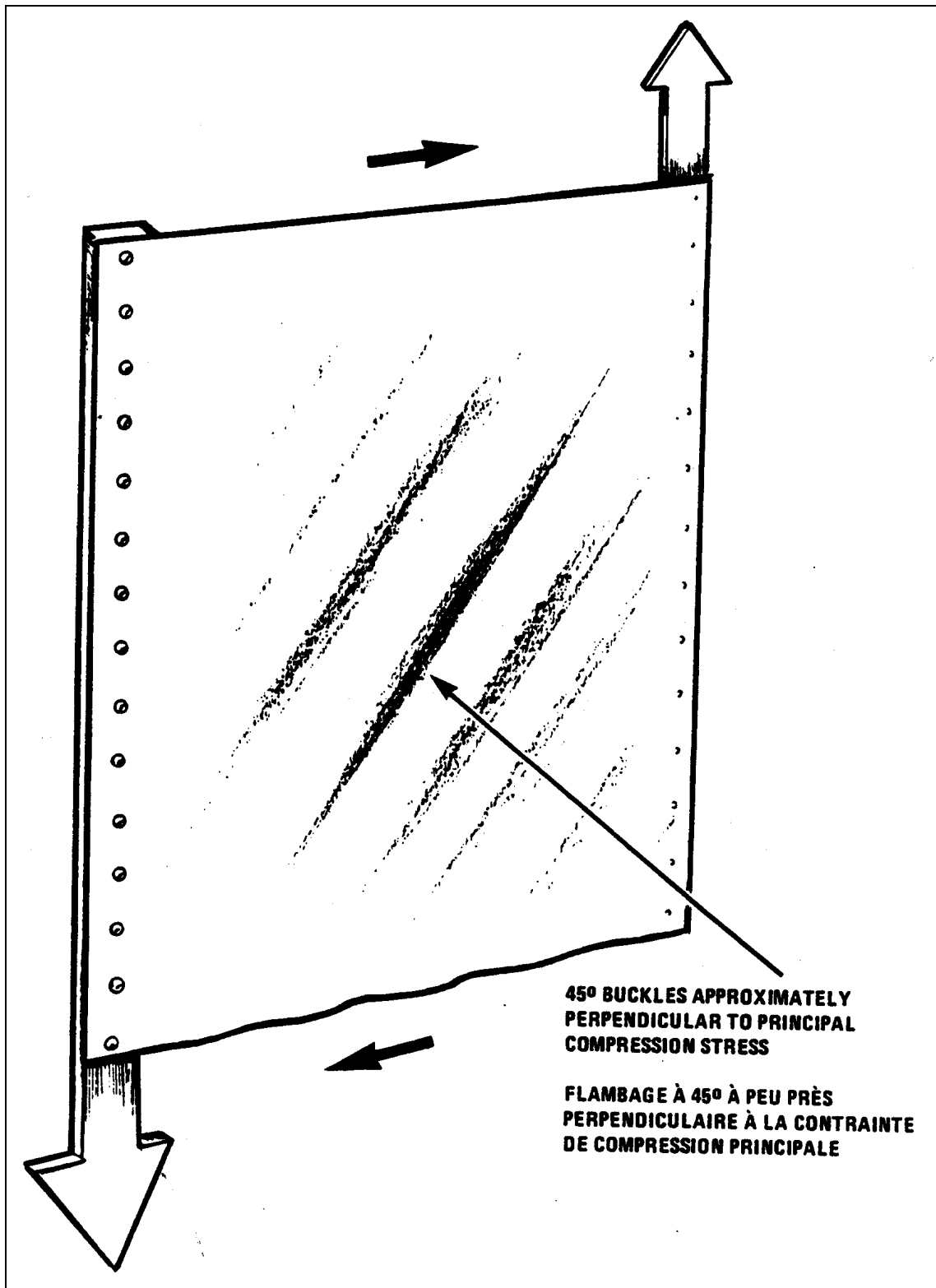


Figure 6A-15 Panel shear failure due to buckling from diagonal compression  
Rupture en cisaillement d'un panneau due au flambage causé par une compression diagonale

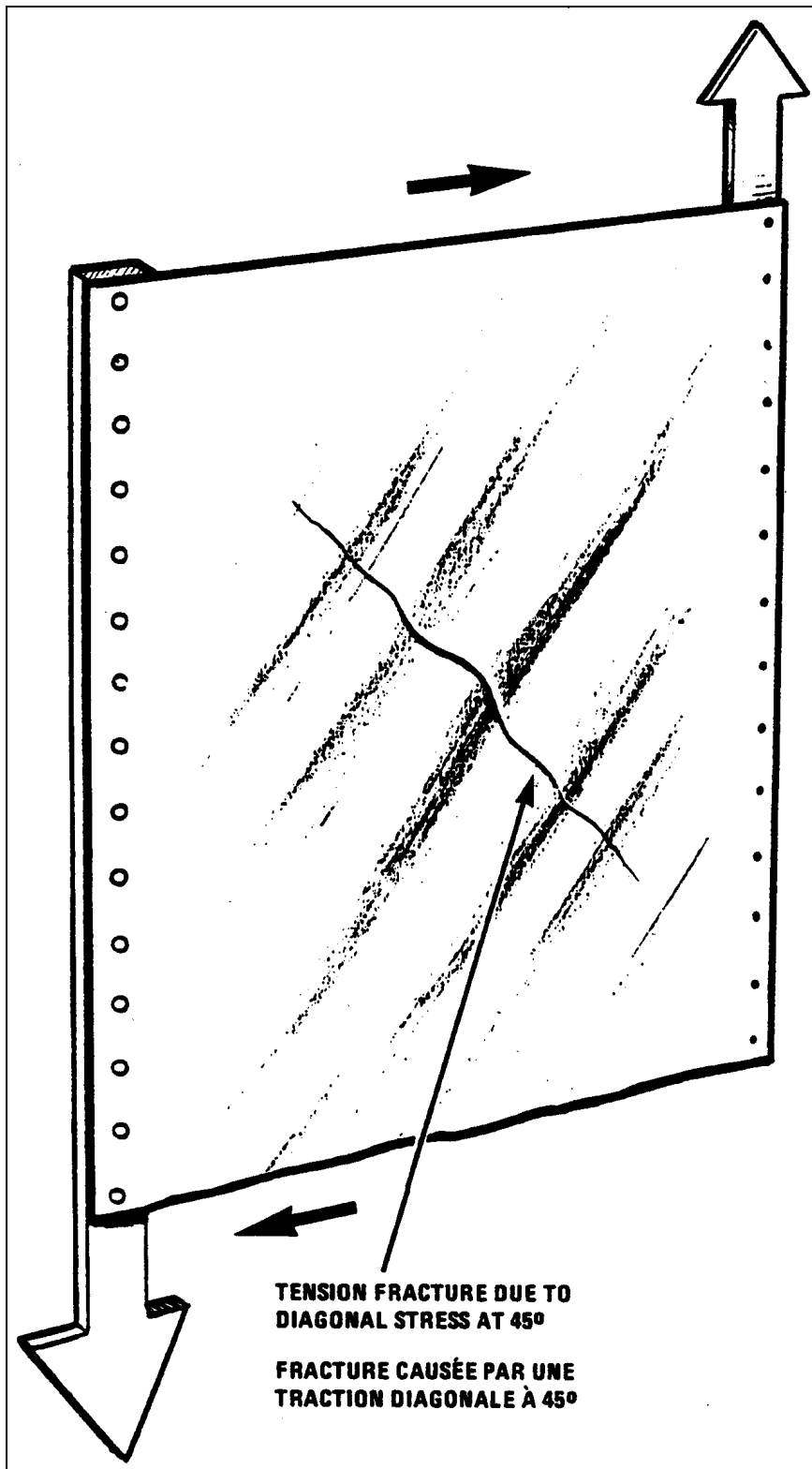


Figure 6A-16 Panel shear failure due to diagonal tension  
Rupture par cisaillement d'un panneau causée par une traction diagonale

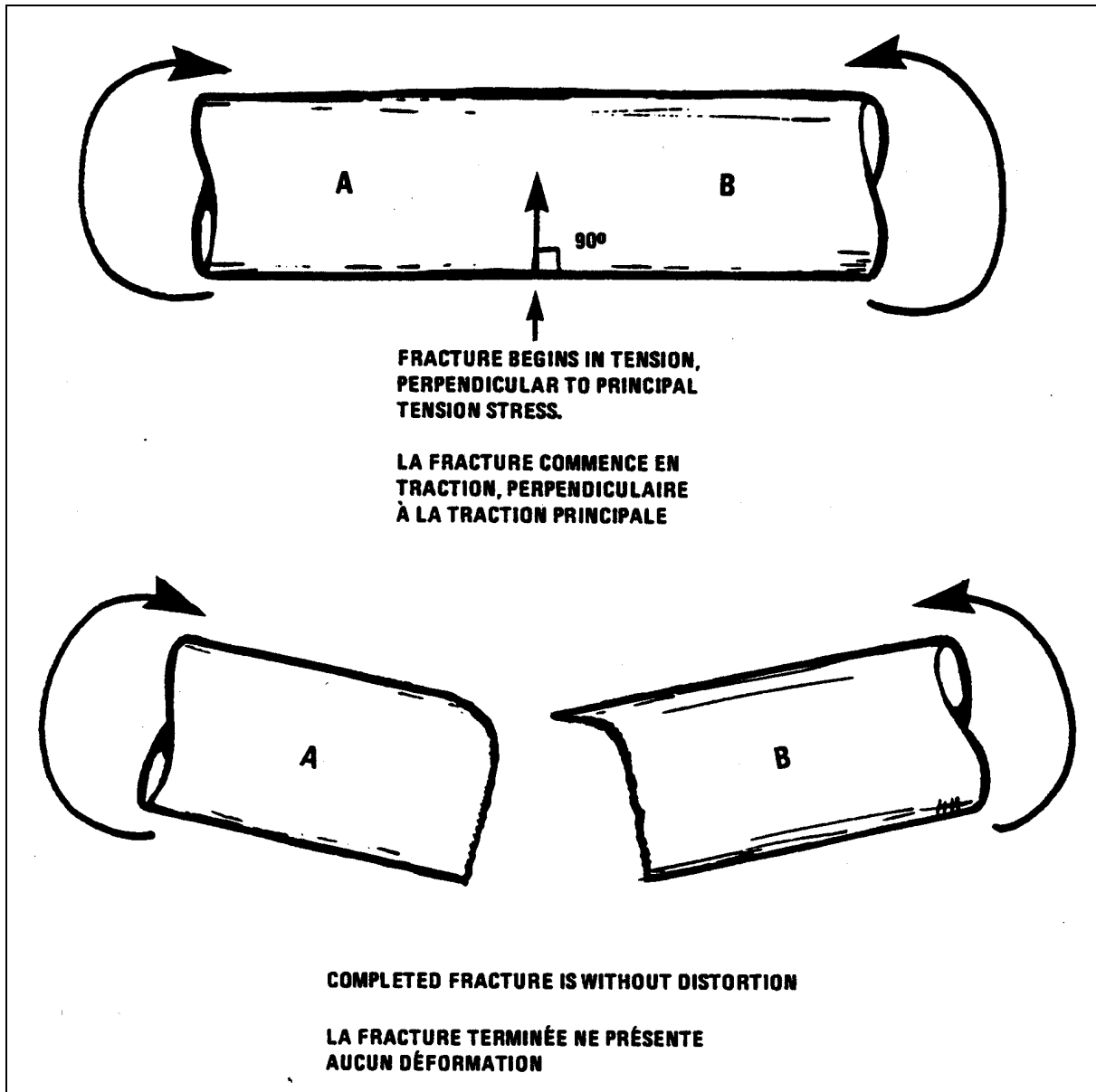
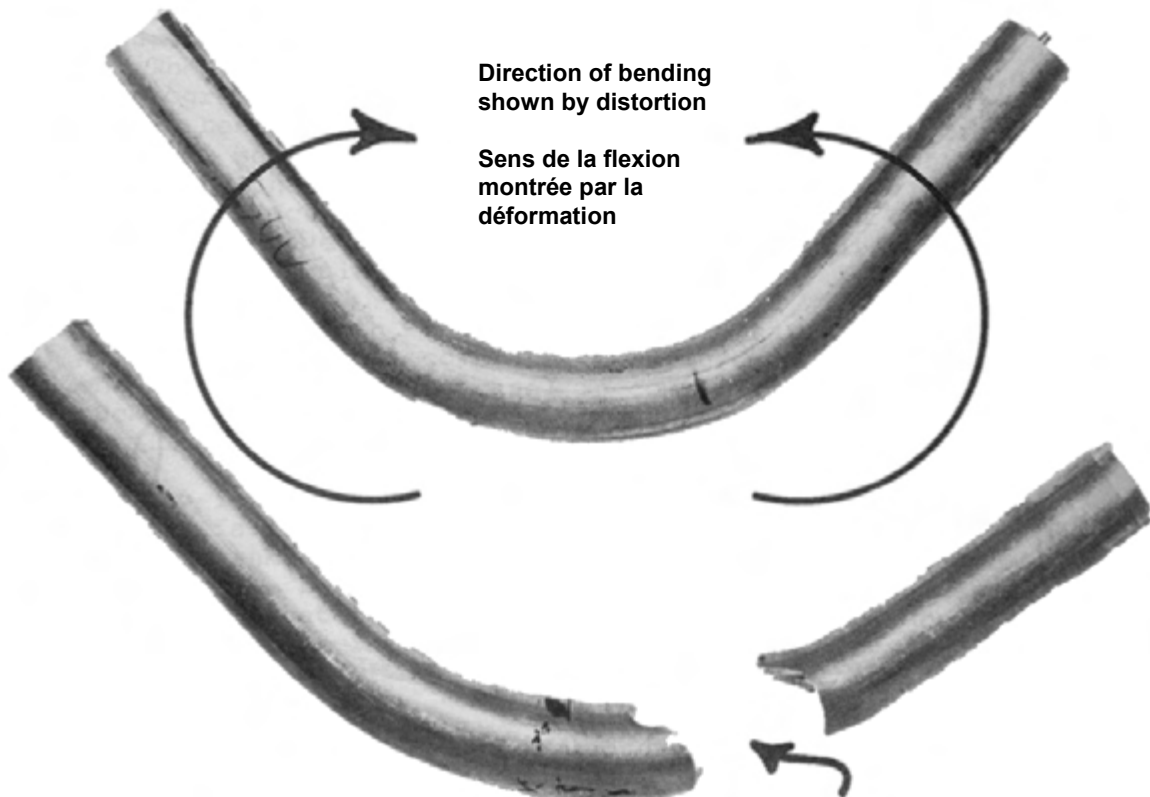
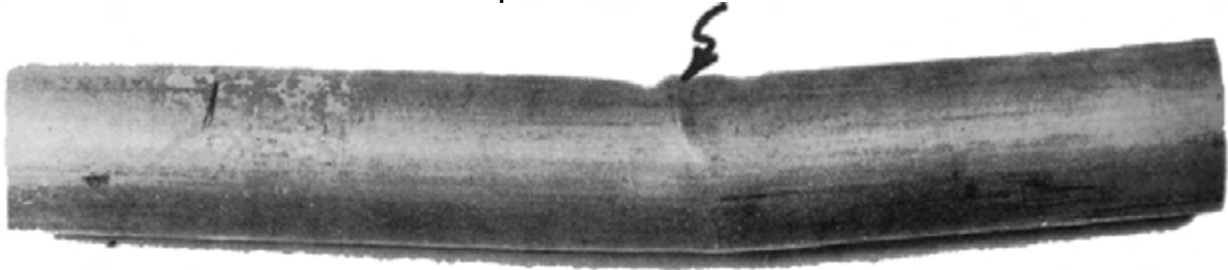


Figure 6A-17 Bending fracture of brittle section  
Fracture par flexion d'une section cassante

**Thin-walled tube fails by compression buckling**

**Ce tuyau à paroi mince s'est rompu par flambage à compression**



**Solid cross-section fails first in tension and, in this case, with a ductile 45° edge**

**La section transversale pleine s'est rompue d'abord en traction et, dans ce cas, avec un bord malléable à 45°.**

Figure 6A-18 Bending failures  
Ruptures par flexion

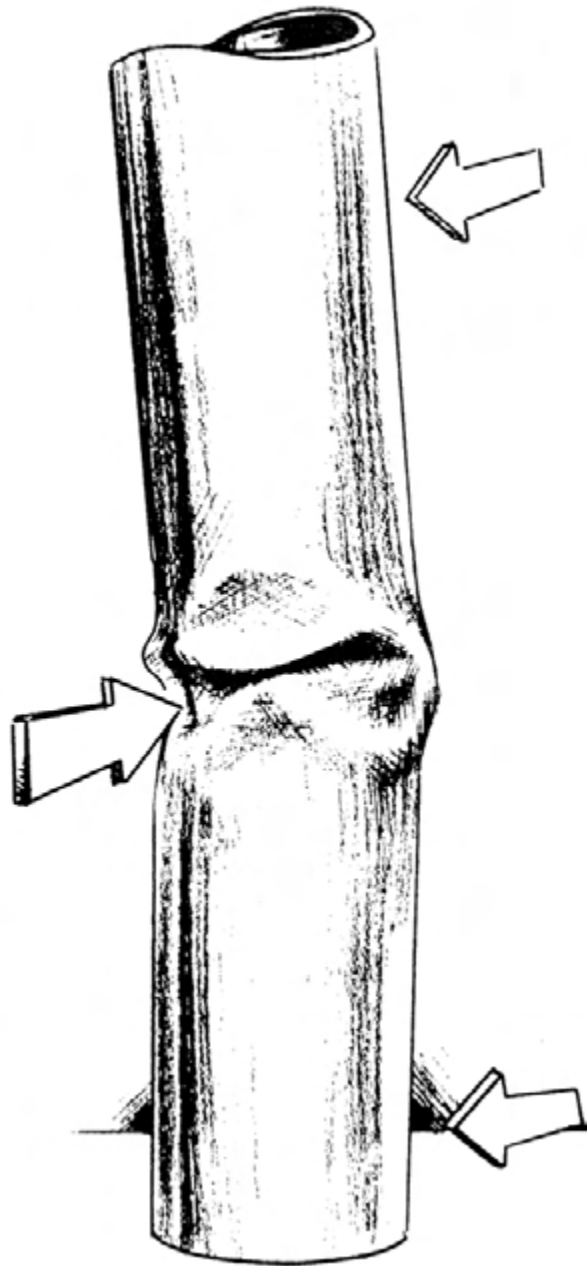


Figure 6A-19 Bending failure by buckling on compression side  
Rupture en flexion par flambage du côté de la compression

**“A” was primary failure and “B” was subsequent, as indicated by bending distortion at “B”**

**« A » était la rupture primaire et « B » était la rupture secondaire, comme l'indique la déformation en flexion « B »**



**Bending distortion shown at “B” could occur only if “A” failed first  
Ductile tensile type failure at “A” as evidenced by 45° edge**

**La déformation de la flexion illustrée en « B » n'a pu se produire que si la rupture s'est d'abord effectuée en « A »  
Rupture de type en traction malléable en « A » comme l'indique le bord à 45°**

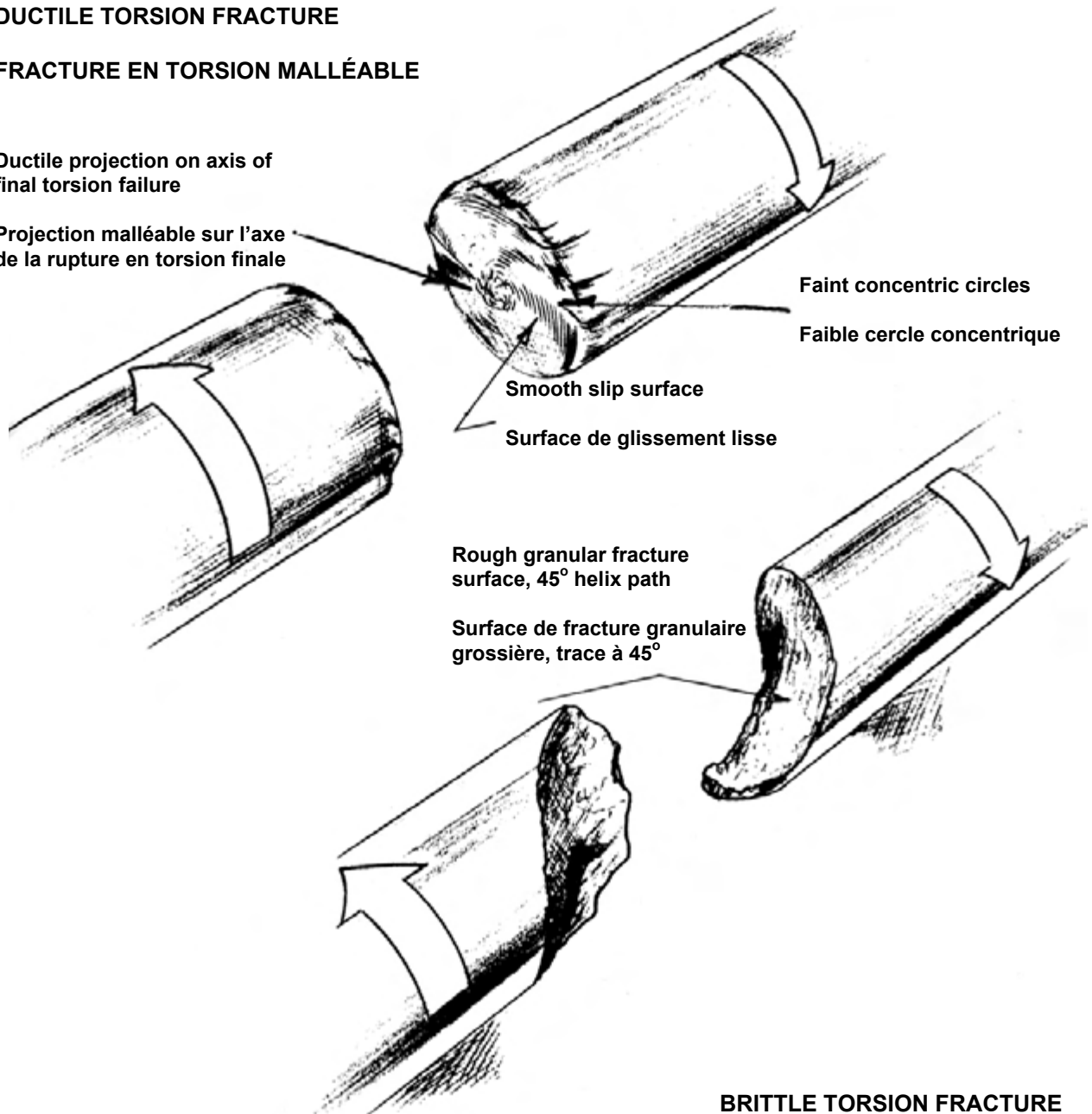
Figure 6A-20 Determine the primary failure  
Détermination de la rupture primaire

**DUCTILE TORSION FRACTURE**

**FRACTURE EN TORSION MALLÉABLE**

Ductile projection on axis of final torsion failure

Projection malléable sur l'axe de la rupture en torsion finale



Faint concentric circles

Faible cercle concentrique

Smooth slip surface

Surface de glissement lisse

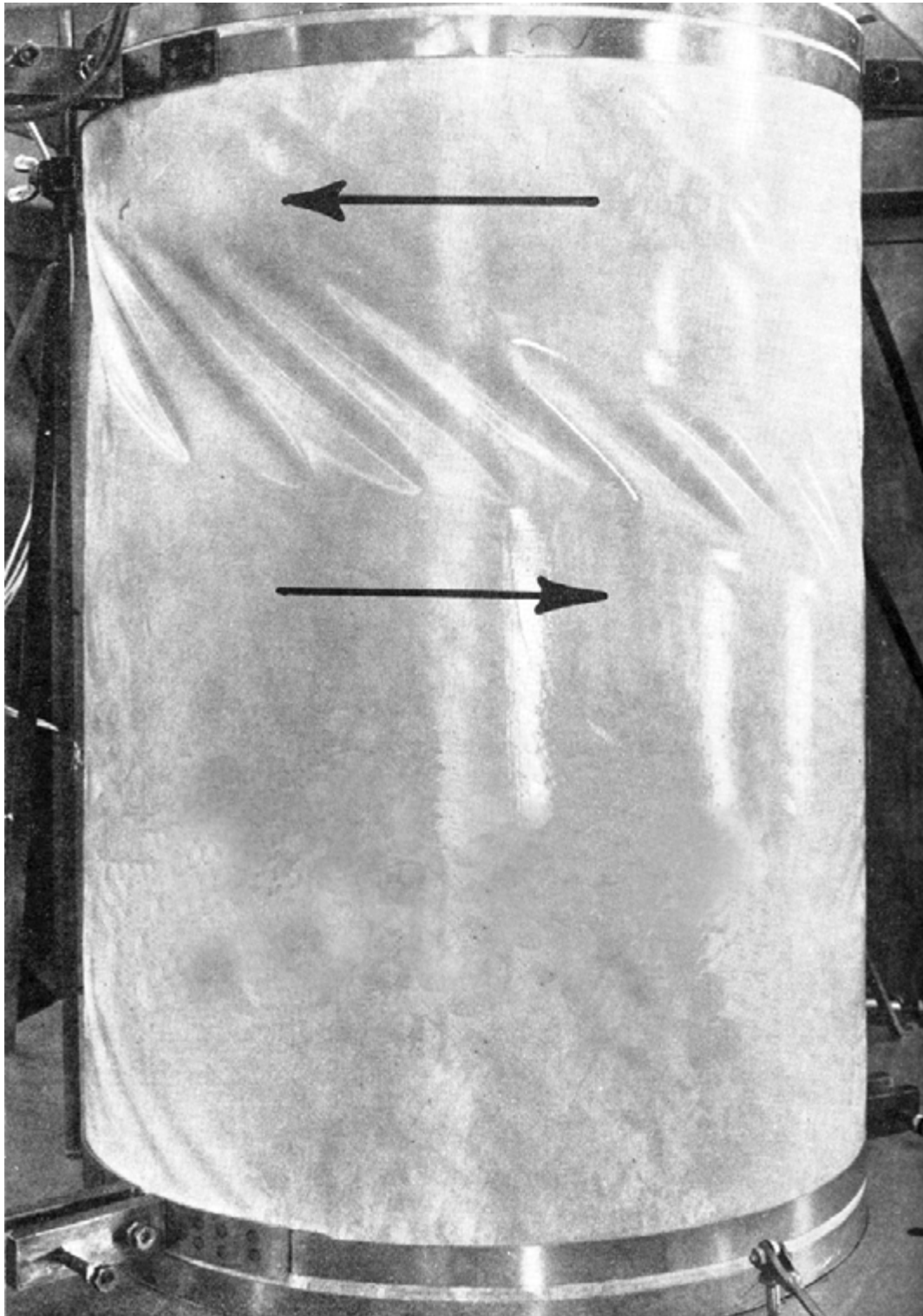
Rough granular fracture surface, 45° helix path

Surface de fracture granulaire grossière, trace à 45°

**BRITTLE TORSION FRACTURE**

**FRACTURE EN TORSION CASSANTE**

Figure 6A-21 Modes of torsion fracture  
Modes de fracture en torsion



**With typical 45° folds or buckles. The direction of buckles will indicate manner of loading.**

**Avec des plis à 45° ou des ondulations typiques. Le sens des ondulations indique la charge.**

Figure 6A-22 Shear buckling of a curved panel due to torsion

Flambage de cisaillement d'un panneau courbe dans un cas causé par la torsion





Figure 6A-23 Torsion failure of thin-walled tube due to buckling  
Rupture en torsion d'un tuyau à paroi mince causée par le flambage

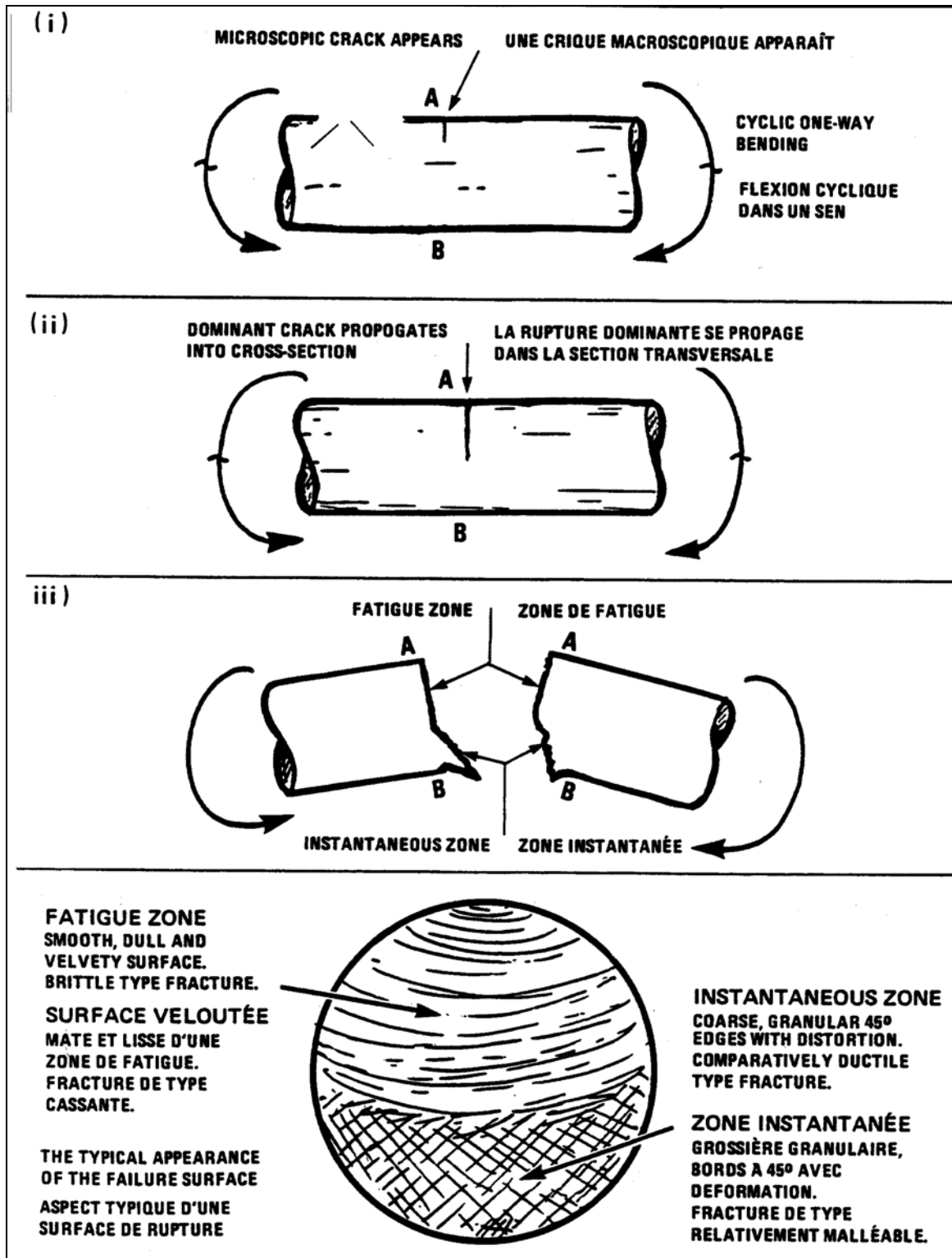


Figure 6A-24 Process of fatigue failure  
 Processus de rupture de fatigue

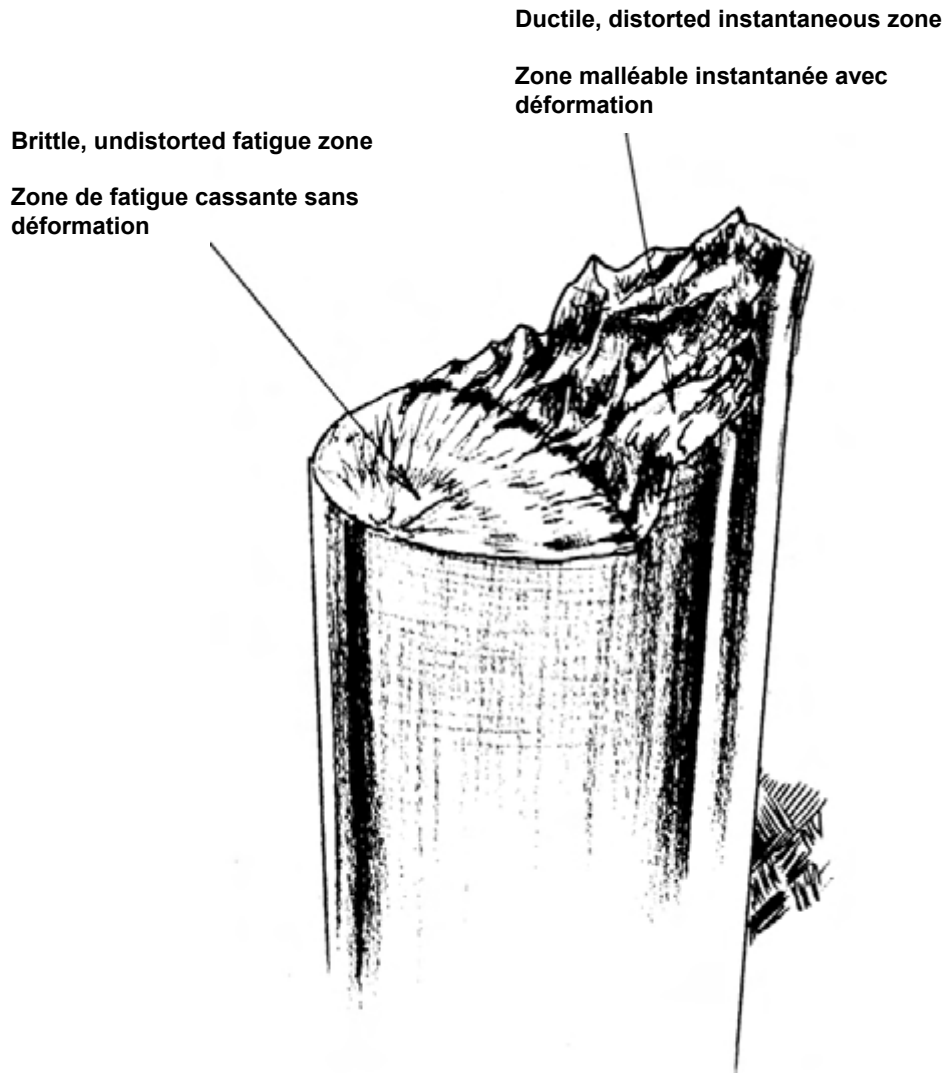
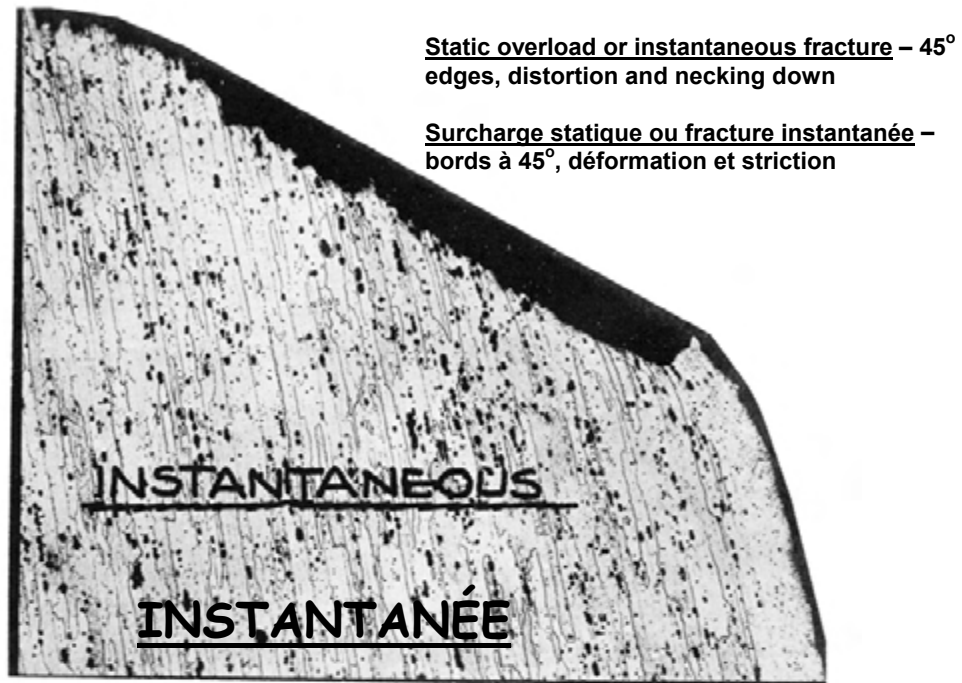


Figure 6A-25 Typical fatigue appearance  
Aspect typique de la fatigue



Fatigue type of fracture– edge is 90° to applied tension stress, no distortion, no necking down

Fracture de type fatigue– bords à 90° de la traction exercée, aucune déformation ni de striction



Figure 6A-26 Photomicrograph of fracture clad aluminum alloy  
Photomicrographie d'une fracture d'un alliage d'aluminium de revêtement



Microscopic growth steps within fatigue zone  
Étape de croissance microscopique dans la zone de fatigue

Shear platelets of ductile fracture within instantaneous zone

Plaquettes de cisaillement d'une fracture malléable dans la zone instantanée

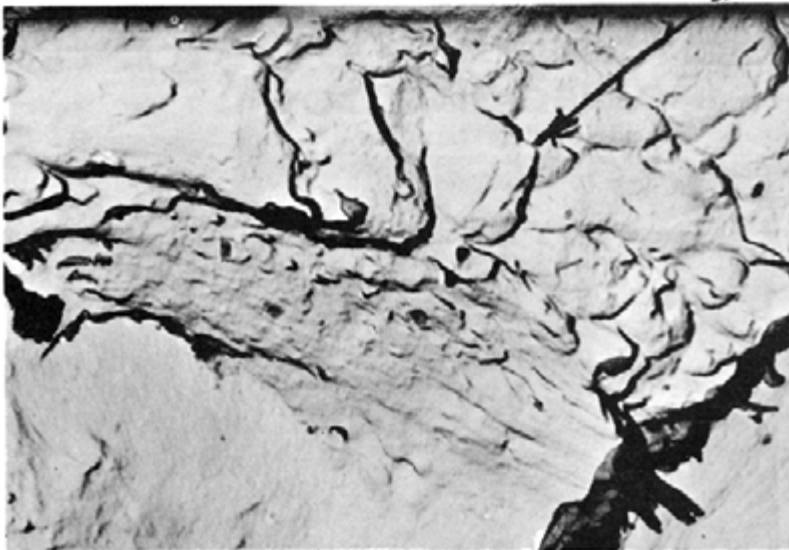


Figure 6A-27 Electron micrographs of fractures  
Micrographies des électrons d'une fracture

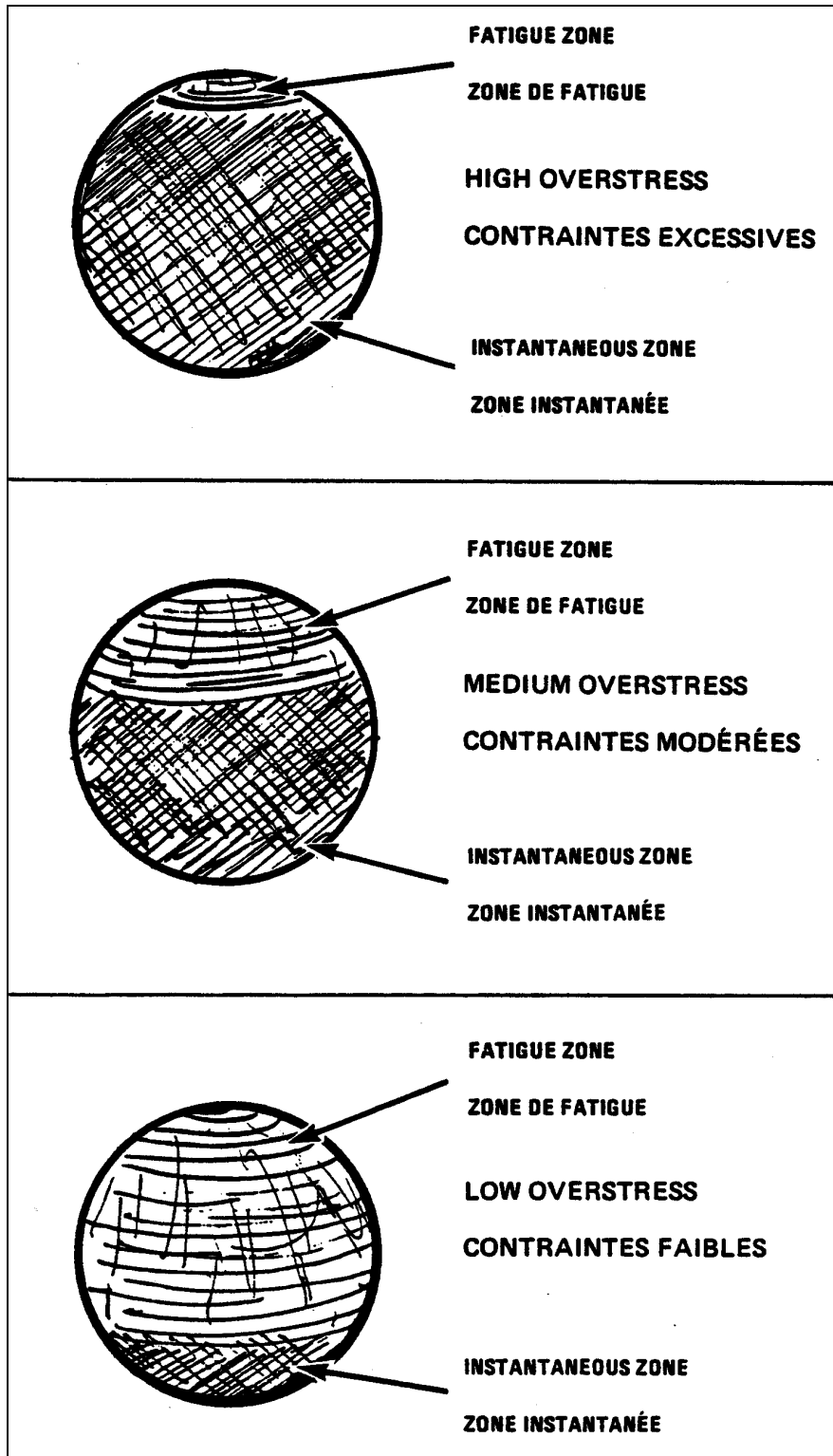


Figure 6A-28 Varying overstress conditions  
Conditions de contraintes excessives variables

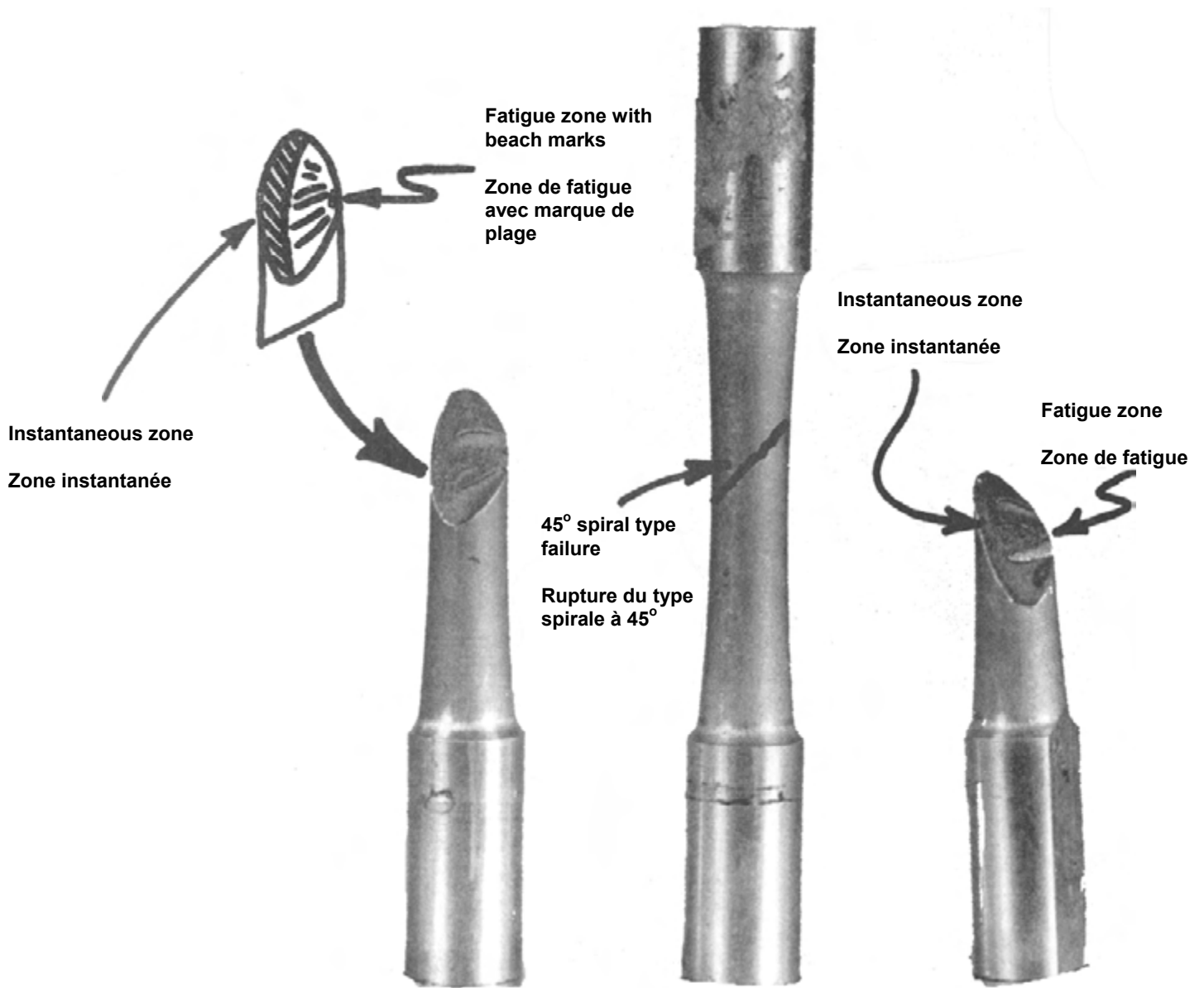


Figure 6A-29 (1 of 3) Fatigue of aluminum alloy in torsion  
(1 de 3) Fatigue d'un alliage d'aluminium en torsion

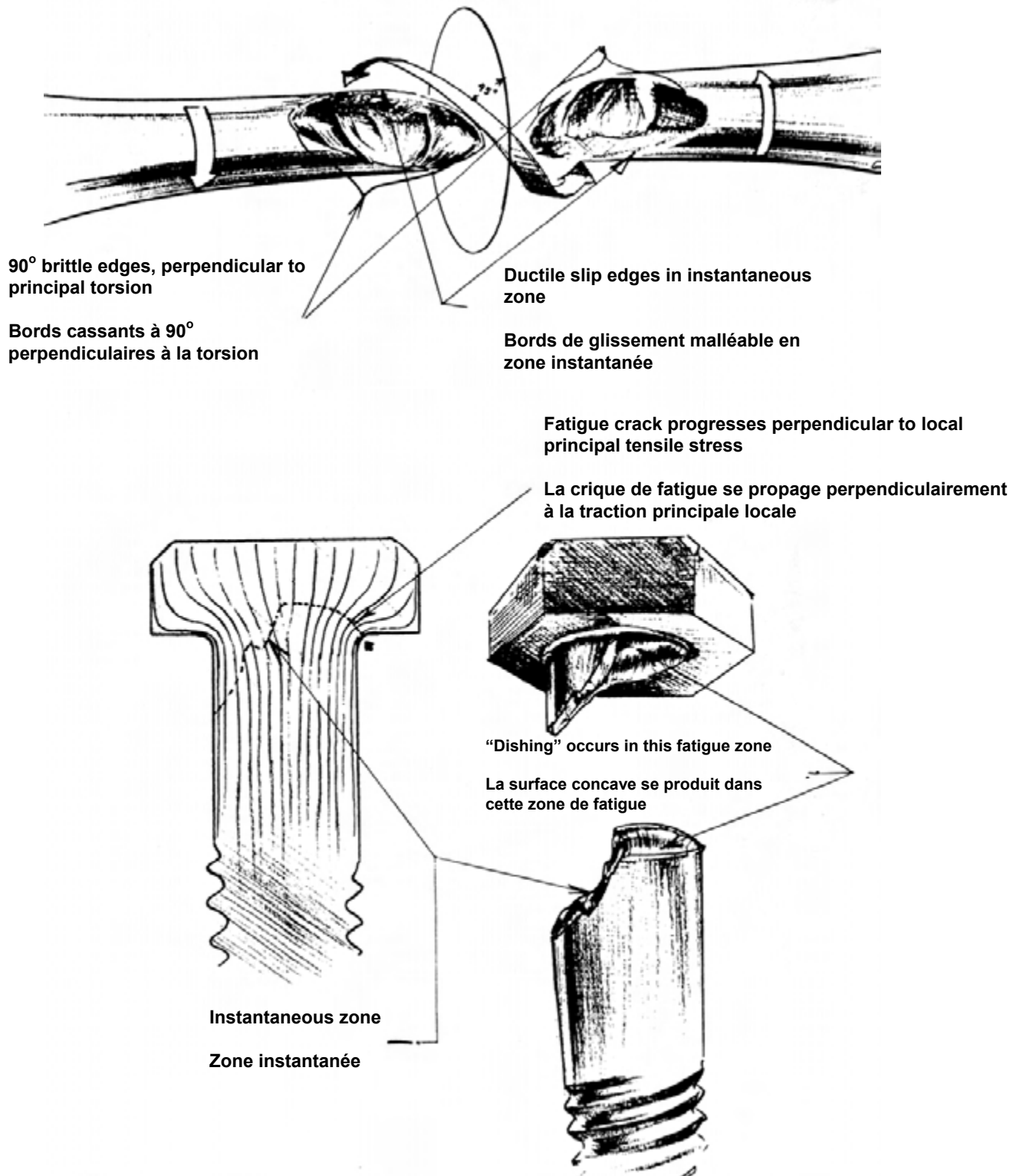


Figure 6A-29 (2 of 3) Torsion fatigue failure  
 (2 de 3) Rupture de fatigue en torsion



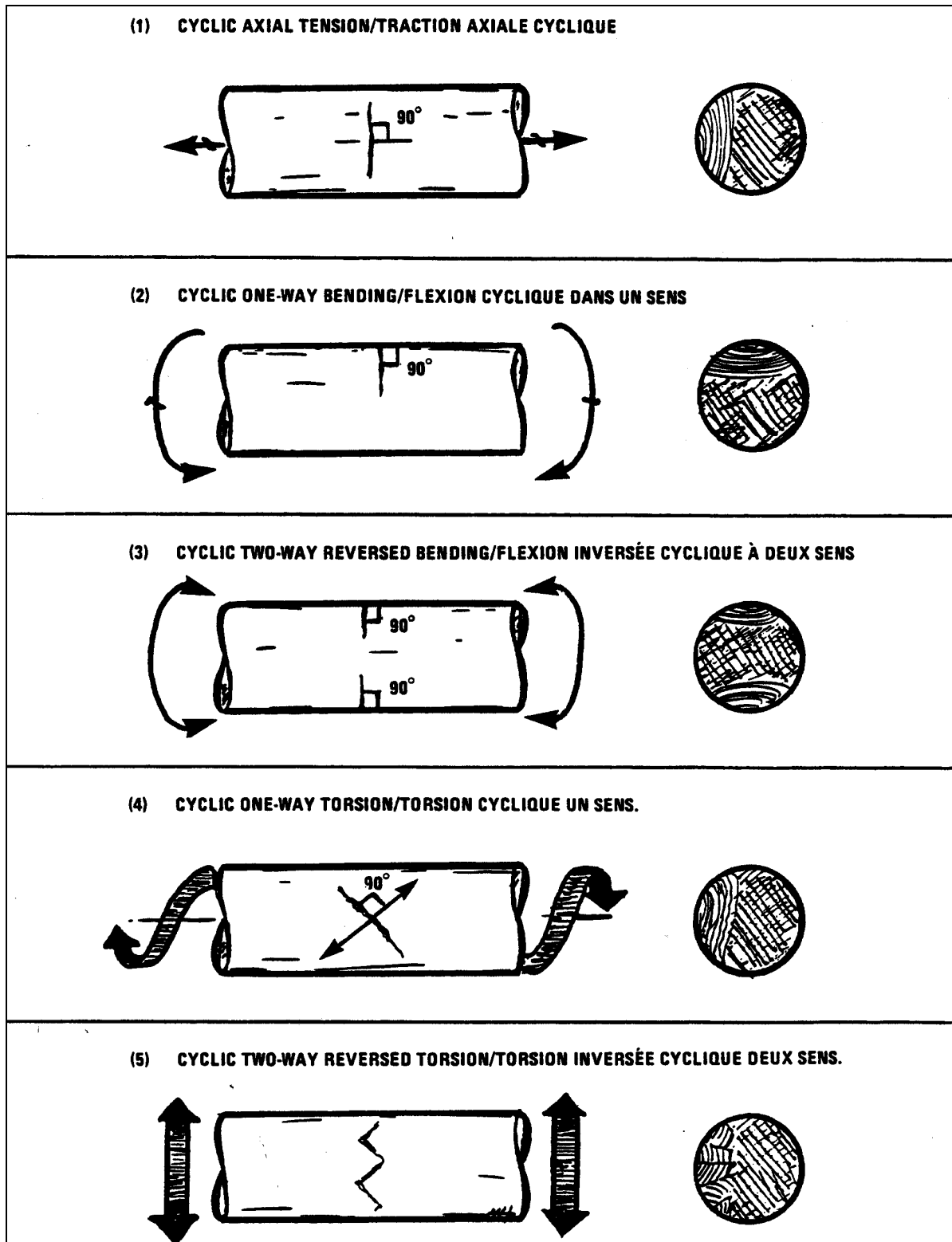


Figure 6A-29 (3 of 3) Effect of loading on crack orientation  
(3 de 3) Effet de la charge sur l'orientation d'une crique

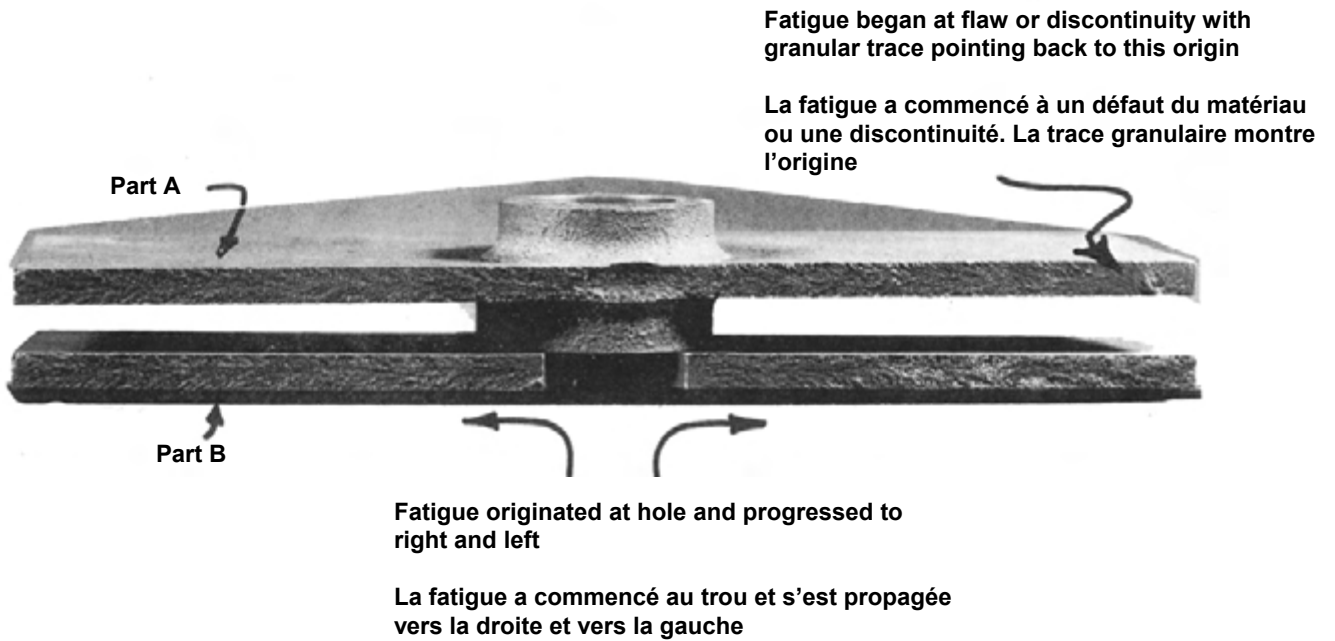
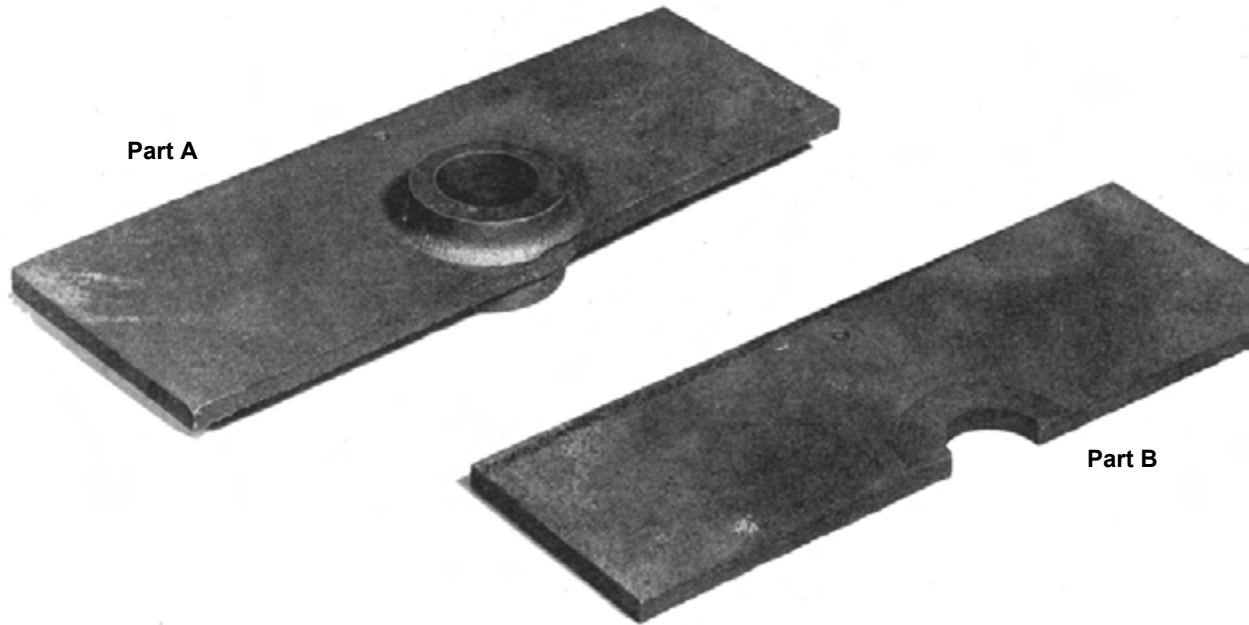


Figure 6A-30 Origin of fracture as indicated by granular trace  
Origine des fractures indiquée par les traces granulaires

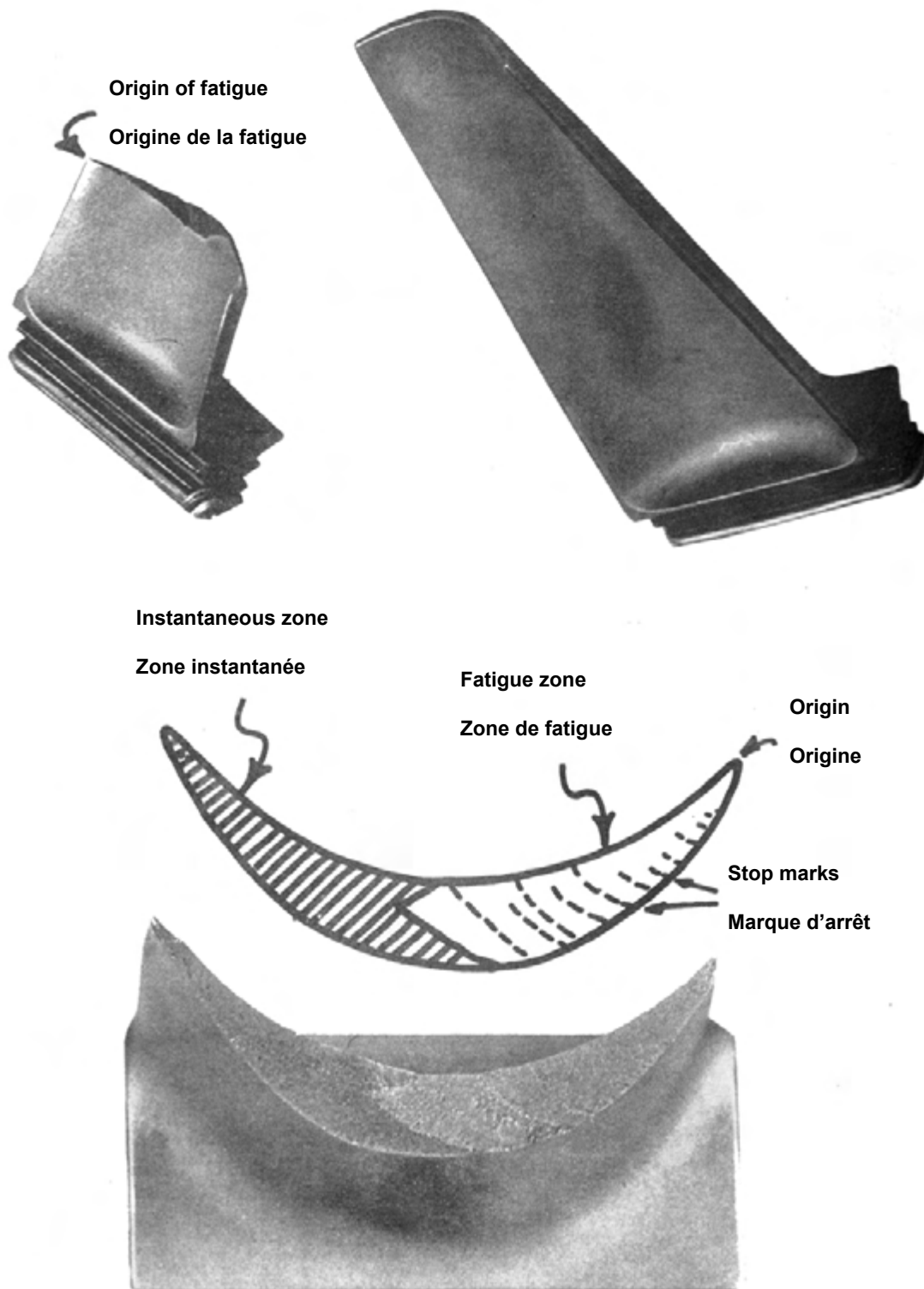
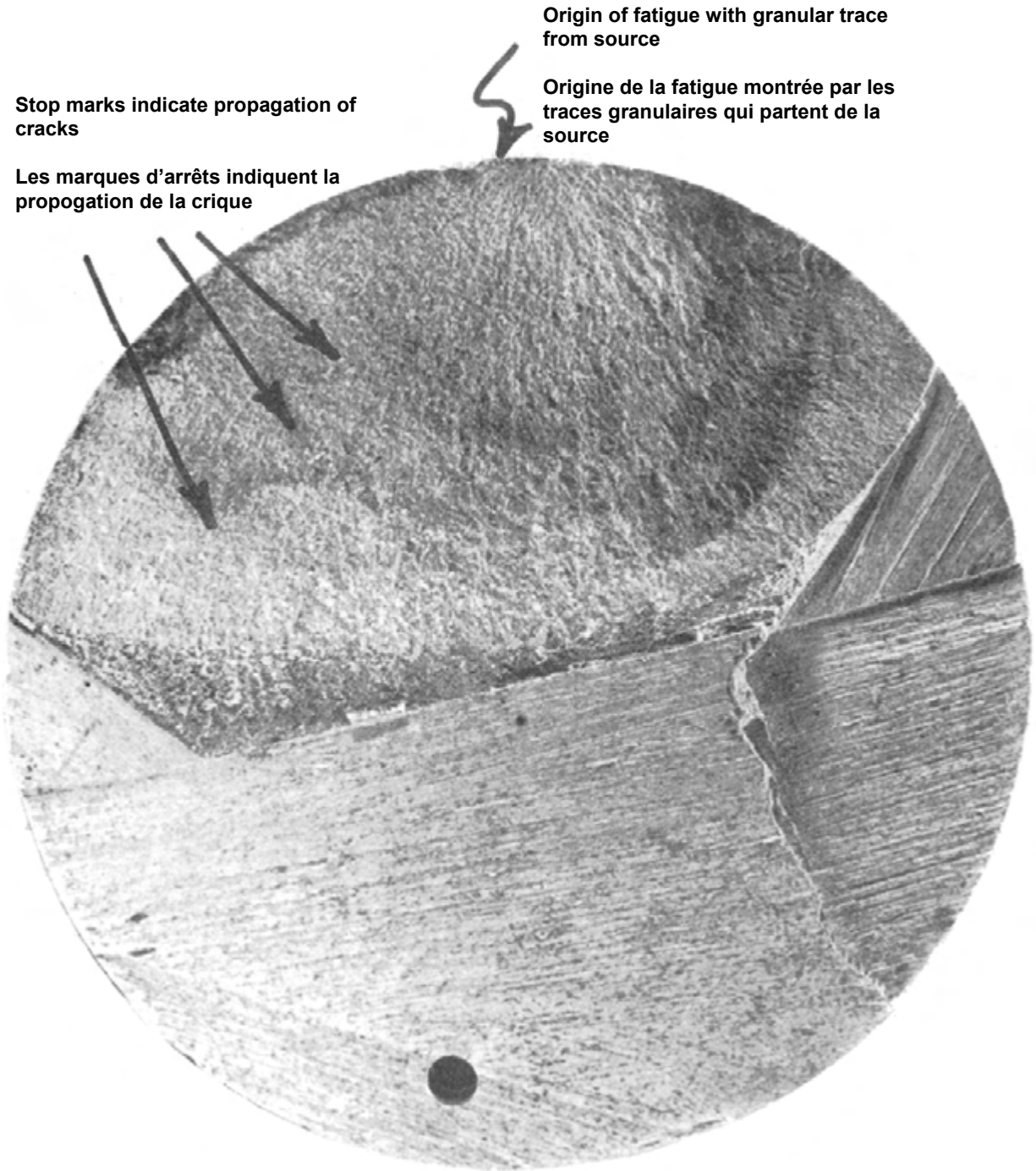


Figure 6A-31 Turbine blade fatigue  
Fatigue d'une aube de turbine



Stop marks indicate propagation of cracks

Les marques d'arrêts indiquent la propagation de la crique

Origin of fatigue with granular trace from source

Origine de la fatigue montrée par les traces granulaires qui partent de la source

Figure 6A-32 Fatigue failure of propeller shank  
Rupture par fatigue d'un pied de pale d'hélice

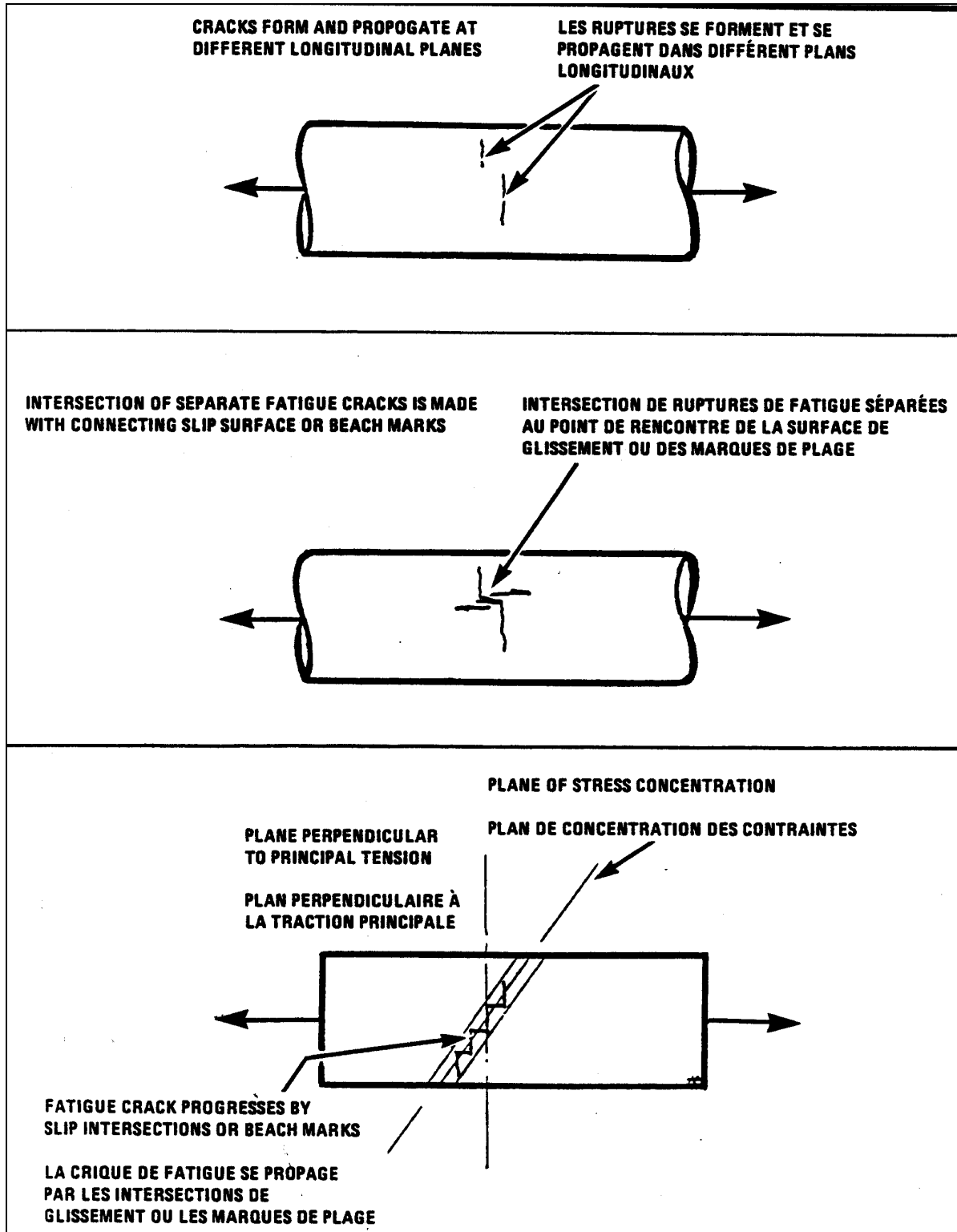


Figure 6A-33 (1 of 2) Origin of beach marks  
(1 de 2) Origine des marques de plage

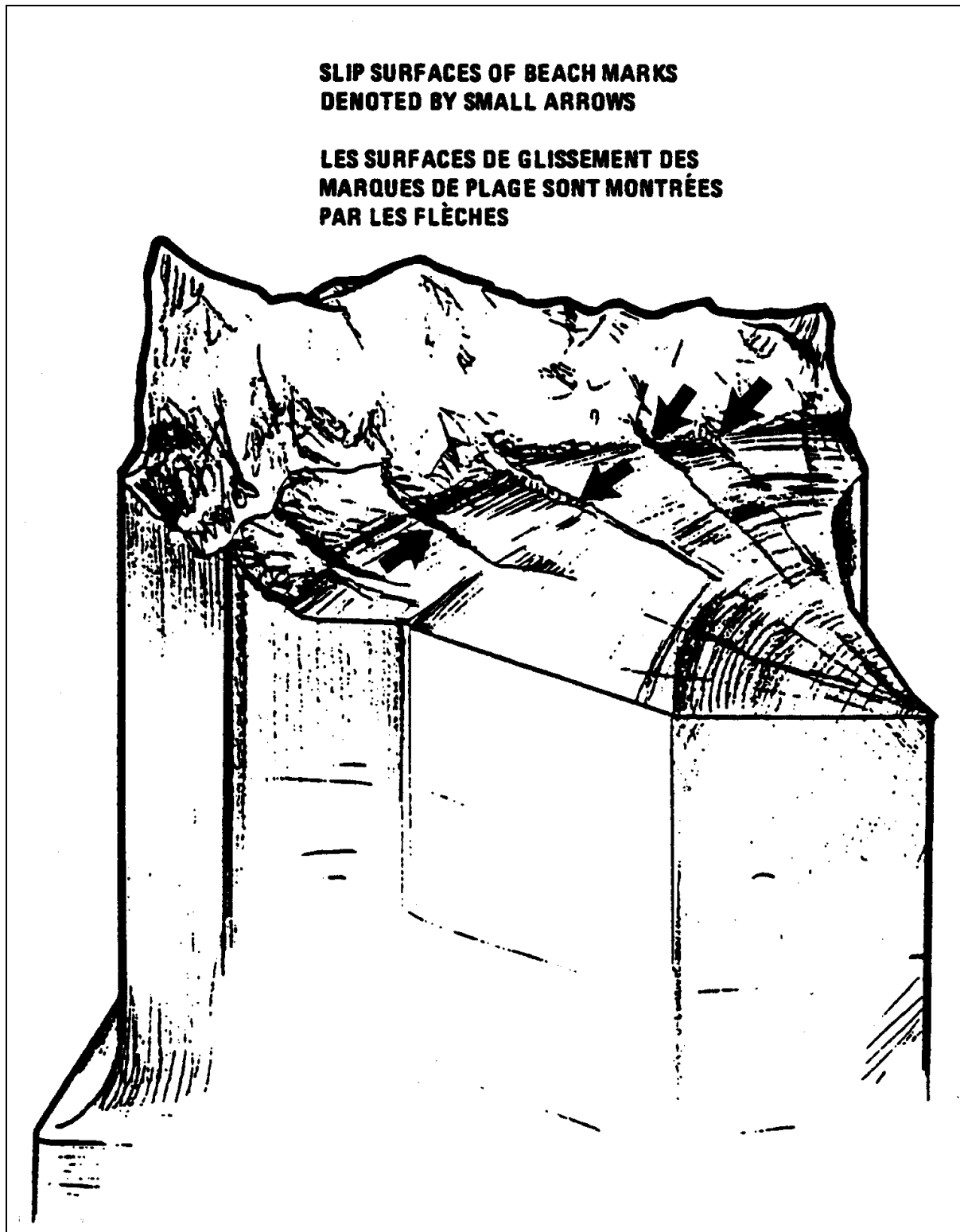
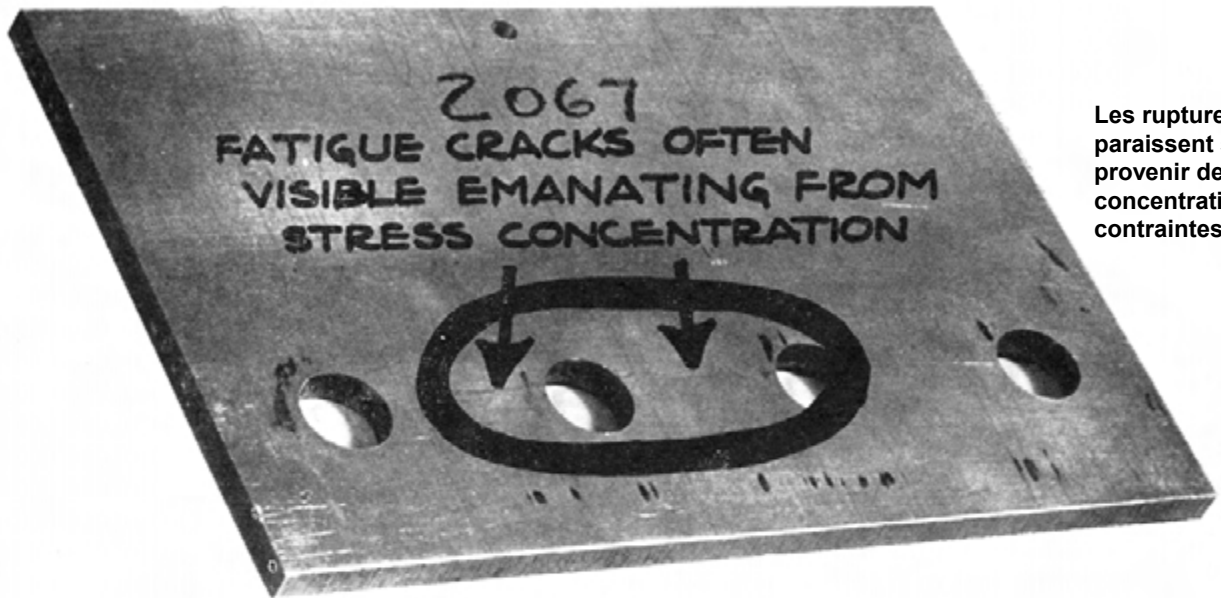


Figure 6A-33 (2 of 2) Typical beach marks within the fatigue zone  
(2 de 2) Marques de plage typiques dans la zone de fatigue



Les ruptures de fatigue paraissent souvent provenir de la concentration des contraintes

Invisible fatigue cracks located by penetrant dye inspection

Ruptures de fatigue invisibles repérées au moyen de l'inspection par ressuage

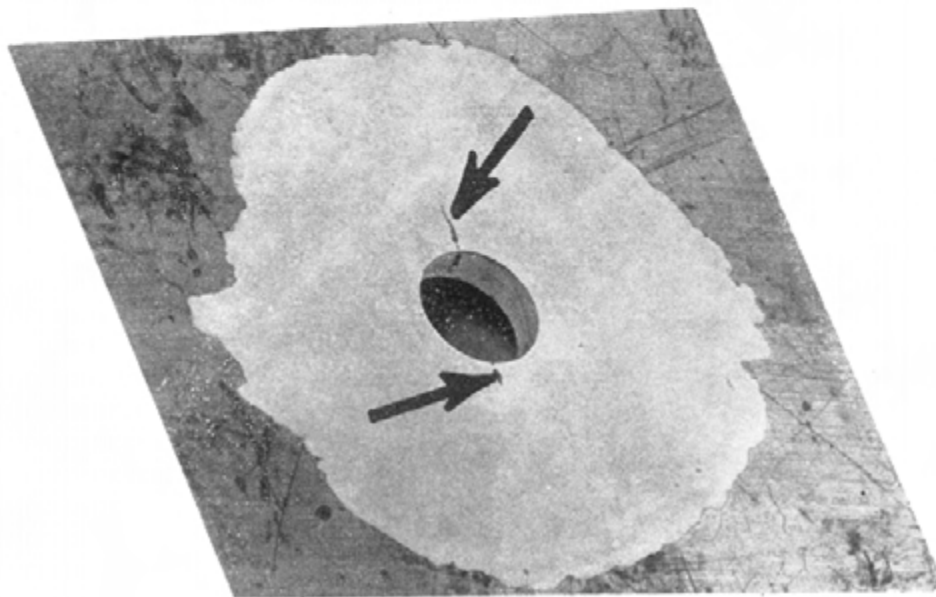


Figure 6A-34 Development of fatigue cracks  
Développement des criques de fatigue





**Origin of fatigue due to etching of part number with stop marks and granular trace denoting progression of fatigue crack.**

**L'origine de la fatigue due au rayage du numéro de pièce avec les marques d'arrêt et la trace granulaire dénotent la propagation de la fissure de fatigue.**

**Impact damage subsequent to instantaneous failure. "Brinelling"**

**Domage par impact à la suite d'une rupture instantanée. « Brinellage »**

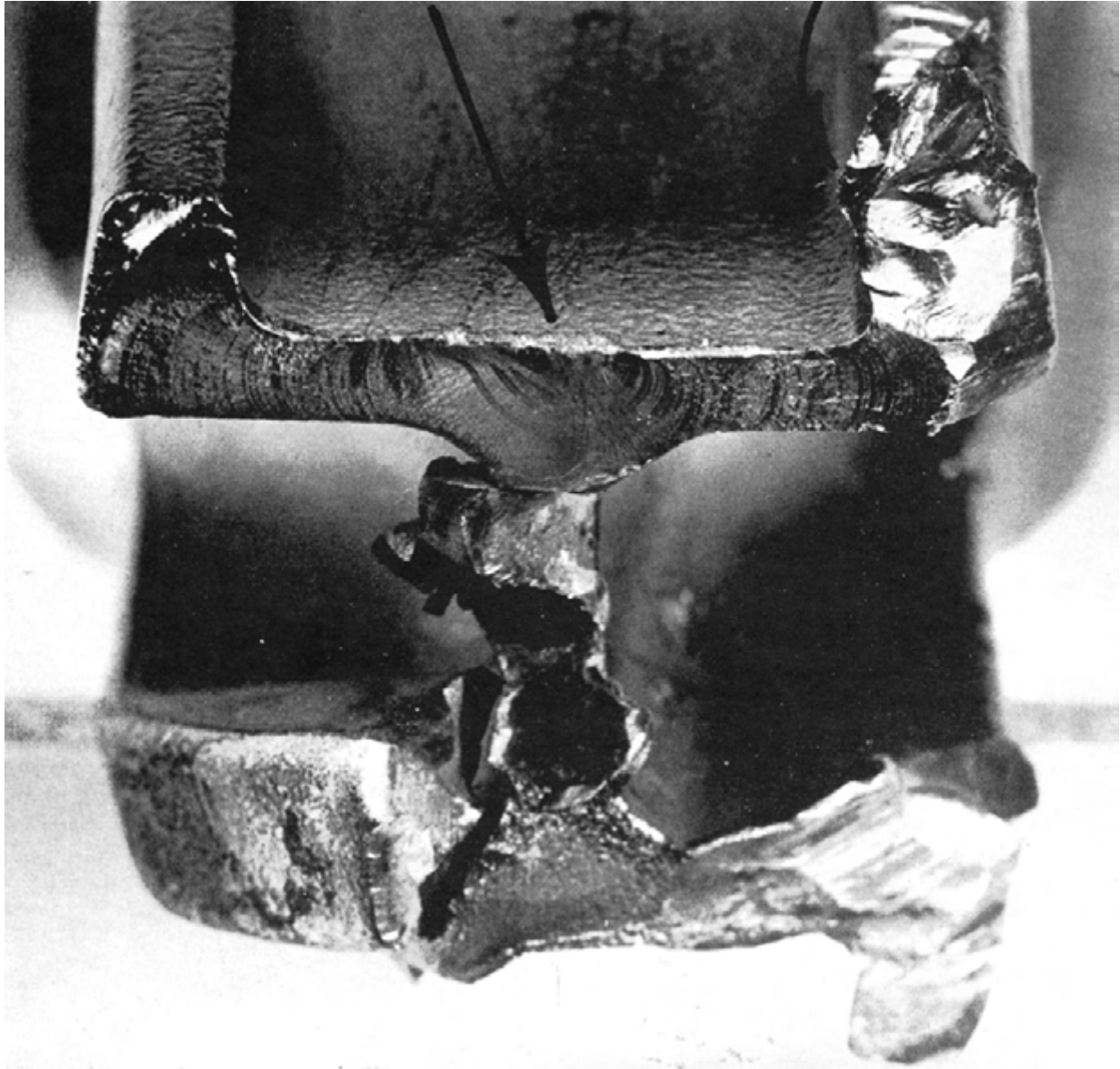
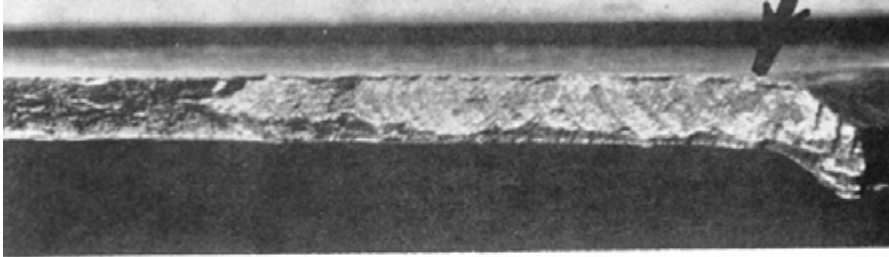


Figure 6A-36 Fatigue failure of connecting rod  
Rupture de fatigue d'une bielle

Fatigue failure in aluminum alloy skin, which began at dimpled rivet hole.

**A**

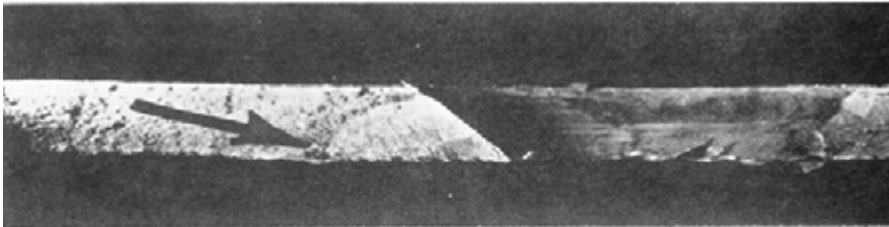
Rupture par fatigue dans un revêtement d'alliage d'aluminium qui a commencé à un trou de rivet.



Fatigue failure in aluminum alloy skin, starting at a machine countersunk rivet hole.

**B**

Rupture par fatigue dans un revêtement d'alliage d'aluminium qui a commencé dans un trou de rivet fraisé



Fatigue failure in jet engine turbine wheel at slots for turbine blades.

**C**

Rupture par fatigue dans une roue de turbine de réacteur dans les fentes d'aube.

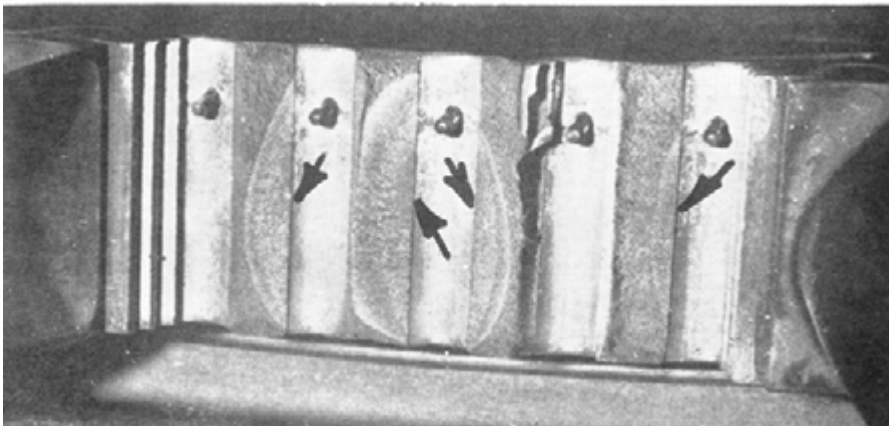
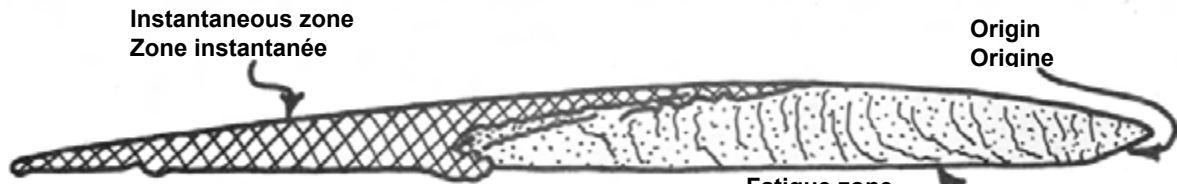
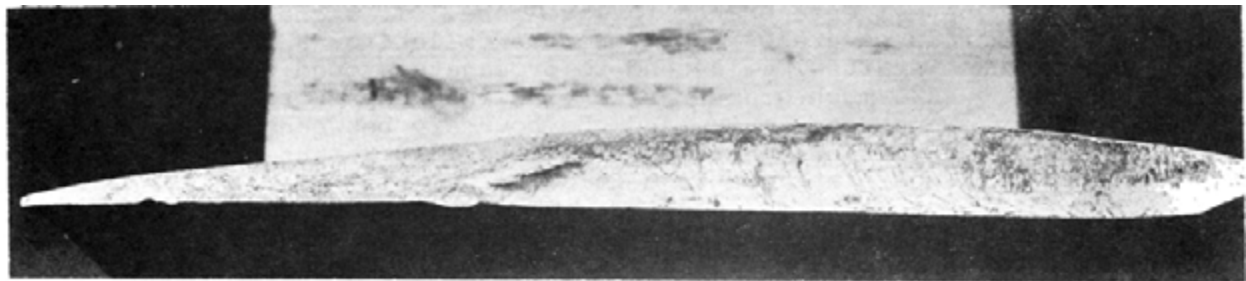


Figure 6A-37 Fatigue fracture in aluminum alloy skin and in engine turbine wheel  
Rupture par fatigue dans un revêtement d'alliage d'aluminium et dans une roue de turbine



Origin of failure due to improper removal of a dent or crack on lower surface of leading edge. Note file marks in this area.

Origine de la fatigue dûe à une mauvaise réparation d'une entaille ou d'une crique sur la surface inférieure du bord d'attaque. Noter les traces de lime à cet endroit.

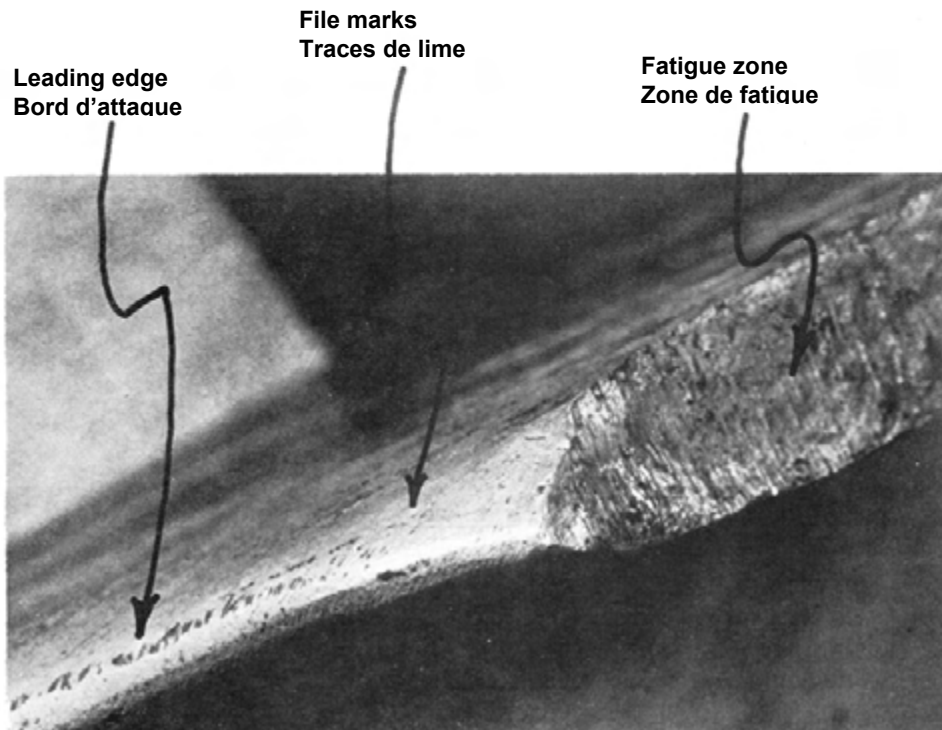


Figure 6A-38 Fatigue failure of propeller blade  
Rupture par fatigue d'une pale d'hélice

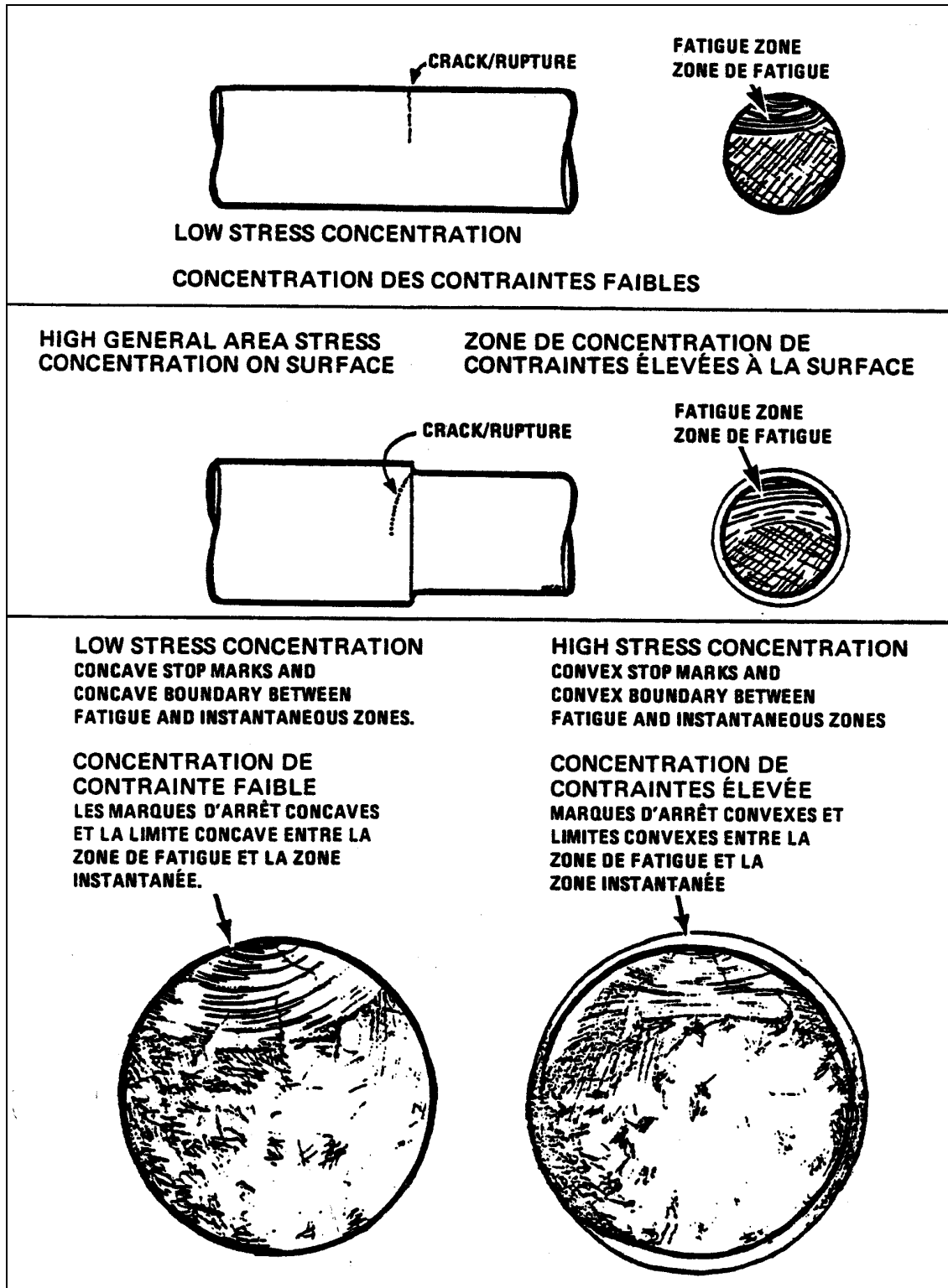
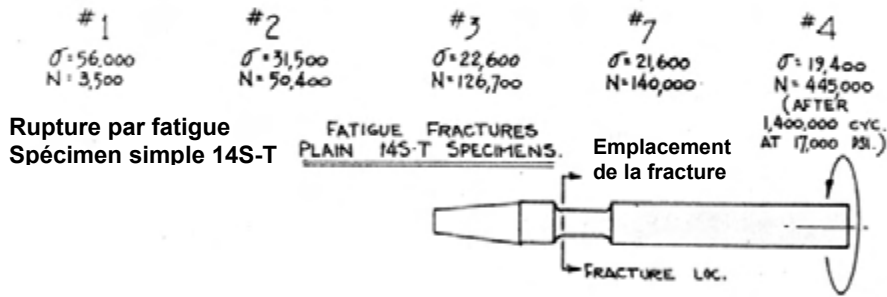
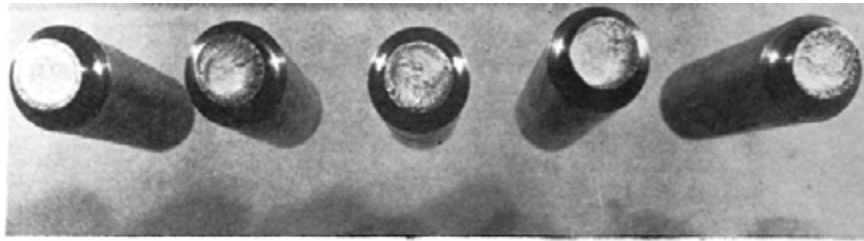


Figure 6A-39 Low and high stress concentrations  
 Concentration de contraintes faibles et élevées



$\sigma$  = stress level/degré de contrainte  
 N = cycles to failure/cycles de rupture

Note that relative sizes of fatigue and instantaneous zones will indicate stress level.

Noter que la grandeur relative de la zone de fatigue et de la zone instantanée indique l'importance de la contrainte

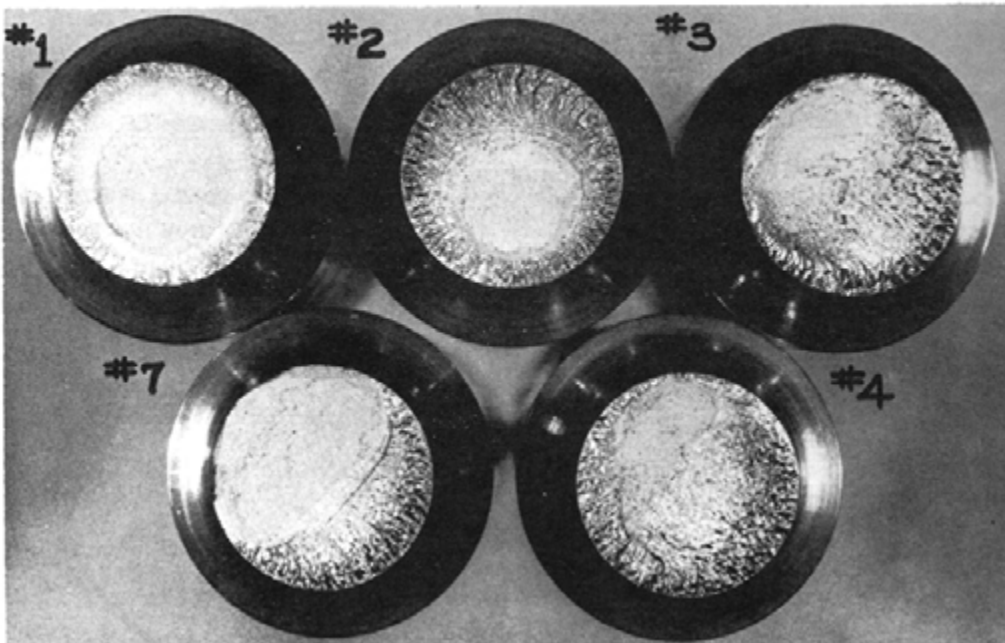
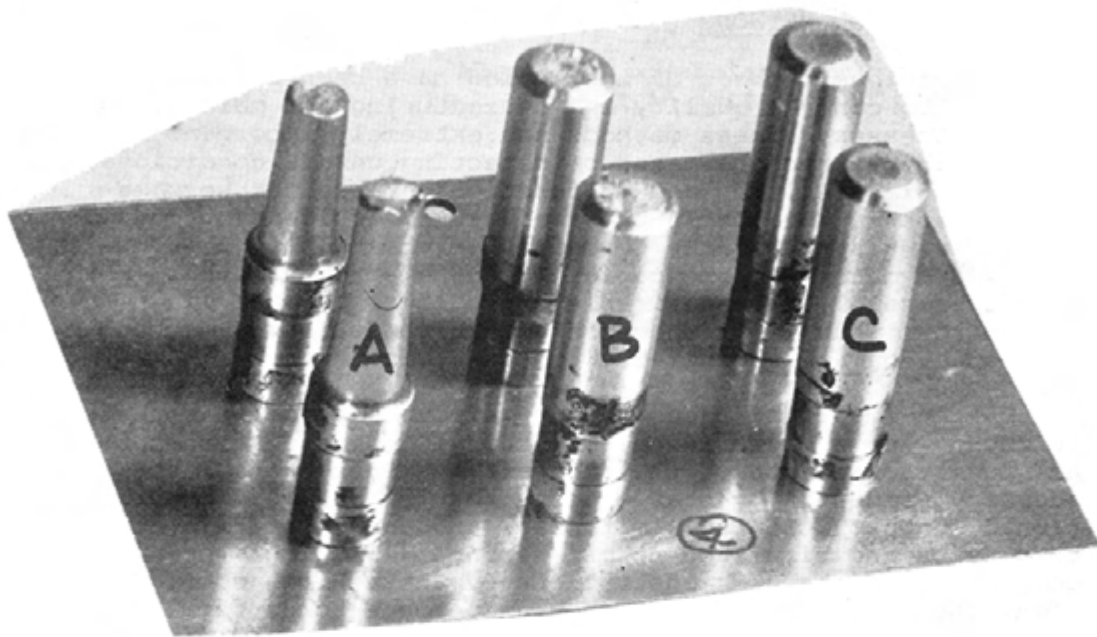


Figure 6A-40 Fatigue failure of rotating beam specimens  
 Rupture par fatigue de spécimens de type phare rotatif



No stress concentration, high stress level

Aucune concentration de contraintes, contraintes élevées

High stress concentration, low stress level

Forte concentration de contraintes, contraintes faibles

High stress concentration, high stress level

Forte concentration de contraintes, contraintes élevées

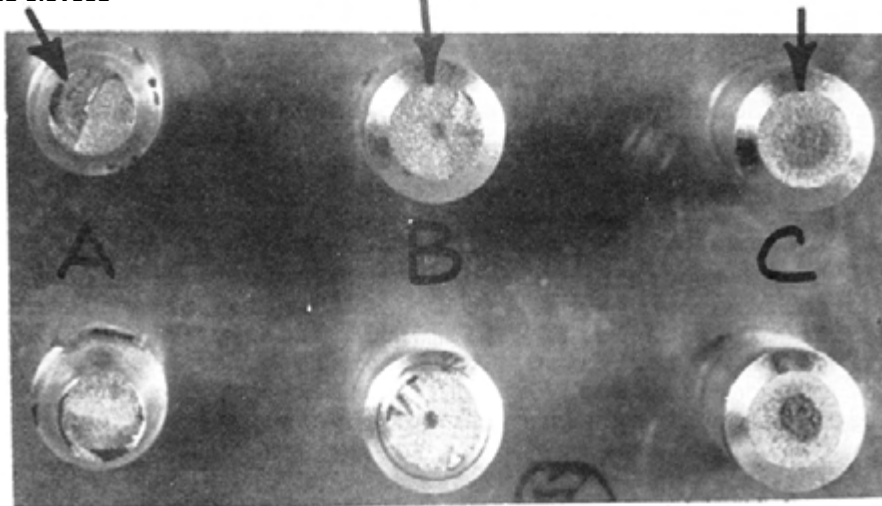


Figure 6A-41 Rotating beam fatigue test with stress concentration  
Essai de fatigue de type phare rotatif à concentration de contraintes

Annex A  
Chapter 6  
A-GA-135-002/AA-001

Annexe A  
Chapitre 6  
A-GA-135-002/AA-001

## SUMMARY OF FAILURE CHARACTERISTICS

### PART 1 – Static failure characteristics

1. Definition - A static failure results from one or two load applications.
2. Conditions for development - Static failure will occur when the ultimate design load is exceeded.
3. Visual characteristics:
  - a. Yielding or necking down of the metal over a considerable portion in the region of the failure.
  - b. Deformation will indicate the type of loading, e.g., bending, tension, and shear, and the direction of loading.
  - c. Tensile failure. The fractured surface is usually made up of a series of planes inclined approximately 45° to 60° to the direction of loading. Considerable local deformation is generally evident. In pure tension, pieces separate cleanly without rubbing.
  - d. Compression failure. Block compression is generally found in heavy, short sections, whereas buckling is found in long, lighter sections. In block compression failures, pieces separate on oblique planes as in tension, accompanied by rubbing of fracture surfaces during separation and possibly a local increase in cross-sectional area where the material has yielded.
  - e. Bending failure. The fracture is characterized by tension failure on one side of the member and compression

## RÉSUMÉ DES CARACTÉRISTIQUES DE RUPTURE

### PARTIE 1 – Caractéristiques de rupture statique

1. Définition - Une rupture statique provient d'une ou deux charges.
2. Conditions de développement - La rupture statique se produit quand la charge de calcul limite est dépassée.
3. Caractéristiques visuelles :
  - a. Cession ou striction du métal sur une partie considérable de la région de la rupture.
  - b. La déformation indique le type de charge, par ex., flexion, traction et cisaillement et le sens de la charge.
  - c. Rupture par traction - La surface de la fracture est d'ordinaire constituée de plans inclinés environ 45 à 60° dans le sens de la charge. Une déformation locale considérable est en général apparente. En traction pure, les pièces se séparent nettement sans frottement.
  - d. Rupture par compression - La compression massive se trouve généralement dans les morceaux épais et courts alors que dans les parties plus fines et plus longues ont du flambage. Dans les ruptures de compression massives, les pièces se séparent sur des plans obliques comme en traction, la fracture s'accompagne d'un frottement des surfaces au cours de la séparation et d'une augmentation locale de la surface de la section transversale là où le matériau se rompt.
  - e. Rupture par flexion - La fracture est caractérisée par une rupture par traction d'un côté de la pièce et une rupture par



failure on the opposite side. Local distortion indicates direction of bending. Lipped edges may be found on the compression face of the fracture.

- f. Shear failure. Shear buckling in thin sheets occurs in a diagonal fashion with the direction of force application being determined from the direction of the buckle. In block shear, the fracture surfaces slide across each other to produce a polished, subbed, or scored appearance. Direction of scoring indicates the direction of the applied shearing force.
- g. Torsion failure. Failure characteristics are similar to that of shear. Scoring marks and permanent twist indicate direction of torque.
- h. Tearing failure. Shear tearing is characterized by a lipping of material on the edges of the sheet, and by scoring lines on the fractured surface. Direction of tearing is indicated by the change in concavity of the scoring from convex to concave. Saw-tooth breaking of paint film may also indicate direction of tearing. Tensile tearing is characterized by herringbone marks on the fracture surface with the head of the herringbone pointing back to the origin of the tear.

## **PART 2 – Fatigue failure characteristics**

- 1. Definition - Fatigue is the cracking of metal under repeated, cyclic loading.
- 2. Conditions for development. These conditions are:

compression de l'autre côté. La déformation locale indique le sens de la flexion. On peut trouver des rebords à lèvres sur le côté compression de la fracture.

- f. Rupture par cisaillement - Le flambage par cisaillement des tôles minces se produit en diagonal avec le sens de la force appliquée qui est déterminée par la direction du flambage. Dans le cisaillement massif, la surface de fracture glisse en travers l'une de l'autre pour produire une apparence polie ou rayée. Le sens des rayures indique la direction de la force de cisaillement.
- g. Rupture par torsion - Les caractéristiques de cette rupture sont semblables à celles du cisaillement. Les marques de ravage et la torsion permanente indique le sens du couple.
- h. Rupture par déchirure. La déchirure est caractérisée par un rebord de matériau au bord de la tôle et par des lignes de ravage sur la surface fracturée. Le sens de la déchirure est indiqué par le changement de concavité du ravage qui passe de convexe à concave. La rupture en dent de scie de la pellicule de peinture peut aussi indiquer le sens de la déchirure. La déchirure en traction est caractérisée par des marques en chevron sur la surface de la fracture la pointe du chevron étant dirigée en sens inverse de l'origine de la déchirure.

## **PARTIE 2 – Caractéristiques des ruptures par fatigue**

- 1. Définition - La fatigue est une fissure du métal sous des charges cycliques répétées.
- 2. Conditions de développement. Ces conditions sont :

- a. cyclic stress; and
  - b. presence of stress concentration (section change, hole, scratch, tool mark, bolt threads, internal flaws, etc.).
3. Visual characteristics (two distinct zones of failure):
- a. Characteristics of fatigue zone: -
    - (1) The failure is brittle and perpendicular to principal tension, no necking down, and no 45° jagged edges.
    - (2) The appearance: Smooth, dull, and velvety.  
Exception: May be polished bright if crack is subjected to periodic compression (as in reversed bending).
    - (3) Relative size of fatigue zone with respect to instantaneous zone indicates magnitude of overstress -
      - (a) small fatigue zone and large instantaneous zone - high overstress; and
      - (b) large fatigue zone and small instantaneous zone - low overstress.
    - (4) Propagation of crack:
      - (a) direction - perpendicular to principal tension;
      - (b) rate - determined by magnitude of applied load or stress. The higher the stress, the faster the crack grows.

- a. les contraintes cycliques;
  - b. la présence de concentration de contraintes (changement de la section, trou, rayure, marque d'outil, filetage, défaut interne, etc.).
3. Caractéristiques visuelles - (deux zones de rupture distinctes) :
- a. Caractéristiques de zone de fatigue :-
    - (1) La rupture est cassante et perpendiculaire à la traction principale, aucune striction pas de bord à 45°.
    - (2) L'apparence est lisse, mate et veloutée  
Exception - Peut être polie brillante si la rupture est soumise à une compression périodique (comme dans le cas d'une friction inversée).
    - (3) La grandeur relative de la zone de fatigue par rapport à la zone instantanée indique l'amplitude de l'excès de contraintes :
      - (a) une petite zone de fatigue et une grande zone instantanée - contraintes excessives;
      - (b) une large zone de fatigue et une petite zone instantanée - faible contraintes.
    - (4) Propagation de la crique :
      - (a) direction - perpendiculaire à la traction principale;
      - (b) vitesse - déterminée par l'amplitude de la charge ou de la contrainte. Plus la contrainte est élevée plus la propagation de la crique est rapide.

(5) Marks peculiar to fatigue zone:

(a) Stop marks:

- i. Visible marks which are concentric with respect to the origin of the crack. They show the progress of the crack. Boundary between fatigue and instantaneous zone is actually a stop mark.

Exception: A circumferential stress concentration such as a bolt thread or a tool mark around a shaft may reverse the concentricity making the stop marks concentric with the centre of the bolt or shaft.

- ii. Stop marks result when the magnitude of the overstress changes.
- iii. Stop marks give indication of the number of overstress variations occurring before the final instantaneous failure.
- iv. Stop mark pattern indicates the type of stress concentration (either local or circumferential) and the combined bending and rotation if the stop marks are eccentric about the

(5) Marques particulières à la zone de fatigue :

(a) Marques d'arrêt :

- i. Les marques visibles sont concentriques par rapport à l'origine de la fissure. Elle montre la propagation de la fissure. La limite entre la zone de fatigue et la zone instantanée est en fait une marque d'arrêt.

Exception: Une concentration de contraintes circonférentielle comme pour un filetage de boulon ou une marque d'outil autour d'un arbre peut inverser la concentricité et les marques d'arrêt peuvent être concentriques avec le centre du boulon ou de l'arbre.

- ii. Les marques d'arrêt proviennent des changements de l'amplitude de contraintes.
- iii. Les marques d'arrêt donnent une indication sur le nombre de variations de contraintes excessives qui se produisent avant la rupture instantanée finale.
- iv. la configuration des marques d'arrêt indique le type de concentration de contraintes (locales ou circulaire) et la flexion combinée et la rotation si les marques d'arrêt sont excentriques par rapport

origin. Later stop marks are symmetric about a line which is off-set from the crack origin in opposite direction to the rotation.

à l'origine. Les dernières marques d'arrêt sont symétriques par rapport à un axe qui est décalé de l'origine de la crique dans le sens opposé à la rotation.

(b) Beach marks:

- i. Appear as cracks or steps in the fatigue zone. Usually form across the stop marks.
- ii. Result from simultaneous origination of two or more fatigue cracks which eventually join to form a crack or step.
- iii. Beach marks usually indicate high initial overstress or a non-homogeneous material.

(b) Marques de plage :

- i. Elles apparaissent comme des fissures ou des tables dans la zone de fatigue. D'ordinaire elles sont concourantes avec les marques d'arrêt,
- ii. Elles sont le résultat d'au moins deux criques de fatigue qui se sont formées simultanément et qui se rencontrent pour éventuellement former une fissure ou table.
- iii. Les marques de plage indiquent d'ordinaire une contrainte initiale élevée ou un matériau non homogène.

(c) Granular trace: A useful characteristic because it points back to the point of origin of the fatigue crack; however, this is not an exclusive characteristic of fatigue failure.

(c) Trace granulaire : C'est une caractéristique pratique parce qu'elle montre le point d'origine de la rupture de fatigue. Cependant, ce n'est pas la seule caractéristique de rupture par fatigue.

b. Characteristics of the instantaneous zone:

- (1) Type of failure: - Usually ductile, but can appear brittle if material is very hard.
- (2) Appearance - Coarse, bright, crystalline, and will show ductile failure characteristics of 45° jagged edges.

b. Caractéristiques de la zone instantanée :

- (1) Type de rupture - D'ordinaire malléable mais peut apparaître cassante si le matériau est très dur.
- (2) Apparence - Grossière, brillante, cristalline avec les caractéristiques d'une rupture malléable et des bords à aspérités à 45°.

Annex B  
Chapter 6  
A-GA-135-002/AA-001

Annexe B  
Chapitre 6  
A-GA-135-002/AA-001