

CHAPTER 9 - MID-AIR COLLISIONS, IN-FLIGHT BREAK-UP AND

<u>WRECKAGE TRAJECTORIES</u>	9-1
Section 1 - <u>Mid-air collision</u>	9-1
<u>Introduction</u>	9-1
<u>Basic rules</u>	9-1
<u>Triangle relationships</u>	9-9
<u>Graphic solution</u>	9-10
<u>Effect of vertical velocity on horizontal velocity</u>	9-13
<u>Sample problem involving simultaneous horizontal and vertical movement</u>	9-14
<u>Summary</u>	9-19
Section 2 - <u>In-flight break-up</u>	9-21
<u>General</u>	9-21
<u>Analysis</u>	9-22
Section 3 - <u>Wreckage trajectories</u>	9-28
<u>Information required</u>	9-28
<u>Basic calculations</u>	9-29
<u>Use of charts</u>	9-33
Annex A - <u>Examples of S_F and C_D values</u>	9A-1
Annex B - <u>Suggested value of C_D</u>	9B-1
Annex C - <u>Ejection trajectory data</u>	9C-1
Annex D - <u>Sample wind drift calculation</u>	9D-1

CHAPITRE 9 – ABORDAGES EN VOL, DÉSINTÉGRATIONS EN VOL ET

<u>TRAJECTOIRES DE DÉBRIS</u>	9-1
Section 1 – <u>Abordage en vol</u>	9-1
<u>Introduction</u>	9-1
<u>Règles fondamentales</u>	9-1
<u>Relations trigonométriques</u>	9-9
<u>Solution graphique</u>	9-10
<u>Effet de la vitesse verticale sur la vitesse horizontale</u>	9-13
<u>Exemple de problème de déplacement simultané dans le plan horizontal et vertical</u>	9-14
<u>Résumé</u>	9-19
Section 2 – <u>Désintégration en vol</u>	9-21
<u>Généralités</u>	9-21
<u>Analyses</u>	9-22
Section 3 – <u>Trajectoires en vol</u>	9-28
<u>Information requise</u>	9-28
<u>Calculs de base</u>	9-29
<u>Utilisation des abaques</u>	9-33
Annexe A – <u>Exemples de valeurs S_F and C_D</u>	9A-4
Annexe B – <u>Valeurs de C_D suggérées</u>	9B-1
Annexe C – <u>Données de trajectoires d'éjection</u>	9C-1
Annexe D – <u>Exemple de calcul de derive cause par le vent</u>	9D-1

CHAPTER 9

MID-AIR COLLISIONS, IN-FLIGHT BREAK-UP AND WRECKAGE TRAJECTORIES

Section 1 – Mid-air Collision

Introduction

1. The information in Sections 1 and 2 of this chapter has been obtained from the ICAO *Manual of Aircraft Accident Investigation*. The information in Section 3 has been provided by Transport Canada's Aircraft Accident Investigation Division and the General Dynamics Corporation.

2. When two aircraft collide, marks are left on each aircraft. When analysed with available flight data, e.g., flight plans, position reports and speeds, these marks reveal the manner in which the aircraft collided. This analysis involves the recording of scratch mark location, direction and angle. Since direction and speed are involved, the investigator can resolve the force vectors and thus solve the problems trigonometrically.

Basic rules

3. Although the rules that apply to scratch marks are the same whether they are found on the horizontal or vertical surfaces, or a combination thereof, they have been placed in a one-plane surface for clarity. The rules are:

- a. **Rule 1.** There are only three possible planes in which two or more aircraft may operate:
 - (1) The same plane as the horizontal surfaces wherein no relative vertical movement takes place.
 - (2) The same plane as the vertical surfaces wherein no relative horizontal movement takes place.
 - (3) A third resultant plane wherein both relative horizontal and relative vertical movement take place simultaneously.
- b. **Rule 2.** If the scratch marks on each aircraft

CHAPITRE 9

ABORDAGES EN VOL, DÉSINTÉGRATIONS EN VOL ET TRAJECTOIRES DES DÉBRIS

Section 1 – Abordage en vol

Introduction

1. Les informations contenues dans les Sections 1 et 2 sont tirées du manuel d'investigation technique sur les accidents d'aviation de l'OACI. Les informations contenues dans la Section 3 proviennent du Bureau d'investigation sur les Accidents d'aviation de Transports Canada et de la compagnie General Dynamics.

2. Un abordage entre deux aéronefs laisse généralement des traces sur chacun d'eux. L'examen de ces traces en corrélation avec les données de vol disponibles (par exemple, les plans de vol, les comptes rendus de position et la vitesse) permet de déterminer la façon dont les aéronefs se sont heurtés. L'analyse des traces comprend l'enregistrement de la position des rayures, de leur direction et de leur angle. La direction et la vitesse étant en jeu, l'enquêteur peut calculer les vecteurs forces et s'en servir pour résoudre les problèmes par trigonométrie.

Règles fondamentales

3. Bien que les règles qui s'appliquent aux rayures soient les mêmes, qu'il s'agisse de surfaces verticales, de surfaces horizontales ou des deux à la fois, nous ne traiterons qu'un seul cas pour faciliter la compréhension de l'exposé. Les règles sont :

- a. **Règle 1.** Il n'y a que trois plans dans lesquels deux ou plusieurs aéronefs puissent évoluer :
 - (1) Le plan des surfaces horizontales et, dans ce cas, il n'y a pas de mouvement relatif dans le plan vertical.
 - (2) Le plan des surfaces verticales et, dans ce cas, il n'y a pas de mouvement relatif dans le plan horizontal.
 - (3) Un troisième plan dans lequel il y a des mouvements relatifs à la fois dans le plan horizontal et dans le plan vertical.
- b. **Règle 2.** Si les rayures relevées sur chaque

slope in opposite directions with respect to their longitudinal axis, then the smaller angle between the longitudinal axis and the scratch mark is the one to be measured on each aircraft. (Figure 9-1)

aéronef sont inclinées dans des directions opposées par rapport à l'axe longitudinal, il faut mesurer, sur chaque aéronef, le plus petit des angles entre l'axe longitudinal et la rayure. (Figure 9-1)

- c. **Rule 3.** If the scratch marks on each aircraft slope in opposite directions, then each scratch mark was made in a direction proceeding from front to rear. (Figure 9-1)

- c. **Règle 3.** Si les rayures de chaque aéronef sont inclinées dans des directions opposées, chaque rayure va de l'avant vers l'arrière. (Figure 9-1)

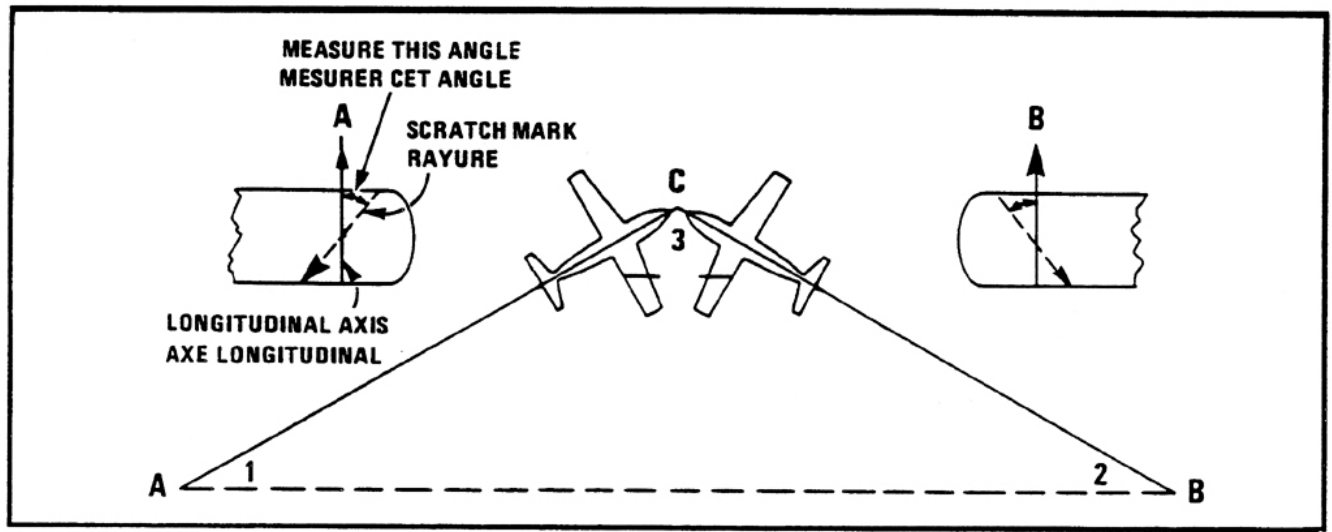


Figure 9-1 Rules 2 and 3. Scratch Marks Sloping in Opposite Directions
Règles 2 et 3. Rayures inclinées dans des directions opposées

- d. **Rule 4.** If the scratch marks slope in the same direction, one of the scratch marks had to be made in a direction proceeding from rear to front. The aircraft on which this mark appears is the slower aircraft. The larger aircraft angle between the longitudinal axis and the scratch mark is measured on the slower aircraft. The smaller angle is measured on the faster aircraft. (Figure 9-2)

- d. **Règle 4.** Si les rayures sont inclinées dans la même direction, une des rayures a été faite pendant un déplacement de l'arrière vers l'avant. Cette rayure est sur l'aéronef le plus lent, et l'angle entre l'axe longitudinal et la rayure y sera plus grand. Le plus petit angle sera sur l'avion le plus rapide. (Figure 9-2)

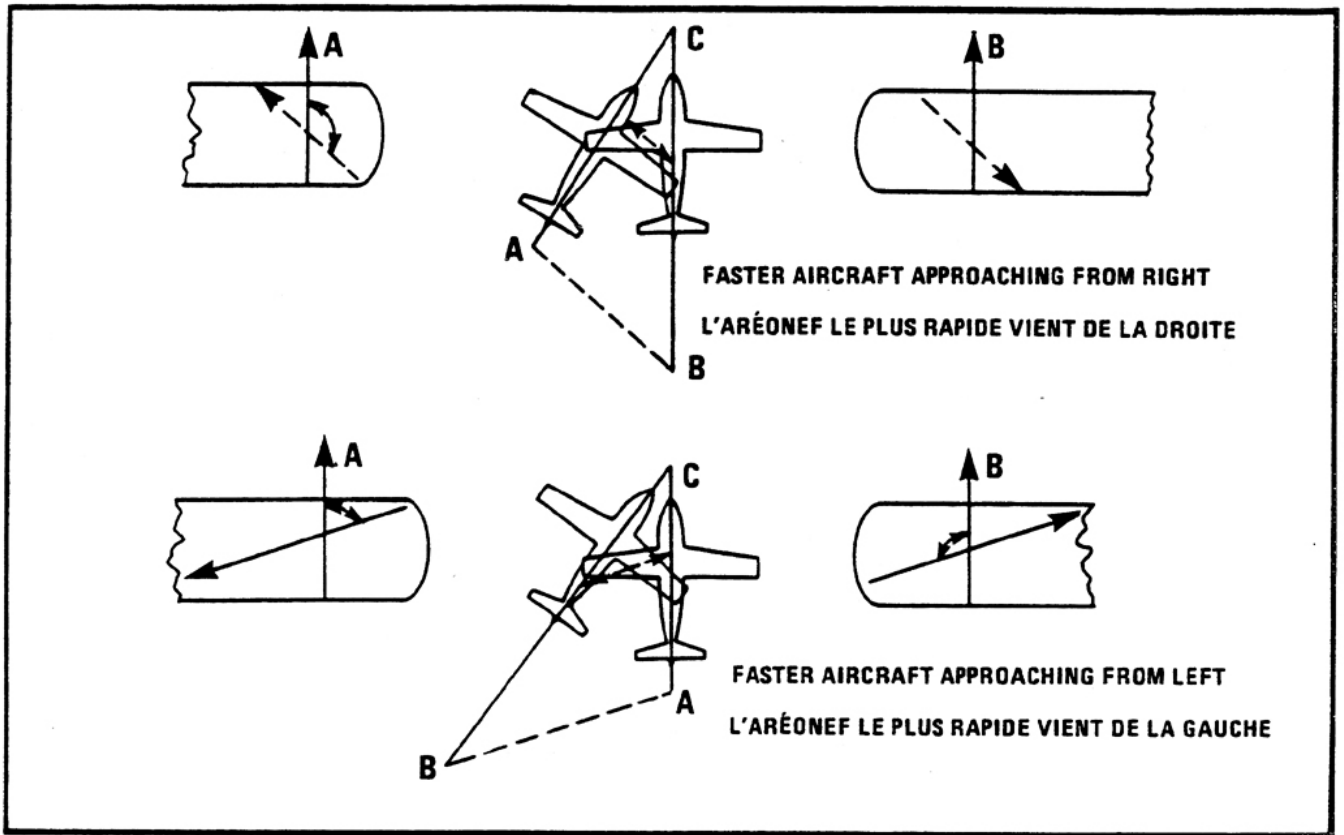


Figure 9-2 Rule 4. Scratch Marks Sloping in the Same Direction
Règle 4. Rayures inclinées dans la même direction

e. **Rule 5.** If the sum of the scratch-mark angles is less than 90° , then the collision angle is greater than 90° . (Figure 9-3)

e. **Règle 5.** Si la somme des angles est inférieure à 90° , l'angle d'abordage est obtus soit supérieur à 90° . (Figure 9-3)

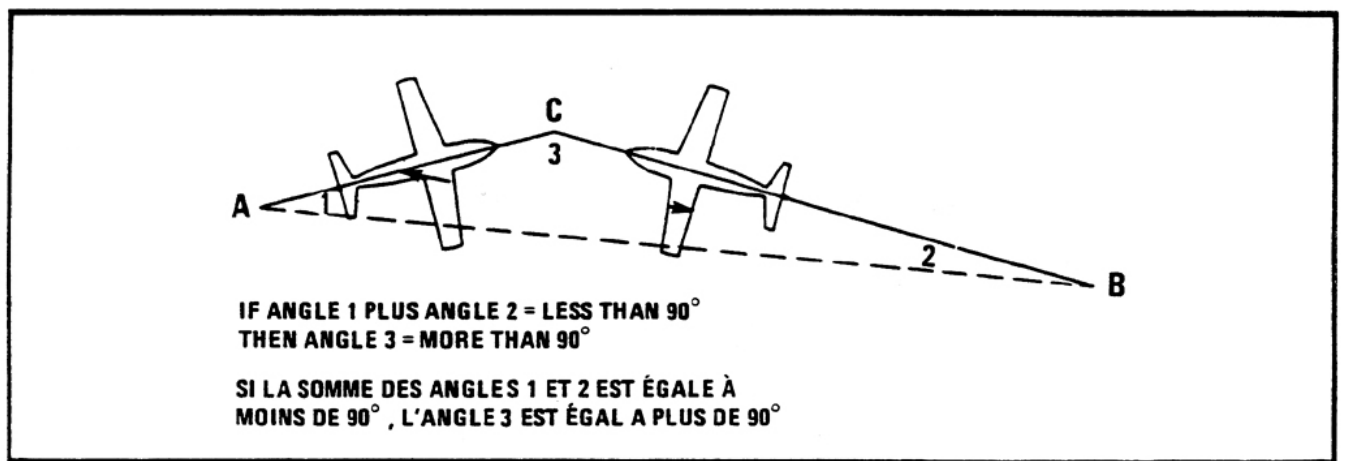


Figure 9-3 Rule 5. Sum of Scratch-mark Angles Less Than 90°
Règle 5. La somme des angles est inférieure à 90°

f. **Rule 6.** If the sum of the scratch-mark angles is

f. **Règle 6.** Si la somme des angles est égale à

equal to 90° , then the collision angle is 90° .
(Figure 9-4)

90° , l'angle d'abordage est de 90° . (Figure 9-4)

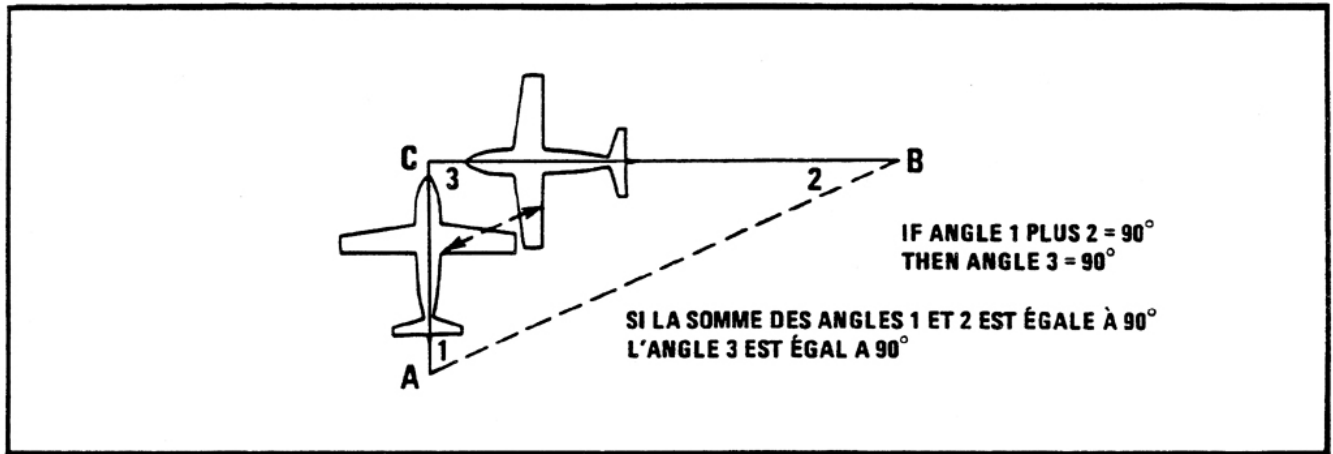


Figure 9-4 Rule 6. Sum of Scratch-mark Angles Equal 90°
Règle 6. La somme des angles est égale à 90°

g. **Rule 7.** If the sum of the scratch-mark angles is greater than 90° , the collision angle is less than 90° . (Figure 9-5)

g. **Règle 7.** Si la somme des angles est supérieure à 90° , l'angle d'abordage est aigu, soit inférieur à 90° . (Figure 9-5)

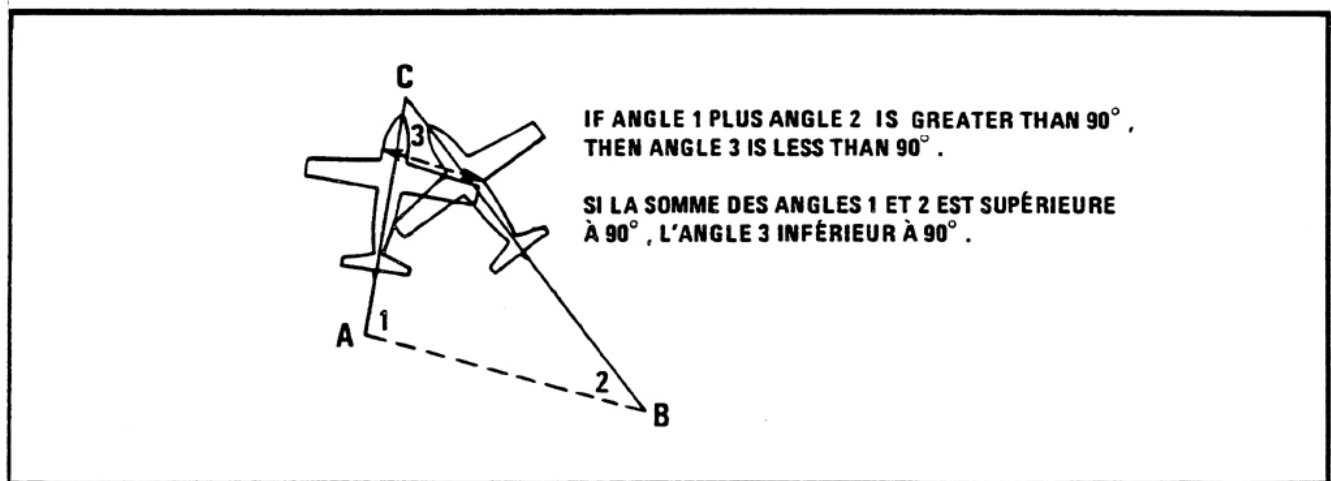


Figure 9-5 Rule 7. Sum of Scratch-mark Angles Greater Than 90°
Règle 7. La somme des angles est supérieure à 90°

h. **Rule 8.** If the scratch-mark angle on one aircraft is the same as the scratch-mark angle on the other, then the speeds of the two aircraft are the same. (Figure 9-6)

h. **Règle 8.** Si l'angle est le même sur les deux aéronefs, les vitesses des deux aéronefs sont identiques. (Figure 9-6)

NOTE

Rules 10 to 19 deal specifically with scratch marks found on the vertical surfaces.

NOTA

Les règles 10 à 19 s'appliquent aux rayures relevées sur les surfaces verticales de chaque aéronef.

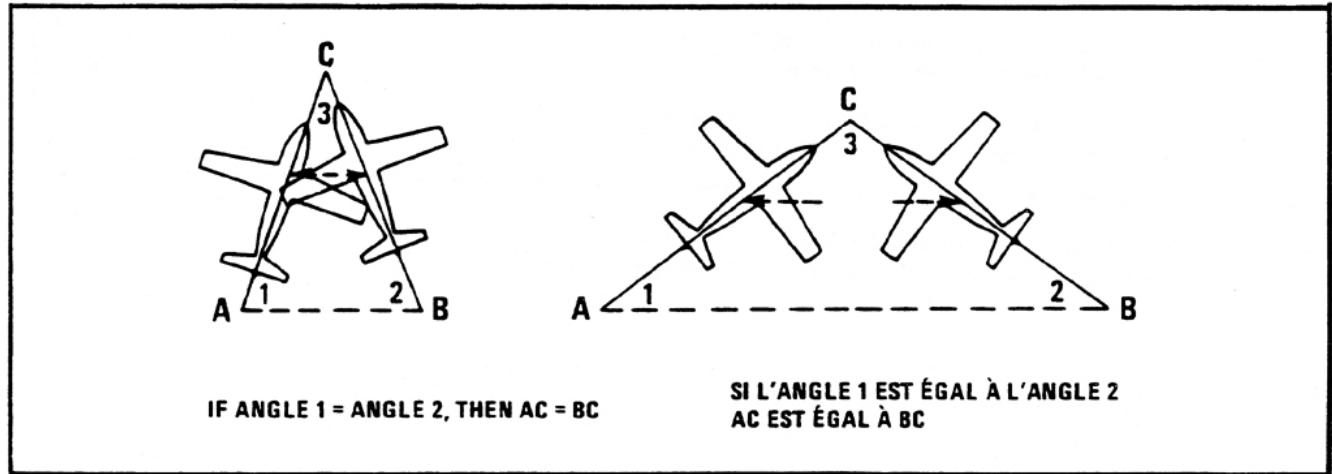


Figure 9-6 Rule 8. Same Scratch-mark Angles
Règle 8. Les angles sont égaux

- i. **Rule 9.** The larger scratch-mark angle will always appear on the slower aircraft.
 - j. **Rule 10.** If the scratch marks on each aircraft slope in opposite directions with respect to their longitudinal axis, then the smaller angle between the longitudinal axis and the scratch marks is the one measured on each aircraft. (Figures 9-7 and 9-8)
- i. **Règle 9.** L'aéronef le plus lent est toujours celui pour lequel l'angle des rayures est le plus grand.
 - j. **Règle 10.** Si les rayures de chaque aéronef sont inclinées dans des directions opposées par rapport à l'axe longitudinal, il faut mesurer, sur chaque aéronef, le plus petit angle entre l'axe longitudinal et les rayures. (Figures 9-7 et 9-8)

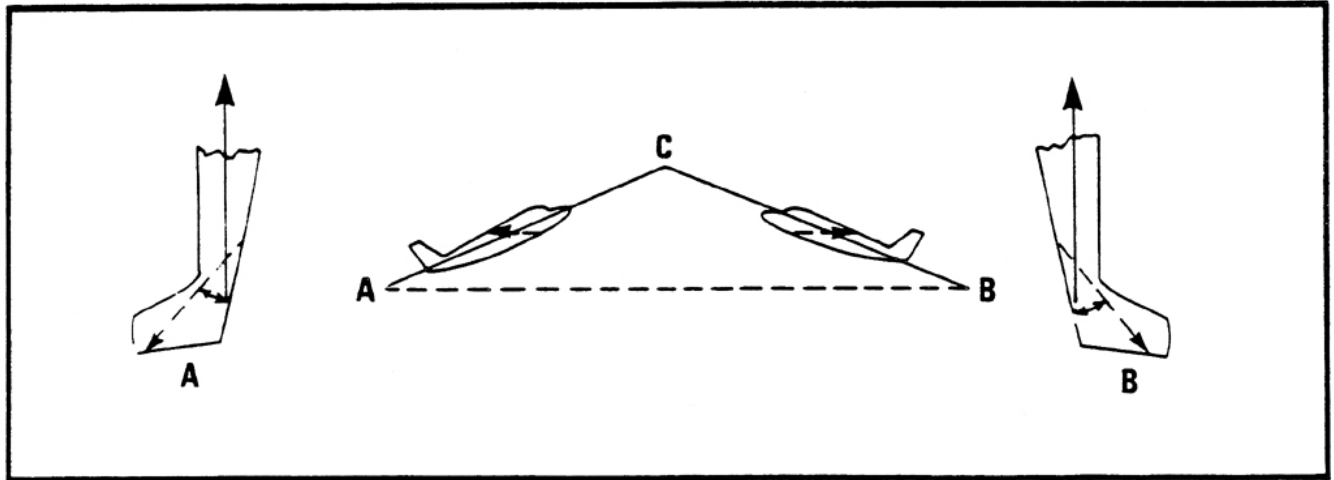


Figure 9-7 Rules 10, 11, and 12. Scratch Marks Sloping in Opposite Directions (Climbing Attitude)
Règles 10, 11 et 12. Rayures inclinées dans des directions opposées. (Assiette cabrée)

- k. **Rule 11.** The scratch marks in Rule 10 will always proceed in a front-to-rear direction on each aircraft.
- k. **Règle 11.** Les rayures qui font l'objet de la règle 10 vont toujours de l'avant vers l'arrière sur chaque aéronef.
- l. **Rule 12.** If the scratch marks in Rule 10 proceed in a bottom-to-top direction, the aircraft collided in a nose-up attitude with respect to each other. (Figure 9-7) Conversely, if the scratch marks in Rule 10 proceed in a top-to-bottom direction, the aircraft collided in a nose-down attitude with respect to each other. (Figure 9-8)
- l. **Règle 12.** Si les rayures qui font l'objet de la règle 10 sont généralement dirigées du bas vers le haut, les aéronefs se sont heurtés dans une assiette relativement cabrée l'un par rapport à l'autre. (Figure 9-7) Inversement, si les rayures qui font l'objet de la règle 10 sont généralement dirigées du haut vers le bas, les aéronefs se sont heurtés dans une assiette relative de piqué l'un par rapport à l'autre. (Figure 9-8)

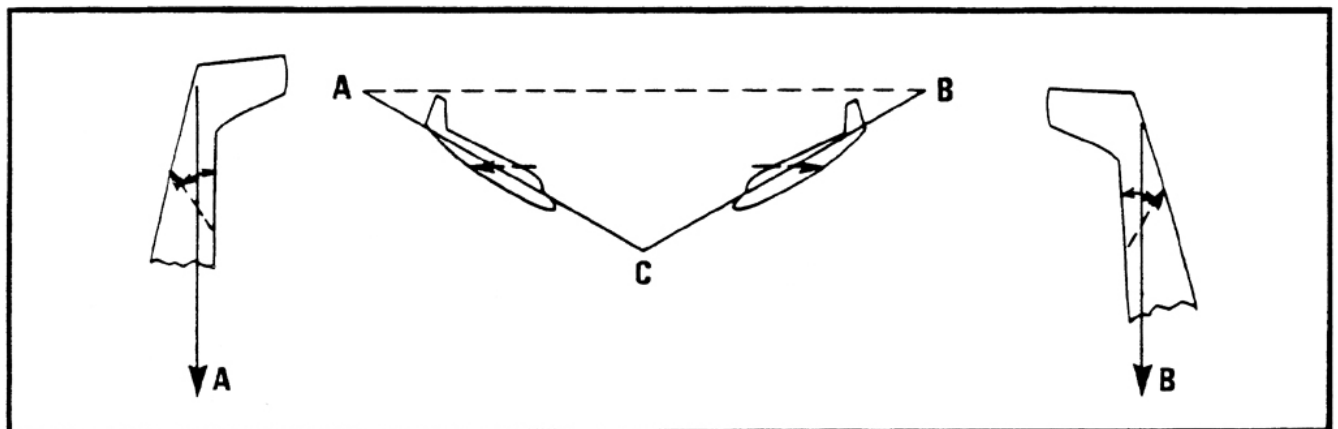


Figure 9-8 Rules 10, 11, and 12. Scratch Marks Sloping in Opposite Directions (Descending Attitude)
Règles 10, 11 et 12. Rayures inclinées dans des directions opposées. (Assiette de piqué)

- m. **Rule 13.** If the scratch marks slope in the same direction, then one aircraft overtook the other,
- m. **Règle 13.** Si les rayures sont inclinées dans la même direction, l'un des aéronefs a rejoint

and the larger angle between the longitudinal axis and the scratch mark is measured on the slower aircraft. The smaller angle is measured on the faster aircraft. (Figures 9-9 and 9-10)

l'autre, et l'aéronef le plus lent est celui sur lequel l'angle entre l'axe longitudinal et la rayure est le plus grand. L'aéronef le plus rapide est celui sur lequel l'angle est le plus petit. (Figures 9-9 et 9-10)

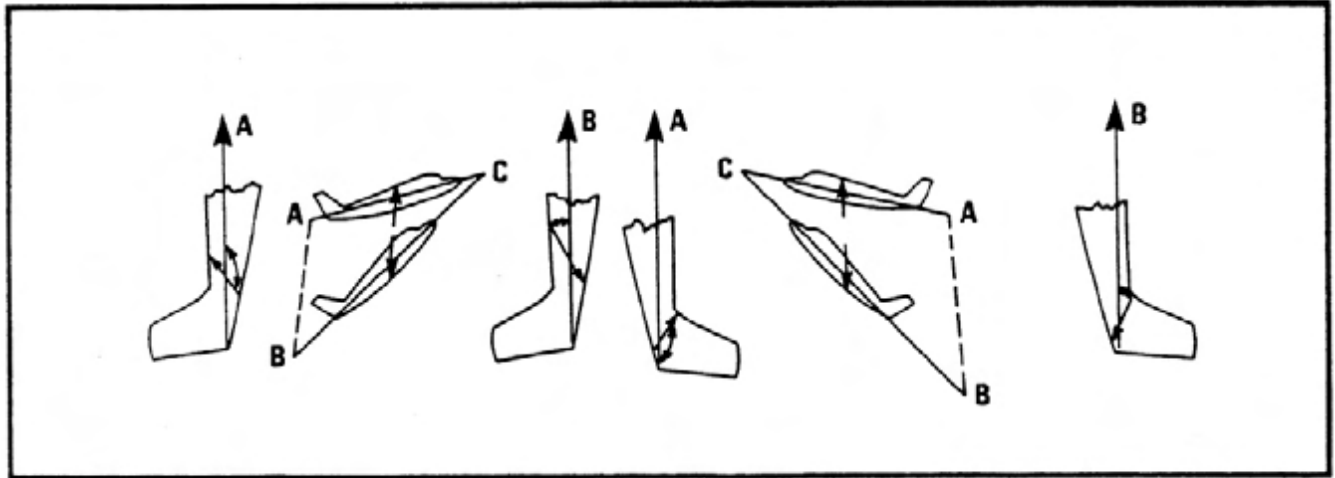


Figure 9-9 Rules 13, 14, and 15. Scratch Marks Sloping in the Same Direction (Faster Aircraft Below)
Règles 13, 14 et 15. Rayures inclinées dans la même direction. (Aéronef le plus rapide au-dessous)

- n. **Rule 14.** In all cases under Rule 13, the slower aircraft is the one having the scratch mark that was made in a rear-to-front direction. Conversely, the faster aircraft will have the scratch mark made in front-to-rear direction. (Figures 9-9 and 9-10)
- n. **Règle 14.** Dans tous les cas pour lesquels la règle 13 est applicable, l'aéronef le plus lent est celui dont les rayures vont de l'arrière vers l'avant. Inversement, l'aéronef le plus rapide est celui dont les rayures vont de l'avant vers l'arrière. (Figures 9-9 et 9-10)
- o. **Rule 15.** If the scratch marks on the slower aircraft also proceed in a bottom-to-top direction, then that aircraft was above the other. Conversely, if the scratch marks on the slower aircraft proceed in a top-to bottom direction, then that aircraft was beneath the other. (Figures 9-9 and 9-10)
- o. **Règle 15.** Si les rayures de l'aéronef le plus lent sont elles aussi, dirigées du bas vers le haut, cet aéronef se trouvait au-dessus de l'autre. Inversement, si les rayures de l'aéronef le plus lent vont du haut vers le bas, cet aéronef était au-dessous de l'autre. (Figures 9-9 et 9-10)

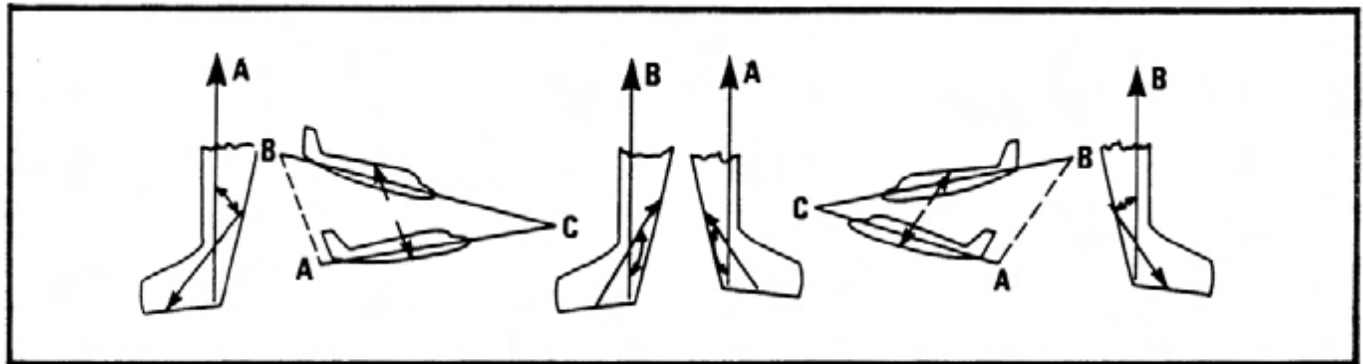


Figure 9-10 Rules 13, 14, and 15. Scratch Marks Sloping in the Same Direction (Faster Aircraft Above)
Règles 13, 14 et 15. Rayures inclinées dans la même direction. (Aéronef le plus rapide au-dessus)

p. **Rule 16.** If the sum of the scratch-mark angles is less than 90° , the collision angle is greater than 90° . (Figure 9-11)

p. **Règle 16.** Si la somme des angles est inférieure à 90° , l'angle d'abordage est obtus, soit supérieur à 90° . (Figure 9-11)

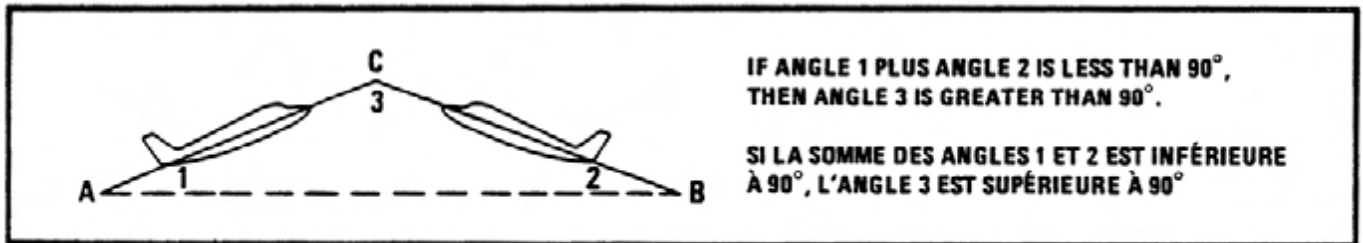


Figure 9-11 Rule 16. Sum of Scratch-mark Angles is Less Than 90°
Règle 16. La somme des angles est inférieure à 90°

q. **Rule 17.** If the sum of the scratch-mark angles is equal to 90° , then the collision angle is 90° . (Figure 9-12)

q. **Règle 17.** Si la somme des angles est égale à 90° , l'angle d'abordage est de 90° . (Figure 9-12)

r. **Rule 18.** If the sum of the scratch-mark angles is greater than 90° , the collision angle is less than 90° . (Figure 9-13)

r. **Règle 18.** Si la somme des angles est supérieure à 90° , l'angle d'abordage est aigu, soit inférieur à 90° . (Figure 9-13)

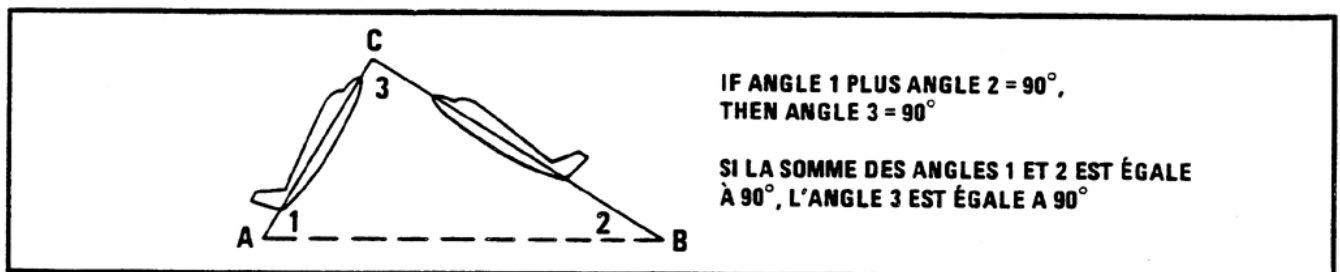


Figure 9-12 Rule 17. Sum of Scratch-mark Angles is Equal to 90°
Règle 17. La somme des angles est égale à 90°

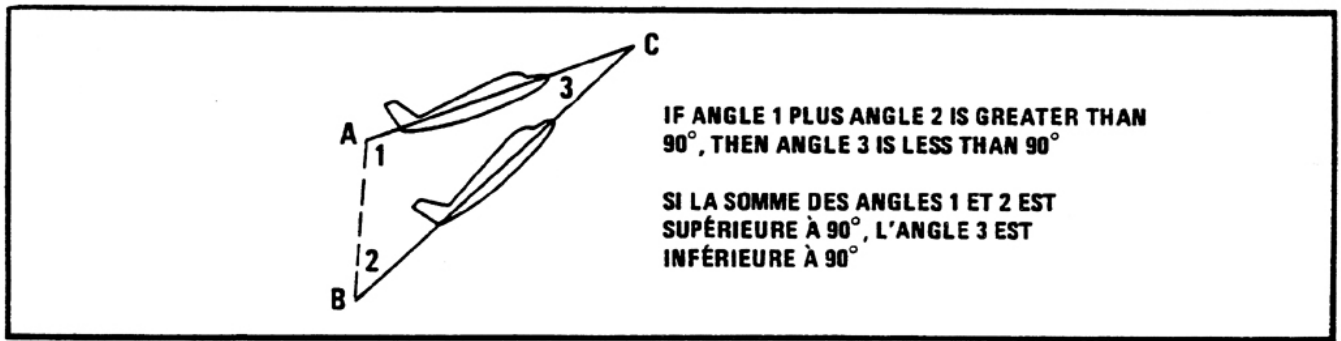


Figure 9-13 Rule 18. Sum of Scratch-mark Angles is Greater Than 90°
 Règle 18. La somme des angles est supérieure à 90°

s. **Rule 19.** If the scratch-mark angle on one aircraft is the same as the scratch-mark angle on the other, then the speeds of the two aircraft are the same. (Figure 9-14)

s. **Règle 19.** Si l'angle des rayures de l'un des aéronefs est identique à l'angle des rayures de l'autre aéronef, les vitesses des deux aéronefs sont les mêmes. (Figure 9-14)

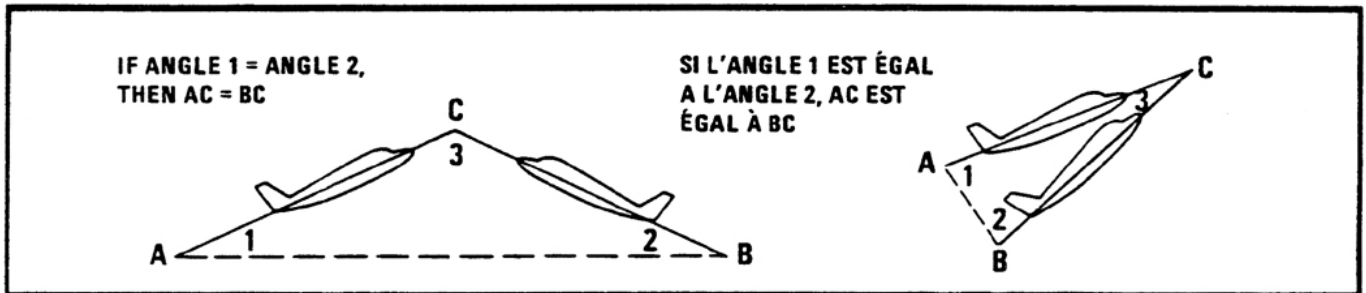


Figure 9-14 Rule 19. Scratch-mark Angles are the Same
 Règle 19. L'angle des rayures de l'un des aéronefs est identique à l'angle des rayures de l'autre aéronef

Triangle relationships

4. Certain formulas have been taken from trigonometry in order to solve the mathematical portions of scratch-mark investigations. The basic formula is the law of sine which is:

In any triangle, the sides are in the same ratio as the sine of the angles opposite them. (Figure 9-15)

$$\frac{AB}{\text{Sin of angle 3}} = \frac{AC}{\text{Sin of angle 2}} = \frac{BC}{\text{Sin of angle 1}}$$

Relations trigonométriques

4. Certaines formules trigonométriques permettent de résoudre les calculs mathématiques nécessaires aux enquêtes sur les rayures. La première formule est la règle des sinus qui s'énonce :

Dans un triangle quelconque, les côtés ont entre eux le même rapport que le sinus des angles qui leur sont opposés. (Figure 9-15)

$$\frac{AB}{\text{Sin de l'angle 3}} = \frac{AC}{\text{Sin de l'angle 2}} = \frac{BC}{\text{Sin de l'angle 1}}$$

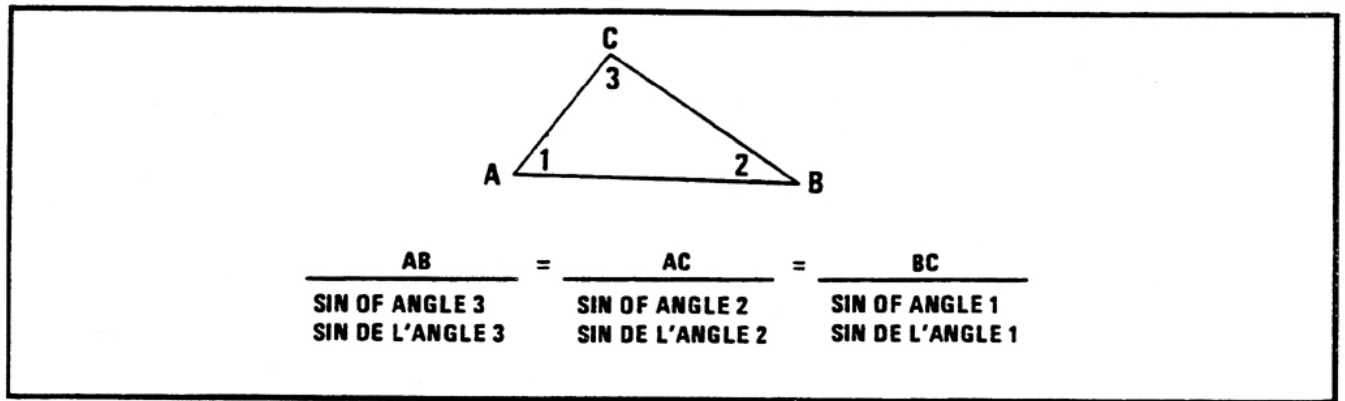


Figure 9-15 Sines
Règles des sinus

5. Since trigonometric tables do not show sine for angles greater than 90° , the following rule is provided:

$$\sin X = \sin (180^\circ - X)$$

In other words, sine of 125° is the same as sine of 35° . A trigonometric table is included in Chapter 10.

Graphic solution

6. A trigonometric solution will provide the most accurate results. However, when great accuracy is not needed, the graph in Figure 9-16 will provide a quicker method.

7. Sample problem:

a. Assume the following:

- (1) aircraft A was travelling at 100 knots;
- (2) the scratch mark on A was in a front-to-rear direction and measured 45° from the longitudinal axis;
- (3) the scratch mark on aircraft B was in a front-to-rear direction and measured 32° ;
- (4) the direction of the scratch marks tells us that the smaller angles are those measured (Rule 2); and

5. Comme les tables trigonométriques ne donnent pas la valeur du sinus pour les angles supérieurs à 90° , il faut connaître la règle suivante :

$$\sin X = \sin (180^\circ - X)$$

En d'autres termes, le sinus de 125° est le même que le sinus de 35° . Vous trouverez un tableau des relations trigonométriques au chapitre 10.

Solution graphique

6. En utilisant la trigonométrie pour résoudre les problèmes, on obtient des résultats plus précis. Toutefois, lorsqu'une précision extrême n'est pas nécessaire, l'abaque de la figure 9-16 permet d'obtenir plus rapidement la solution.

7. Problème type :

a. Envisageons le cas suivant :

- (1) l'aéronef A volait à 100 nœuds;
- (2) la rayure sur A va de l'avant vers l'arrière et faisait un angle de 45° avec l'axe longitudinal;
- (3) la rayure de l'aéronef B était dirigée de l'avant vers l'arrière et faisait un angle de 32° ;
- (4) la direction dans laquelle les rayures ont été faites nous indique que les angles à mesurer sont les plus petits (règle 2);

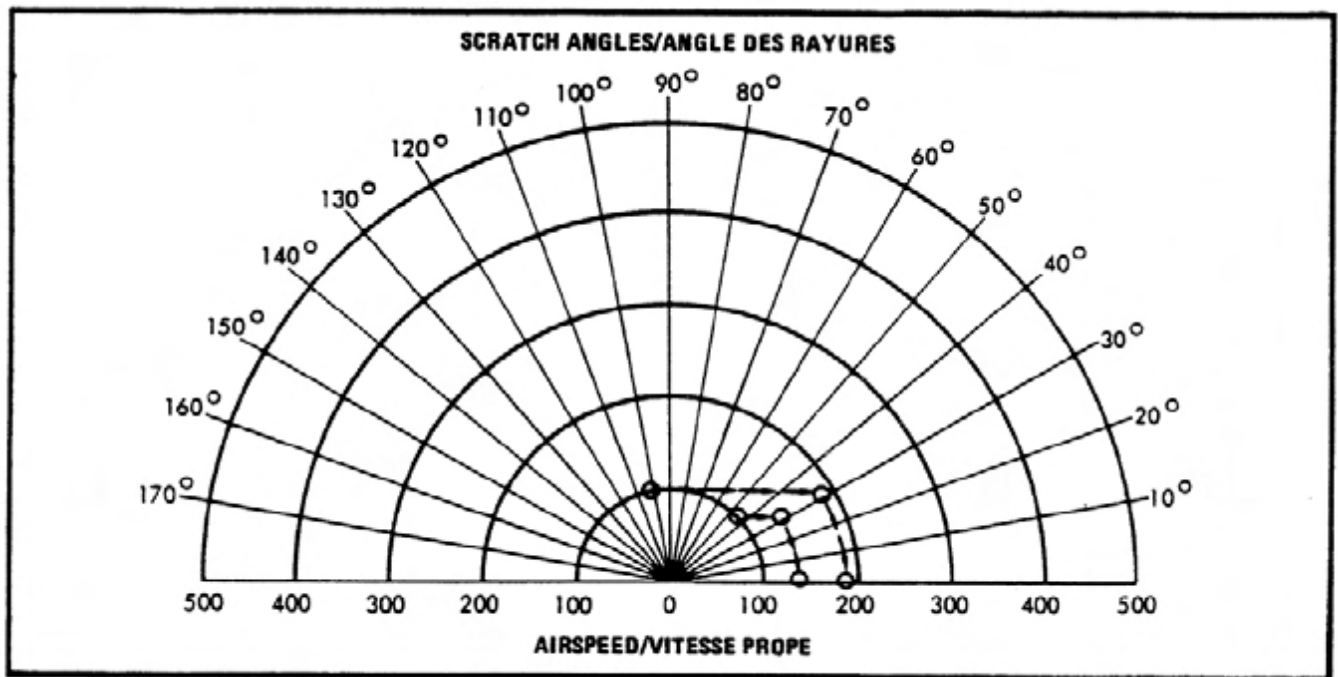


Figure 9-16 Scratch-mark Angles
Angles des rayures

- (5) both aircraft were at the same altitude before the collision.
- (5) les deux aéronefs étaient à la même altitude avant la collision.
- b. Deductions:
- b. Déductions :
- (1) since the sum of the scratch-mark angles add up to less than 90° , the aircraft collided at an obtuse angle, (Rule 5); and
- (1) comme la somme des angles des rayures est inférieure à 90° , les aéronefs se sont heurtés selon un angle obtus (règle 5);
- (2) since aircraft A had the larger scratch-mark angle of the two aircraft, it was slower (Rule 9).
- (2) comme l'aéronef A est celui pour lequel l'angle des rayures est le plus grand, cet aéronef est le plus lent (règle 9).
- c. Given:
- c. Acquis :
- (1) scratch-mark angle on aircraft A equals 45° ;
- (1) l'angle des rayures sur l'aéronef A est de 45° ;
- (2) scratch-mark angle on aircraft B equals 32° ; and
- (2) l'angle des rayures sur l'aéronef B est de 32° ;
- (3) airspeed of aircraft A is 100 knots.
- (3) la vitesse de l'aéronef A est de 100 nœuds.
- d. Find:
- d. Trouver :
- (1) collision angle;
- (1) l'angle d'abordage;
- (2) speed of aircraft B; and
- (2) la vitesse de l'aéronef B;

(3) closure speed.

e. Solution:

- (1) Collision angle: $180^\circ - (45^\circ + 32^\circ) = 103^\circ$,
- (2) Speed of aircraft B: Enter the graph (Figure 9-19) at 100 knots and proceed along the speed ring to 45° . Proceed horizontally to 32° , then along the speed ring to speed scale and read off 133 knots.
- (3) Closure speed: Enter the graph (Figure 9-19) at 100 knots and proceed to 103° (collision angle), then proceed horizontally to 32° (scratch-mark angle on B), then follow the speed ring to the speed scale and read off 184 knots.

(3) la vitesse de rapprochement.

e. Solution :

- (1) Angle d'abordage : $180^\circ - (45^\circ + 32^\circ) = 103^\circ$.
- (2) Vitesse de l'aéronef B : Entrer l'abaque (figure 9-16) au point 100 nœuds et suivre la courbe de vitesses jusqu'à 45° . Ensuite, tracer une ligne horizontale jusqu'au 32° . Suivre la courbe de vitesses et lire la vitesse obtenue, soit 133 nœuds.
- (3) Vitesse de rapprochement : Entrer l'abaque (figure 9-16) au point 100 nœuds et suivre la courbe de vitesses jusqu'à 103° (angle d'abordage). Puis tracer une ligne horizontale jusqu'au 32° (angle des rayures sur B). Suivre ensuite la courbe de vitesses et lire la vitesse obtenue, soit 184 nœuds.

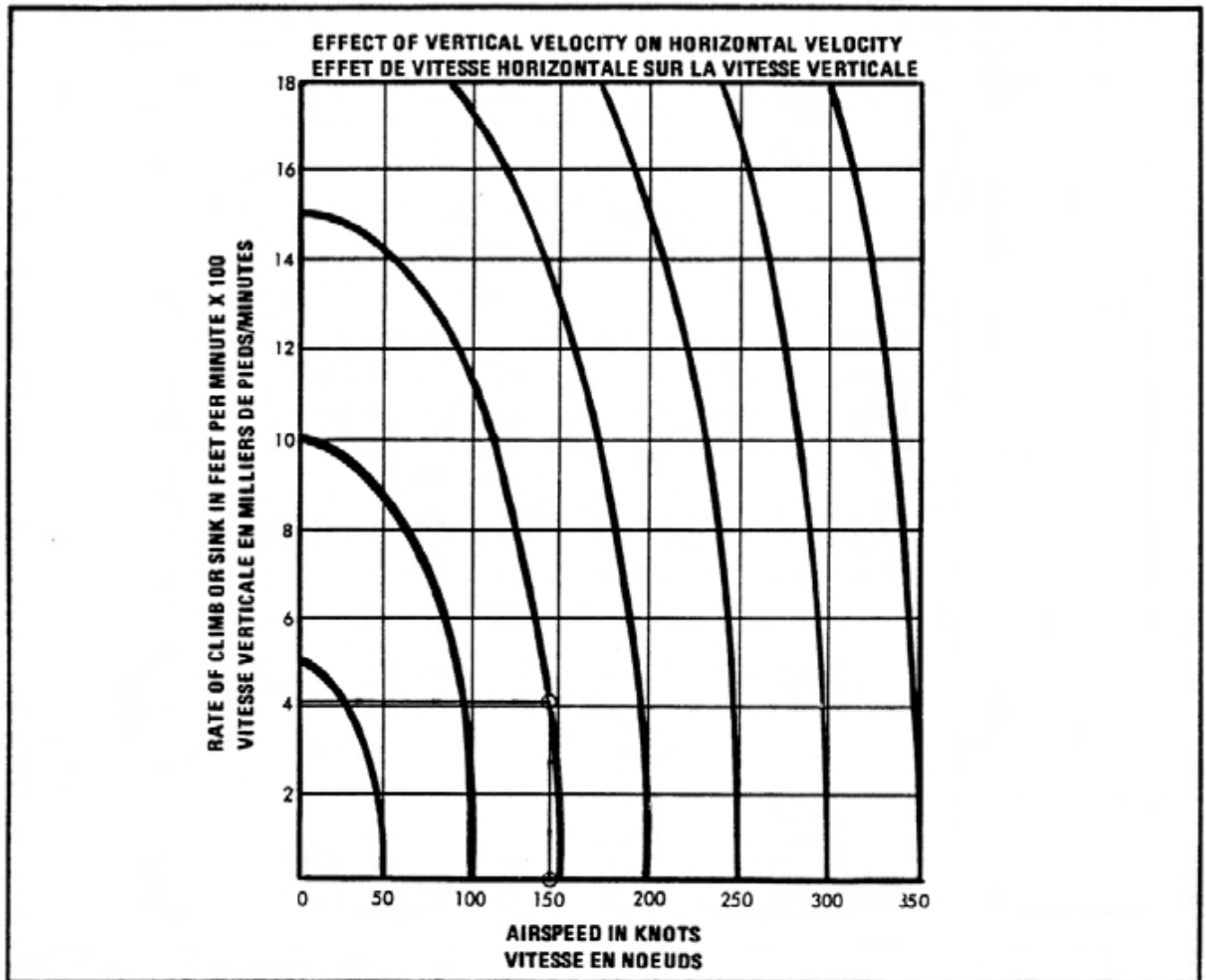


Figure 9-17 Effect of Vertical Velocity on Horizontal Velocity
Effet de la vitesse verticale sur la vitesse horizontale

Effect of vertical velocity on horizontal velocity

8. The graph in Figure 9-17 concerns the effect of vertical speed on horizontal speed. To use the graph, enter at the rate of climb (or sink), proceed horizontally to the curve of the airspeed of the aircraft (indicated or true), then proceed vertically, and read the horizontal airspeed component. In the sample illustrated, the aircraft is climbing at 4,000 feet per minute, and the indicated airspeed is 150 knots. The horizontal component is found to be about 146 knots. It is obvious that if the horizontal speed is known and the indicated or true airspeed is known, then the rate of climb may be found. In other words, if any two of the three factors are known the third may be found.

Effet de la vitesse verticale sur la vitesse horizontale

8. L'abaque de la figure 9-17 montre l'effet de la vitesse verticale sur la vitesse horizontale. Pour utiliser cet abaque, entrer au niveau de la vitesse verticale de montée (ou de descente), tracer une horizontale jusqu'à la courbe correspondant à la vitesse (indiquée ou vraie) de l'aéronef, puis une verticale et lire la composante horizontale de la vitesse. Dans l'exemple donné, l'aéronef a une vitesse ascensionnelle de 4 000 pieds par minute et la vitesse indiquée est de 150 nœuds. On constate que la composante horizontale est d'environ 146 nœuds. Il est évident que, si l'on connaît la vitesse horizontale et la vitesse indiquée ou la vitesse vraie, on peut calculer la vitesse verticale. En d'autres termes, si

l'on connaît deux des trois facteurs, il est possible de déterminer le troisième en utilisant l'abaque.

Sample problem involving simultaneous horizontal and vertical movement

9. Known facts about aircraft A:
- From the ground speed computed from the times over two known radio fixes, the true airspeed along a horizontal path was found to be 100 knots.
 - The reported altitude between the same two fixes established a rate of climb of 600 feet per minute.
 - A scratch mark, which proceeded in a forward and inboard direction, was found on the upper right wing of the aircraft making an angle of 60° with the longitudinal axis. Small pieces of metal were missing in a few places along the scratch mark, leaving holes in the skin.
 - Scratch marks, which proceeded in a forward and down direction, were found on the right side of the fuselage making an angle of 20° with the longitudinal axis.
10. Known facts about aircraft B
- Scratch marks were found on the underside of the left wing and proceeded in an aft and inboard direction making an angle of 45° with the longitudinal axis. Pieces of metal which matched the holes on the right wing of aircraft A were found still attached to the rivet heads along the scratch marks.
 - Scratch marks were found on the left side of the fuselage and proceeded in an aft and upward direction making an angle of 9° with the longitudinal axis.
11. Solution:
- The manner in which the two aircraft came together will determine the speed of aircraft B, and whether it was climbing, descending or level.
 - Examine the scratch marks, and construct a

Exemple de problème de déplacement simultané dans le plan horizontal et vertical

9. Faits établis concernant l'avion A :
- D'après la vitesse-sol calculée au moyen des heures de passage à la verticale de deux repères radio connus, on sait que la vitesse vraie dans la trajectoire horizontale était de 100 nœuds.
 - L'altitude signalée entre les deux points de repères ci-dessus a permis de déterminer que la vitesse ascensionnelle était de 600 pieds/minute.
 - Une rayure a été relevée sur l'extrados de l'aile droite de l'avion, cette rayure était dirigée vers l'avant et vers l'axe du fuselage, faisant un angle de 60° avec l'axe longitudinal. De petits morceaux de métal manquaient à quelques endroits de la rayure, créant des trous dans le revêtement.
 - Des rayures ont été constatées sur le côté droit du fuselage; ces rayures étaient dirigées vers l'avant et vers le bas, sous un angle de 20° avec l'axe longitudinal.
10. Faits établis concernant l'avion B :
- Des rayures ont été relevées sur l'intrados de l'aile gauche; ces rayures étaient dirigées vers l'arrière et vers l'axe du fuselage sous un angle de 45° avec l'axe longitudinal. Des morceaux de métal correspondant aux trous de l'aile droite de l'avion A ont été retrouvés sur les têtes des rivets, le long des rayures.
 - Des rayures ont été relevées sur le côté gauche du fuselage; ces rayures étaient dirigées vers l'arrière et vers le haut sous un angle de 9° avec l'axe longitudinal.
11. Solution :
- La manière dont les avions se sont abordés nous permet de déterminer la vitesse de l'avion B, s'il était en montée, en descente ou en palier.
 - Étudier les rayures et construire un dessin de

drawing of their relationship. See Figures 9-18 and 9-19.

leurs positions relatives. Voir les figures 9-18 et 9-19.

- c. From Rule 4 it may be determined that aircraft A was the slower aircraft; aircraft B overtook it, and aircraft B approached aircraft A from the right wing. The angle of 45° is the scratch-mark angle to be used on aircraft B whereas the angle of 120° is the scratch-mark angle to be used on aircraft A.

- c. En utilisant la règle 4, on peut déterminer que l'avion A était le plus lent; il a été rejoint par l'avion B et celui-ci s'est approché de l'avion A par la droite. L'angle de 45° est l'angle à utiliser pour l'avion B, tandis que 120° est l'angle à utiliser pour l'avion A.

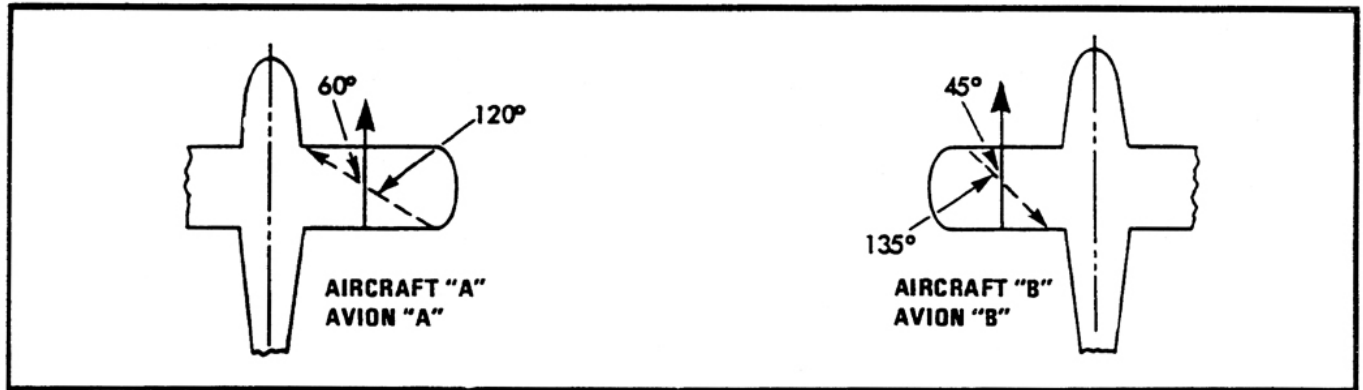


Figure 9-18 Horizontal Scratch Marks
Rayures horizontales

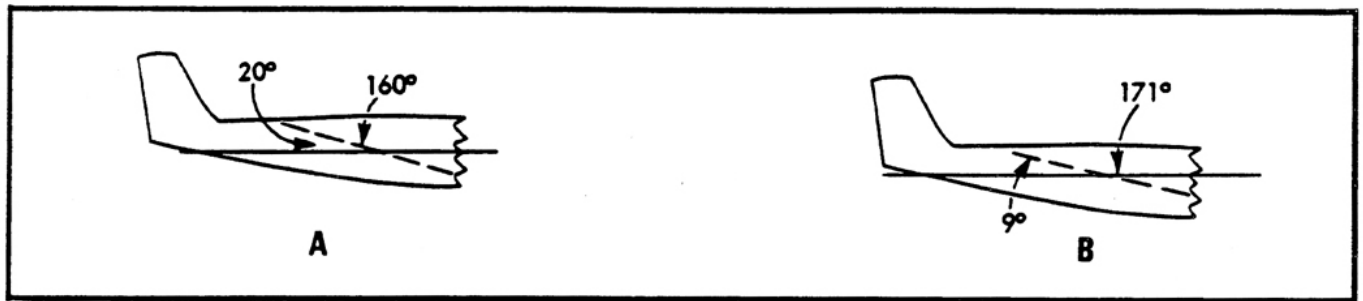


Figure 9-19 Vertical Scratch Marks
Rayures verticales

- d. From Rules 13, 14, and 15, it may be concluded that aircraft A was the slower aircraft, and that relatively, aircraft B was above aircraft A. The angle of 160° on aircraft B should be used. It is not yet known whether or not aircraft B was descending or level. We do know from the facts that aircraft A was climbing, and by consulting the graph in Figure 9-17 we can determine that its true airspeed was 100.2 knots.
- e. Construct a horizontal drawing of the position collision path. See Figure 9-20. In triangle ABC, A is the slower aircraft, B the faster, and C the

- d. Les règles 13, 14 et 15 permettent de déterminer que l'avion A était le plus lent et que, relativement, l'avion B était au-dessus de l'avion A. Il faut utiliser l'angle de 160° pour l'avion B. On ne sait pas encore si l'avion B descendait ou était en palier. Nous savons d'après les faits constatés que l'avion A montait et, en consultant l'abaque (figure 9-17), nous pouvons déterminer sa vitesse vraie qui était de 100,2 nœuds.
- e. Construire le dessin des trajectoires probables d'abordage dans le plan horizontal. Voir la figure 9-20. Dans le triangle ABC, A est

point of collision. Add the known facts such as the known speeds and scratch-marks angles. Solve the triangle to determine the horizontal collision angle, the horizontal speed of aircraft B, and the closure speed of the two aircraft (line AB). Collision angle: angle C = $180^\circ - (120^\circ + 45^\circ) = 15^\circ$.

l'avion le plus lent, B l'avion le plus rapide et C le point d'abordage. Inscrive les faits connus, par exemple les vitesses connues et les angles des rayures. Calculer le triangle pour déterminer l'angle d'abordage dans le plan horizontal, la vitesse de l'avion B dans le plan horizontal et la vitesse de rapprochement des deux avions (droite AB). Angle d'abordage : Angle C = $180^\circ - (120^\circ + 45^\circ) = 15^\circ$.

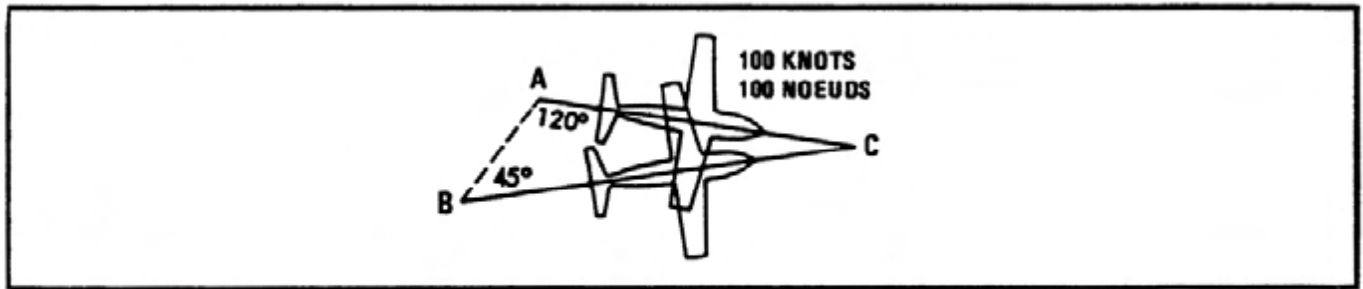


Figure 9-20 Position Collision Path (Horizontal)
Trajectoires d'abordage (Plan horizontal)

- f. Speed of aircraft B: Using the graph in Figure 9-16, the speed of aircraft B is found to be 122 knots and the closure rate is 36 knots.
- g. Using the same triangle as in Figure 9-20 bisect angle C and construct as in Figure 9-21. This is for the purpose of determining the vertical aspects. Label with the facts known and computed so far, e.g., speed of A = 100 knots, speed of B = 122 knots and collision angle C = 15° .

- f. Vitesse de l'avion B : En utilisant l'abaque de la figure 9-16, on trouve que la vitesse de l'avion B est de 122 nœuds et que la vitesse de rapprochement est de 36 nœuds.
- g. En utilisant le même triangle qu'à la figure 9-20, tracer la bissectrice de l'angle C et effectuer la même construction que sur la figure 9-21, ce qui permet de déterminer les éléments dans le plan vertical. Inscrive les faits connus ou déjà calculés, autrement dit la vitesse de A = 100 nœuds, la vitesse B = 122 nœuds et l'angle d'abordage C = 15° .

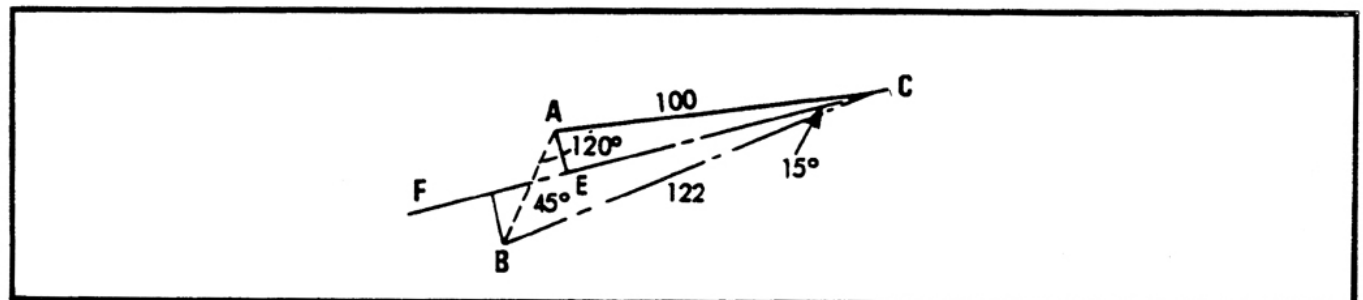


Figure 9-21 Position Collision Path with Angle C Bisected
Trajectoires d'abordage avec la bissectrice de l'angle C

- h. If the drawing is made to scale, then the length of the lines CE and CF may be measured and

- h. Si le dessin est fait à l'échelle, on peut mesurer les longueurs des droites CE et CF et les

converted to speeds. Alternatively:

- (1) Line CE: Since angle C is bisected, half the angle of 15° is 7.5° .

$$\cos 7.5^\circ = \frac{CE}{100}$$

$$.991 = \frac{CE}{100}$$

$$CE = 99.1 \text{ knots}$$

- (2) Line CF: In a similar manner line CF is found to be 120.9 knots.

- i. Now the vertical triangle may be drawn and solved. (Figure 9-22)

transformer en vitesse. Autrement :

- (1) Droite CE : Comme on a tracé la bissectrice de l'angle C, la moitié de l'angle 15° est $7,5^\circ$.

$$\cos 7.5^\circ = \frac{CE}{100}$$

$$0,991 = \frac{CE}{100}$$

$$CE = 99,1 \text{ nœuds}$$

- (2) Droite CF : En procédant de la même manière, on calcule que la ligne CF correspond à 120,9 nœuds.

- i. Il est maintenant possible de tracer et de calculer le triangle vertical. (Figure 9-22)

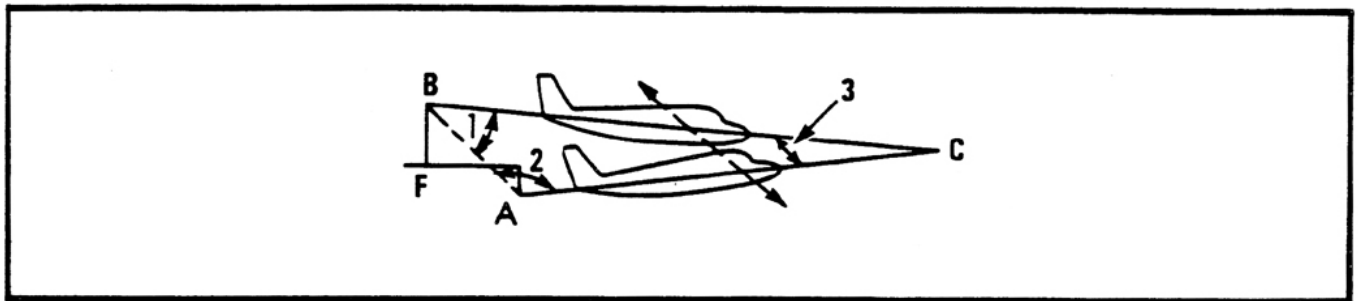


Figure 9-22 Vertical Triangle Solved
Résolution du triangle vertical

- j. The following is now known (Figure 9-21):

- (1) CE equals 99 knots;
- (2) CF equals 121 knots;
- (3) angle 1 (scratch-mark angle on B) equals 9° ;
- (4) angle 2 (scratch-mark angle on A) equals 160° ;
- (5) rate of climb of aircraft A is 600 feet per minute. This is represented by the line AE. The rate of climb of aircraft B is unknown, but would be represented by line BF;
- (6) collision angle C equals $180^\circ - (160^\circ + 9^\circ) =$

- j. Nous connaissons maintenant les éléments suivants (Figure 9-21) :

- (1) EC = 99 nœuds;
- (2) CF = 121 nœuds;
- (3) angle 1 (angle des rayures de B) = 9° ;
- (4) angle 2 (angle des rayures de A) = 160° ;
- (5) la vitesse ascensionnelle de l'avion A est de 600 pieds/minute. Sur le dessin, cette vitesse est représentée par la droite AE. La vitesse ascensionnelle de l'avion B est inconnue, mais elle serait représentée par la droite BF;
- (6) l'angle d'abordage C = $180^\circ - (160^\circ +$

11°;

- (7) from the graph, Figure 9-17, which deals with the effect of rate of climb on horizontal speed, the speed of line AC is found to be 99.5 knots;
- (8) from the scratch-mark angles graph (Figure 9-16), the speed of line BC is 122 knots;
- (9) the rate of closure, line AB is 68 knots; (Figure 9-16)
- (10) from the graph in Figure 9-17, or mathematically, the rate of sink of aircraft B may now be determined since we know the horizontal speed CF and the descending speed BC. It is 1800 feet per minute;
- (11) from the graph in Figure 9-17, the true airspeed of aircraft B may now be determined by comparing the rate of climb (1800 feet per minute) with 122 knots horizontal speed. The airspeed is found to be 123.3 knots.

k. In summary:

- (1) Aircraft A has a true airspeed of 100.2 knots and a rate of climb of 600 feet per minute.
- (2) Aircraft B has a true airspeed of 123.3 knots and a rate of descent of 1,800 feet per minute.
- (3) Position of aircraft B as viewed from aircraft A: 120° to the right and 160° high (above and to the right rear).
- (4) Position of aircraft A as viewed from aircraft B: 45° to the left and 9° low.
- (5) Collision angles: 15° horizontally and 11° vertically.
- (6) Rates of closure: horizontally = 36 knots,

9°) = 11°;

- (7) En utilisant l'abaque de la figure 9-17, qui donne l'effet de la vitesse verticale sur la vitesse horizontale, on peut déterminer la vitesse correspondant à la droite AC. Cette vitesse est 99,5 nœuds;
- (8) en utilisant l'abaque de la figure 9-16, nous pouvons déterminer la vitesse correspondant à la droite BC. Cette vitesse est 122 nœuds;
- (9) la vitesse de rapprochement, droite AB, est 68 nœuds; (Figure 9-16)
- (10) en utilisant l'abaque de la figure 9-17 ou en effectuant le calcul mathématique, on peut déterminer la vitesse verticale de descente de l'avion B, puisque nous connaissons la vitesse horizontale CF et la vitesse de descente BC. Le calcul montre que cette vitesse est 1,800 pieds/minute;
- (11) en utilisant l'abaque de la figure 9-17, on peut maintenant déterminer la vitesse vraie de l'avion B au moyen du rapport entre la vitesse verticale de descente (1,800 pieds/ minute) et la vitesse horizontale 122 nœuds. On constate que la vitesse est 123,3 nœuds.

k. En résumé :

- (1) l'avion A se déplace à une vitesse vraie de 100,2 nœuds et une vitesse ascensionnelle de 600 pieds/minute.
- (2) L'avion B a une vitesse vraie de 123,3 nœuds et une vitesse de descente de 1,800 pieds/minute.
- (3) Position de l'avion B, vue de l'avion A : 120° à droite et 160° au-dessus (au-dessus et à droite vers l'arrière).
- (4) Position de l'avion A, vu de l'avion B : 45° à gauche et 9° au-dessous.
- (5) Angle d'abordage : 15° horizontalement et 11° verticalement.
- (6) Vitesse de rapprochement : horizontale =

vertically = 68 knots.

- (7) Resultant closure rate = 43 knots (this is found by comparing the horizontal closure rate with the combined rates of climb).

1. Conclusions:

- (1) Since aircraft A was a high-wing monoplane type, the pilot or other occupants could not have seen the approaching aircraft B. An examination of the scale drawings reveals that the pilot could not have seen aircraft B; however, the occupant of the right rear seat could have seen aircraft B if he had the occasion to look to the rear and upwards.
- (2) The pilot of aircraft B by looking to the left and slightly down should have easily seen aircraft A provided there was good visibility. Since the resultant closure rate was found to be 43 knots, the aircraft would have been 0.7 nautical miles apart one minute before the collision or 1.4 nautical miles apart two minutes before the collision.

Summary

12. It is obvious that two aircraft will not necessarily follow unswerving straight lines for an indefinite period and ultimately collide. Scratch marks only reveal the relative positions at, and just prior to, impact; therefore, the information from scratch marks must be considered with other facts learned during the investigation

13. In the treatment of the problems, certain factors have been omitted. It is recognized that all aircraft do not climb or descend along a path parallel to the longitudinal axis. This is a function of angle of attack (flaps, speed, weight, etc.); therefore, at large angles of attack, the relationship of the longitudinal axis to the flight path must be considered and a correction applied to the scratch angle. Similarly, yaw has not been considered. Corrections should be applied in such cases as multi-engine aircraft with one engine feathered.

36 nœuds, verticale = 68 nœuds.

- (7) Vitesse résultante de rapprochement = 43 nœuds (cette vitesse se calcule au moyen de la vitesse horizontale de rapprochement et des vitesses ascensionnelles combinées).

1. Conclusions .

- (1) Comme l'avion A est un monoplane à aile haute, le pilote ou les autres occupants n'ont pas pu voir l'avion B qui s'approchait. En examinant un dessin à l'échelle on constate que le pilote ne pouvait pas voir l'avion B. Toutefois, l'occupant du siège arrière droit aurait pu voir l'avion B en regardant vers l'arrière et vers le haut.
- (2) Le pilote de l'avion B, s'il avait regardé à gauche et légèrement vers le bas, aurait facilement pu voir l'avion A si les conditions météorologiques permettaient une bonne visibilité. Comme il a été calculé que la vitesse de rapprochement était 43 nœuds, les avions étaient séparés de 0,7 mille nautique une minute avant l'abordage et de 1.4 milles nautiques deux minutes avant l'abordage.

Résumé

12. Il est évident que deux avions ne suivent pas obligatoirement des lignes droites pendant un temps indéfini pour finalement s'aborder. Les rayures révèlent les positions relatives des deux avions au moment de l'impact et immédiatement avant l'impact. Par conséquent, la seule manière de déterminer le déroulement des faits consiste à étudier les rayures, en tenant compte des autres éléments révélés pendant l'enquête.

13. Dans l'étude des problèmes, certains facteurs ont été omis. Par exemple, il est certain que tous les aéronefs ne montent pas ou ne descendent pas selon une trajectoire parallèle à leur axe longitudinal. L'angle d'attaque dépend du braquage des volets, de la vitesse, de la masse, etc. Par conséquent, aux grands angles d'attaque, il faut tenir compte de l'angle entre l'axe longitudinal et la trajectoire et appliquer une correction à l'angle des rayures. De même, il n'a pas été tenu compte des mouvements de lacet. Il convient d'appliquer cette correction dans le

cas d'avions multimoteurs sur lesquels une hélice est en drapeau.

14. It is suggested that sketches be made to clarify each step of the solution as it is performed. A recommended step-by-step procedure follows:

- a. Determine whether or not one aircraft overtook the other or whether collision was the head-on type as follows:
 - (1) Either place a scratched piece from one aircraft beside the scratched piece from the other aircraft or simulate by a drawing.
 - (2) Place the pieces in such a position that the longitudinal axis of one aircraft is parallel to the longitudinal axis of the other. Now view both pieces as though they were viewed from the rear toward the nose of both aircraft.
 - (3) If one scratch mark slants to the left and the other to the right, then the aircraft approached in a head-on manner and the collision angle was obtuse; therefore, measure the smaller angle between the longitudinal axis and the scratch mark on each aircraft. (See rules 2 and 5)
 - (4) If both scratch marks slant to the left, one aircraft overtook the other with the faster aircraft being to the right of the slower. (See rule 4, and the top illustration in Figure 9-2.)
 - (5) If both scratch marks slant to the right, one aircraft overtook the other with the faster aircraft to the left of the slower. (See rule 4, and the bottom illustration in Figure 9-2.)
 - (6) In both 4 and 5, measure the larger angle between the longitudinal axis and the scratch mark on the slower aircraft, and the small angle on the faster aircraft. (rule 4). The slower aircraft is the one on which the scratch mark was made in a forward direction.(rule 4).

14. Il est suggéré d'éclairer chaque phase de la solution à l'aide d'un croquis. On trouvera ci-dessous la description d'une méthode par phases successives :

- a. Déterminer si l'un des aéronefs a, ou non, rejoint l'autre ou si l'abordage a été frontal comme suit :
 - (1) Placer un morceau rayé de l'un des aéronefs à côté du morceau rayé correspondant de l'autre aéronef ou faire le croquis correspondant.
 - (2) Disposer les pièces dans une position telle que l'axe longitudinal de l'un des aéronefs soit parallèle à l'axe longitudinal de l'autre. Regarder ensuite les deux morceaux comme si on regardait de l'arrière vers l'avant du fuselage des deux aéronefs.
 - (3) Si l'une des rayures est inclinée vers la gauche et l'autre vers la droite, les aéronefs sont venus à la rencontre l'un de l'autre et l'angle d'abordage était obtus. Dans ce cas, mesurer l'angle le plus petit entre l'axe longitudinal et la rayure de chaque aéronef. (Voir règles 2 et 5)
 - (4) Si les deux rayures sont inclinées vers la gauche, l'un des aéronefs a rejoint l'autre, l'aéronef le plus rapide étant à droite du plus lent. (Voir règle 4 et croquis supérieur de la figure 9-2.)
 - (5) Si les deux rayures sont inclinées vers la droite, l'un des aéronefs a rejoint l'autre et l'aéronef le plus rapide était à gauche du plus lent. (Voir règle 4 et croquis inférieur de la figure 9-2.)
 - (6) Dans les deux cas 4 et 5 ci-dessus, mesurer les plus grands des angles entre l'axe longitudinal et la rayure sur l'aéronef le plus lent, et le plus petit des angles sur l'aéronef le plus rapide (règle 4). L'aéronef le plus lent est celui sur lequel la rayure est dirigée vers l'avant (règle 4).

- b. Draw the triangles as described in the sample problem, preferably to scale.
- c. Solve either mathematically or by using the graphs.

Section 2 – In-flight Break-up

General

15. In-flight structural separations are usually the result of metal fatigue, improper design, aerodynamic overloading, or a combination of these.
16. In determining the sequence of events, separations must be specified as to which is primary, secondary, etc. For example, consider a single rotor helicopter in which a pitch link broke on one blade – the primary separation. The rotor blade then cut off the tail boom – a secondary separation. The tail rotor then fell to the ground, and a blade broke in an area where a fatigue crack was present – the tertiary break in the sequence. Although the cause of the fatigue must be determined, it must be placed in its proper perspective relative to the entire break-up sequence.
17. An aircraft in-flight break-up is caused by incompatibility between the applied aerodynamic load and the load sustaining capabilities of the structure.

Analysis

18. The normal aerodynamic loading of an aircraft must be understood before an analysis can be done. An aircraft rotates around the center of gravity (CG), which is located close to the quarter chord point of the mean aerodynamic chord. The CG in Figure 9-23 may be assumed to be in the center of the aircraft. The arrow under the nose represents the weight of all items ahead of the CG, and the arrow under the aft fuselage represents the weight of all items aft of the CG. The sum of the moments of these two forces will result in a nose down pitch. This is balanced by a download on the tail.

- b. Tracer les triangles de la manière décrite dans l'exemple de problème; de préférence, à l'échelle.
- c. Résoudre le problème soit par calcul mathématique, soit par utilisation des abaques.

Section 2 – Désintégration en vol

Généralités

15. Une rupture de cellule en vol est habituellement provoquée par la fatigue du métal, une erreur de conception, des charges aérodynamiques excessives ou une combinaison de ces facteurs.
16. Pour déterminer la séquence de désintégration, il faut préciser quelles ont été les ruptures ou dislocations primaires, secondaires, etc. Par exemple, imaginons que sur un hélicoptère à un seul rotor, une biellette de commande de pas de l'une des pales cède : c'est la rupture primaire. La pale du rotor cisaille ensuite la poutre de l'empennage : c'est une rupture secondaire. Le rotor d'empennage s'écrase alors au sol et une pale se brise en un point où existait déjà une crique de fatigue : il s'agit d'une rupture tertiaire, si l'on considère les phases successives de l'accident. Il faut certes rechercher avec soin la cause de cette zone de fatigue, mais il faut aussi classer cet élément dans l'ordre voulu par rapport à la succession des phases de désintégration.
17. La désintégration en vol d'un aéronef est due à une incompatibilité entre les charges aérodynamiques appliquées et la résistance de la structure.

Analyses

18. Pour pouvoir analyser un cas de désintégration en vol, il faut d'abord comprendre clairement comment se répartissent en configuration normale les charges aérodynamiques sur un avion. L'avion pivote autour de son centre de gravité (CG) qui se situe au quart avant de la ligne de corde moyenne de l'aile. Sur la figure 9-23, on peut admettre que le CG est au centre de l'aéronef. La flèche placée sous la partie avant représente la masse de tous les éléments à l'avant du CG. La flèche placée sous l'arrière du fuselage représente la masse de tous les éléments en arrière du centre de gravité. La somme des moments de ces deux forces produit une assiette de piqué. À cela s'oppose une charge

vers le bas qui s'exerce sur l'empennage.

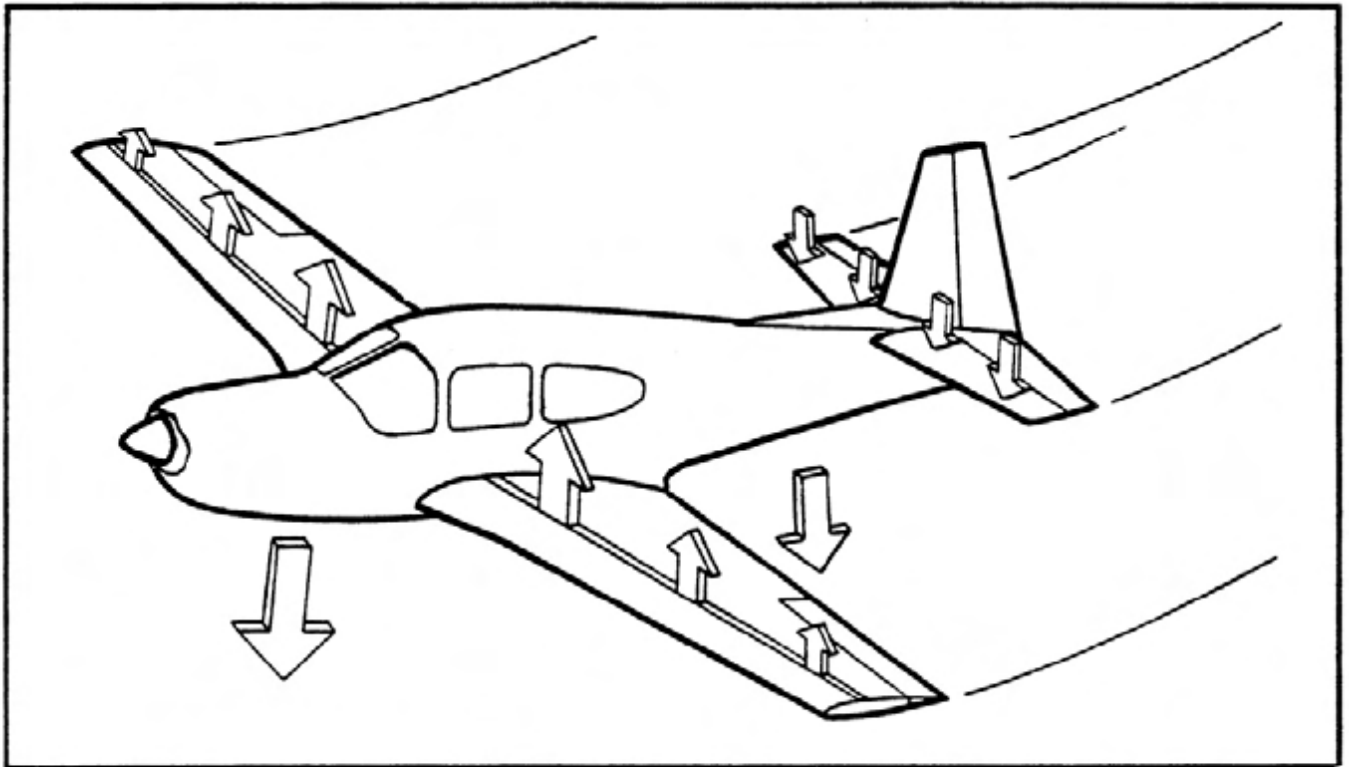


Figure 9-23 Loading Applied to the Wings, Horizontal Tail, and Fuselage Under a Positive "g" Flight Regime, Regardless of the Aircraft Attitude
Schéma montrant les forces qui s'exercent sur la voilure, l'empennage horizontal et le fuselage, en vol avec facteur de charge positif, quelle que soit l'assiette de l'avion

19. The two large arrows under the aircraft represent the total weight of the aircraft multiplied by the existing load factor. These downward forces, plus the download on the horizontal tail, represent the total down force, and this in turn is balanced by the lift of the wing.

20. In aircraft with cambered airfoils, the nose down pitching moment increases as the square of the velocity. This requires a larger download on the tail. This download capability of the tail is easily acquired, since it also reacts to the square of the velocity.

21. In accelerated flight, the top skin of the horizontal stabilizer is under a tensile stress with the corresponding compressive stress on the bottom. The wing in supporting high "g" loads is deflected upward, and there is tensile stress on the bottom skin surfaces and compressive stresses on the top skin surfaces.

19. Les deux grandes flèches dessinées sous l'avion représentent la masse totale de l'avion, multipliée par le facteur de charge existant. Ces forces s'exerçant vers le bas, augmentées de la force qui s'exerce sur l'empennage horizontal, représentent la force totale qui s'exerce vers le bas; celle-ci doit être équilibrée par la portance de la voilure.

20. Si le profil de la voilure présente une courbure, le moment de tangage en piqué augmente comme le carré de la vitesse. Il faut donc également que s'exerce sur l'empennage une force plus élevée vers le bas. Ce résultat est facile à obtenir, car la réaction de l'empennage varie également comme le carré de la vitesse.

21. Lors d'accélération en vol, l'extrados du stabilisateur est soumis à des efforts de traction, tandis que des contraintes de compression s'exercent sur l'intrados. La voilure, qui contrebalance des forces d'inertie élevées, est fléchie vers le haut et des efforts s'exercent en traction sur l'intrados et en compression sur l'extrados.

22. Since the fuselage is supported in the area of the CG, there is a maximum bending moment at the CG. This places the top of the fuselage (above the neutral axis) in a tensile stress and, therefore, the bottom of the fuselage is under a compressive stress.

23. If the "g" loading becomes sufficiently high the fuselage could break for it must be visualized as a bending beam supported only at the wing. Fuselage breaking is rather uncommon in medium-to-small size aircraft; however, it has occurred in large transport and bomber-type aircraft.

22. Comme le fuselage est soutenu au voisinage du CG, le moment de flexion est maximal à celui-ci. Par suite, la partie supérieure du fuselage (au-dessus de l'axe neutre) travaille en traction et la partie inférieure en compression.

23. Lorsque les forces d'inertie deviennent suffisamment élevées, le fuselage peut céder, car il faut le considérer comme une poutre travaillant en flexion avec un seul support au niveau de l'aile. Les ruptures de fuselage sont assez rares dans les avions de petit à moyen tonnage; mais le cas s'est déjà produit sur les gros avions de transports et sur les bombardiers.

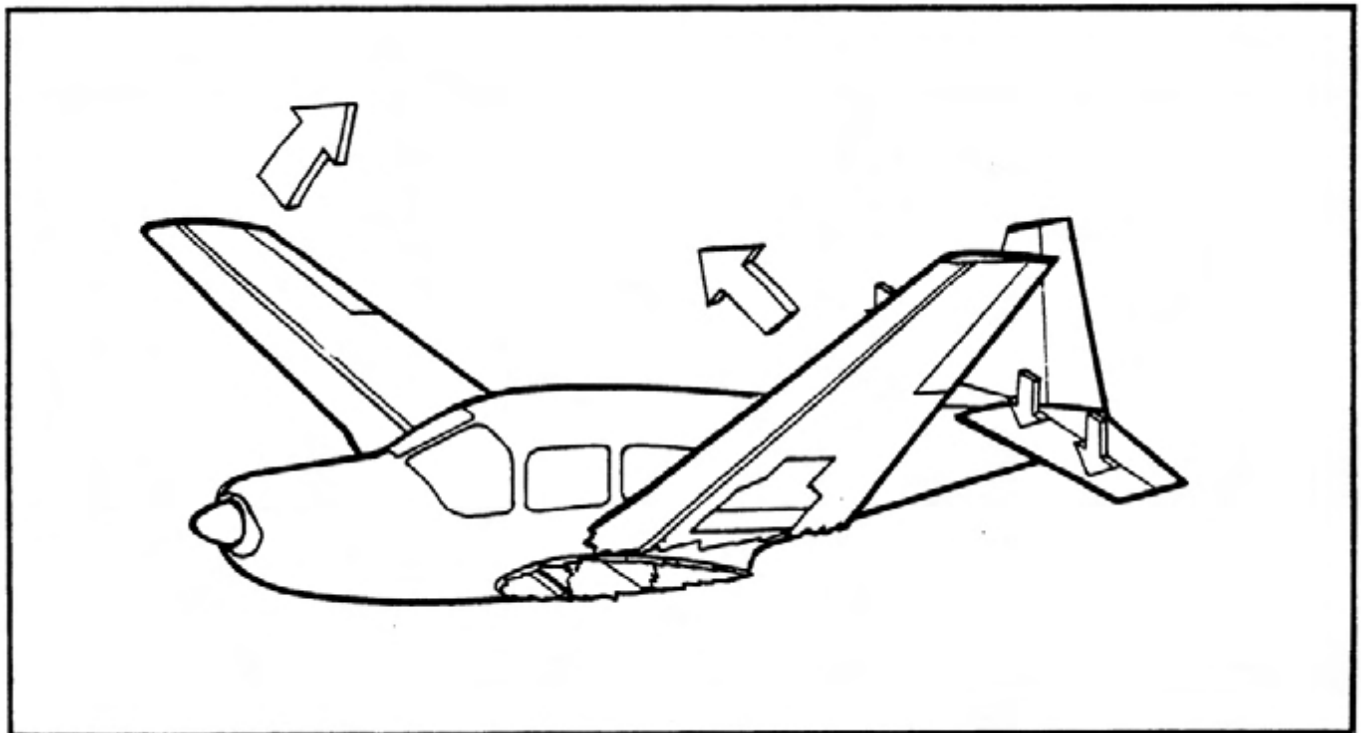


Figure 9-24 Relative Aircraft Motion Subsequent to a Wing Separation
Schéma montrant les mouvements relatifs d'un avion après arrachement d'une aile

24. There are two other areas where the structure will normally separate or break. These are the wing and the horizontal tail.

25. A wing separation is shown in Figure 9-24. As the wing breaks, the aircraft instantaneously changes from a state of equilibrium to one of instability. The right wing with its high lift values will violently roll the aircraft of the left, while the left wing, which also possessed this large positive lift, will roll to the right over the fuselage. The separated wing often damages or severs the tail of the aircraft. A study of the wing structural

24. Deux autres éléments de la structure sont normalement exposés à des dislocations ou à des ruptures. Ce sont la voilure et l'empennage horizontal.

25. La figure 9-24 montre le cas où une aile s'est détachée. Lorsque l'aile cède, l'avion passe instantanément d'un état d'équilibre à un état de déséquilibre. L'aile droite, qui fournit une portance élevée, fera violemment basculer l'avion vers la gauche tandis que l'aile gauche, qui elle aussi fournit une portance élevée, se repliera vers la droite au-dessus du fuselage. Il est fréquent que l'aile arrachée

breaks will confirm this type of break-up.

endommagement ou arrache complètement l'empennage de l'avion. L'examen des ruptures de la structure de l'aile permettent d'établir si la désintégration est bien de ce type.

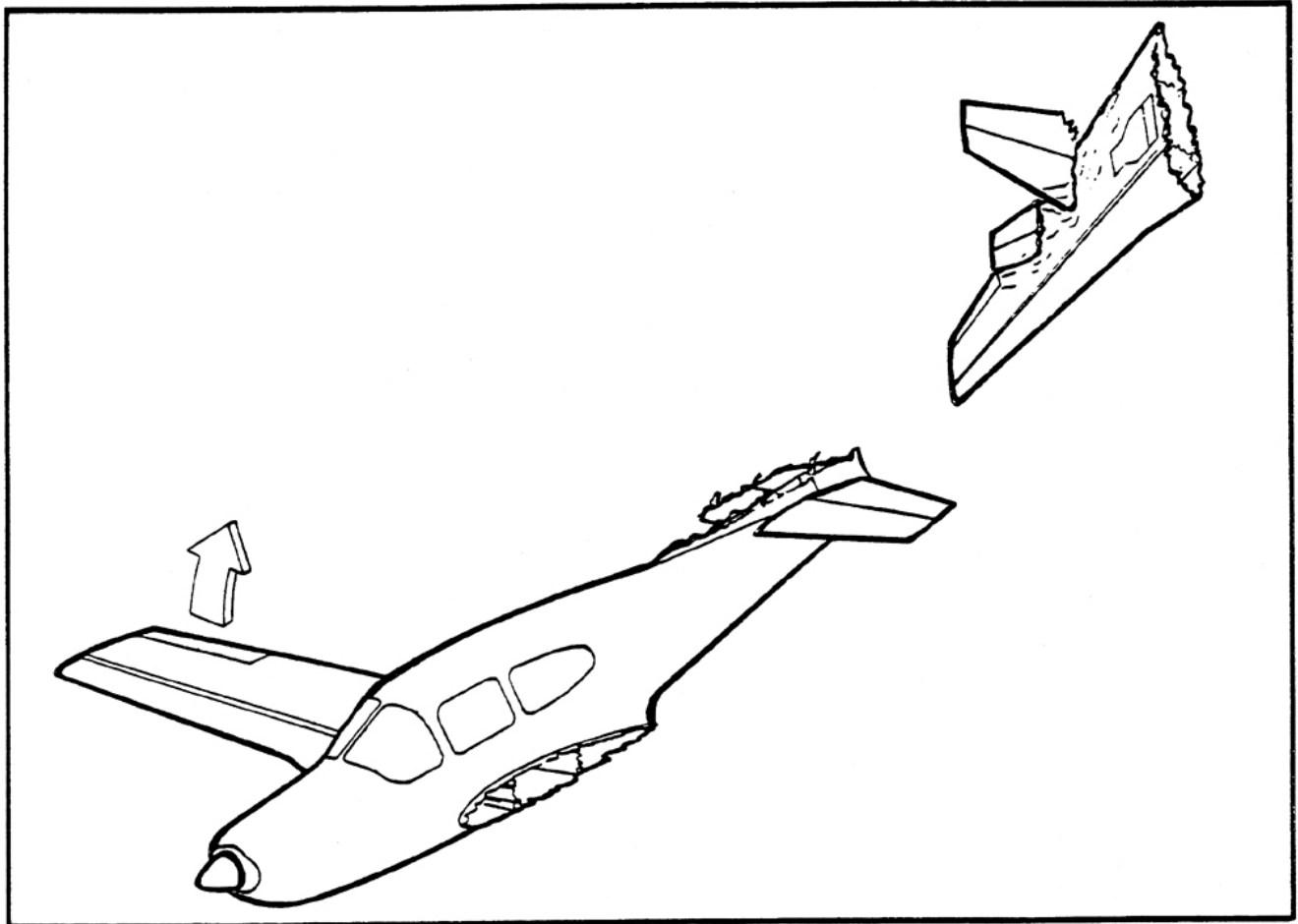


Figure 9-25 Possible Tail Damage as the Result of a Positive Wing Separation
Schéma des dégâts que peut subir l'empennage après l'arrachement d'une aile

26. There are two important facts that must be considered in this type of break-up. First, the horizontal tail must have been on the aircraft in order to generate the high "g" loads necessary to cause a positive wing separation, and second, the aircraft must have been in an area of the flight envelope where high dynamic forces were available.

27. When an aircraft is loaded, either the wing will break upwards (Figure 9-24) or the tail will break downwards (Figure 9-25). The manner in which the horizontal tail separates is the matter of control input. Stabilizer separations may occur but these are rare.

26. Il y a deux points importants que l'enquêteur doit considérer dans ce genre de désintégration. Tout d'abord, l'empennage horizontal devrait être encore sur l'avion pour que s'exercent des accélérations assez élevées pour provoquer la rupture nette de l'aile; en second lieu, l'avion devrait être dans une zone du domaine de vol où des fortes forces dynamiques pouvaient s'exercer.

27. Lorsqu'un aéronef est soumis à une charge, l'aile se détache vers le haut (figure 9-24) ou l'empennage se détache vers le bas (figure 9-25). La manière dont l'empennage horizontal peut se détacher est fonction de l'effort sur les gouvernes. Il est arrivé que le stabilisateur se détache complètement, mais ce cas est assez rare.

28. If the horizontal tail separates before the wing, the aircraft will respond as shown in Figure 9-26 and pitch violently nose down as shown in Figure 9-27. The wing will encounter a high negative angle of attack as shown by the arrows under the wing, and the inertia of the aircraft will be in the direction of the largest arrow.

28. Lorsque l'empennage horizontal se détache avant l'aile, l'avion réagit comme le montre la figure 9-26 et il bascule violemment en piqué, comme le montre la figure 9-27. L'aile se présente sous un angle élevé d'attaque négative, comme le montrent les flèches tracées sous la voilure, et l'inertie de l'avion agit dans la direction représentée par la flèche de plus grandes dimensions.

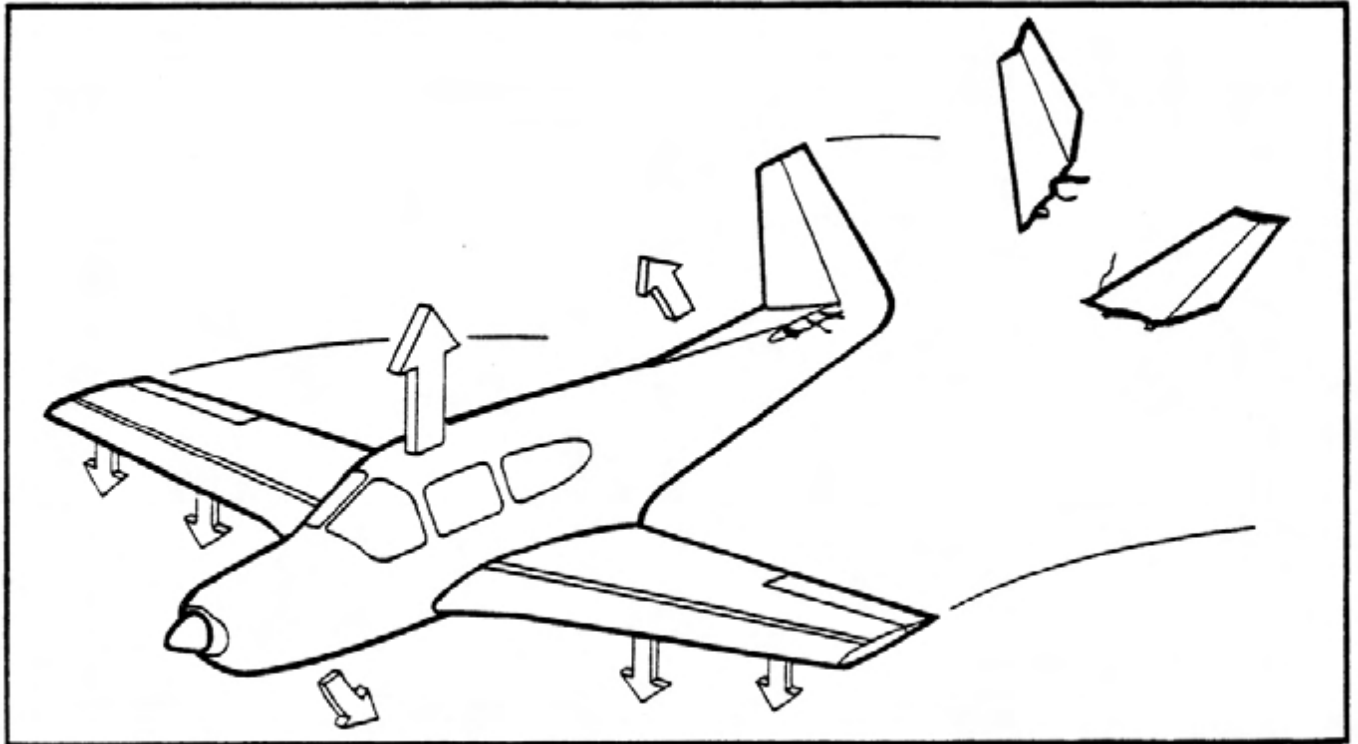


Figure 9-26 Immediate Aircraft Reaction as the Result of the Loss of the Horizontal Tail
Schéma montrant la réaction immédiate de l'avion à la suite de l'arrachement de l'empennage horizontal

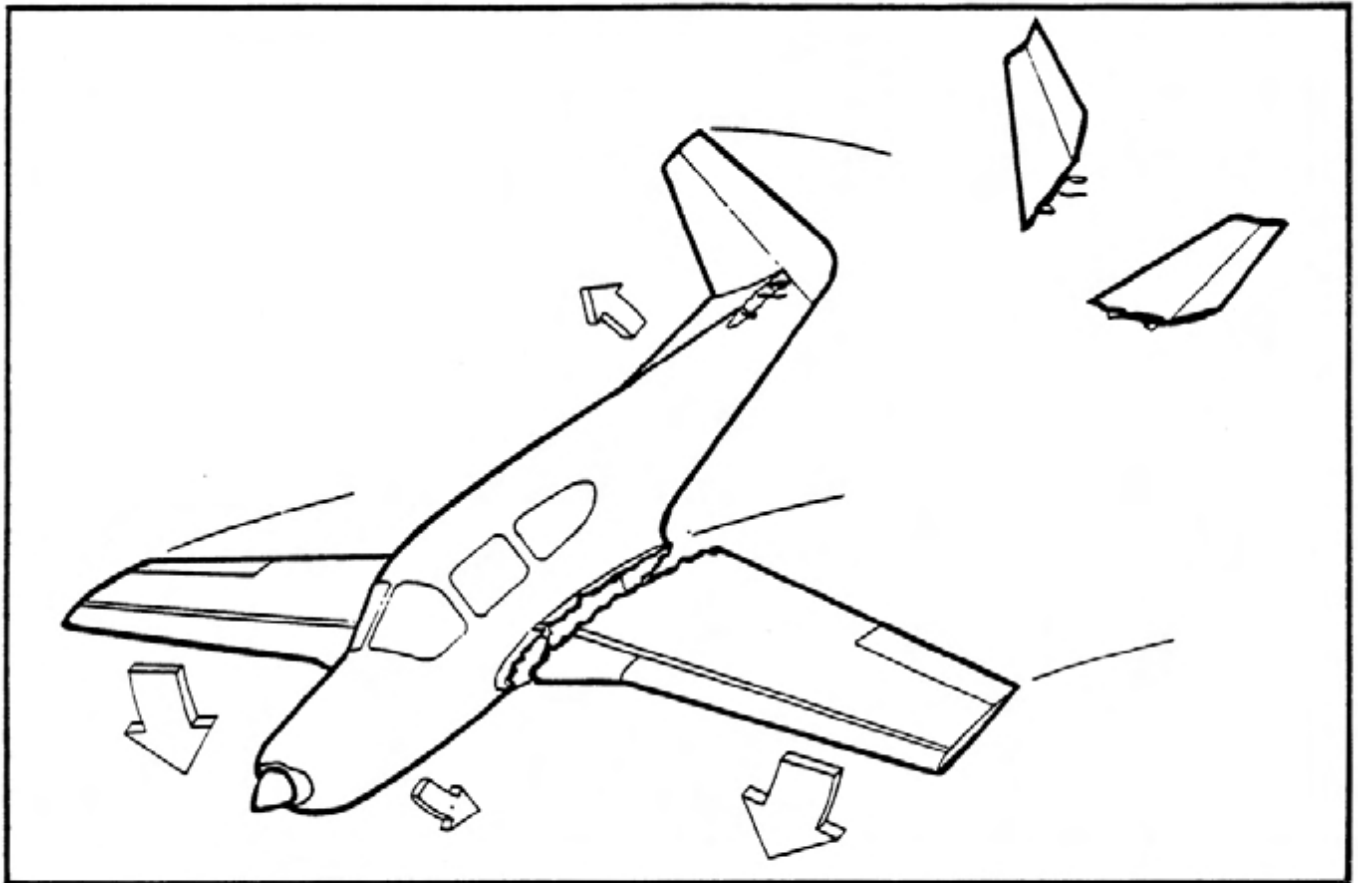


Figure 9-27 The Loss of the Horizontal Tail Results in a High Negative Wing Loading as the Result of a Severe Nosedown Pitch
L'arrachement de l'empennage horizontal provoque sur les ailes des charges négatives élevées par suite d'une sollicitation violente en piqué

29. The resultant separation is shown in Figure 9-27. Do not be surprised to find a permanent set in the wings from positive "g's". When the tail separated, the wing was instantly loaded in the reverse direction, and this loading may not remove all of the positive loading permanent set.

29. La figure 9-27 montre comment se produit la désintégration. L'enquêteur doit s'attendre à constater une déformation permanente de l'aile sous l'effet de fortes accélérations positives. En effet, au moment où l'empennage s'est détaché, les forces qui s'exerçaient sur l'aile ont instantanément changé de sens, laissant subsister les déformations permanentes provoquées précédemment par les forces s'exerçant vers le haut.

30. An in-flight break-up is similar to a bomb exploding, since the structure possesses a high degree of potential energy. When it separates there is a great deal of noise generated. This is the reason a witness to an in-flight separation may report that the aircraft exploded. The witness hears the noise as an explosion, and his or her imagination may then add fire and smoke, although the wreckage is free from evidence of an in-flight fire.

30. Il y a analogie entre une désintégration en vol et l'explosion d'une bombe, car la structure possède une énergie potentielle élevée et lorsqu'elle se désintègre, il se produit un bruit très violent. C'est pourquoi le témoin d'une désintégration en vol peut déclarer que l'avion a explosé. Il a entendu le bruit d'une explosion, et son imagination aura ajouté l'incendie et la fumée, même si l'épave ne révèle aucune trace d'incendie en vol.

31. It must be borne in mind that an in-flight

31. L'enquêteur doit se rappeler que

separation of the primary structure always takes place in a matter of seconds or fractions of seconds.

32. In an in-flight break-up, the aircraft obeys the laws of physics just as it does during normal flight. There should be no mystery about it, but determination of the break-up sequence is not accomplished in two minutes at the accident site. It requires many hours of investigation and analysis.

Section 3 – Wreckage Trajectories

Information required

33. **Flight information** – Essential flight information required is aircraft speed, altitude, attitude and direction of flight. Possible sources of this information are witness statements, instrument readings, flight data recorders, etc. When all the required information is not known at first, it is usually possible to set the maximum and minimum probable limits for the missing information and use the average as a first approximation. The results of this approximation will probably reveal the areas in which the largest errors have been made; assumptions are then refined until a reasonable degree of compatibility is obtained between the results and other known facts.

34. **Wreckage diagram.** The wreckage diagram should be accurate and indicate any significant differences in the elevation of items to some specific reference level. Information should be provided on terrain features if they give any indication of direction of fall or attitude at impact, i.e. tree, marks, ground marks and direction of ground penetration.

35. **Wreckage description.** Description of each item should include the exact weight, areas, shape and mass distribution. Weights should be expressed in pounds and areas in square feet. Areas are discussed later in this section under “determination of effective frontal areas (S_E)”. Description of mass distribution should give

l’arrachement en vol d’éléments de la structure principale est un phénomène qui ne dure que quelques secondes ou même quelques fractions de seconde.

32. Lors d’une désintégration, l’avion obéit aux lois de la physique exactement comme en vol normal. Il ne doit y avoir aucun mystère; d’autre part, la détermination des phases successives d’une désintégration ne se fait pas en quelques minutes sur les lieux de l’accident : elle peut nécessiter de nombreuses heures d’enquêtes et d’analyse des indices recueillis.

Section 3 – Trajectoires des débris

Information requise

33. **Informations de vol** – Les informations de vol essentielles nécessaires sont la vitesse de l’aéronef, son altitude, son assiette et sa direction de vol. On peut généralement obtenir ces renseignements par les témoignages, les indications des instruments, les enregistreurs de vol, etc. Lorsque toutes les informations ne sont pas connues au départ, il est habituellement possible d’établir avec une certaine précision les indications maximales et minimales concernant les informations manquantes et d’en faire la moyenne qui servira de première approximation. Les résultats de cette approximation indiqueront probablement les endroits où les erreurs les plus importantes ont été commises; les suppositions sont alors reconsidérées jusqu’à ce qu’on arrive à un degré de compatibilité acceptable entre ces résultats et les autres faits connus.

34. **Schéma de répartition des débris de l’épave.** Le schéma de répartition des débris doit être précis et doit indiquer toutes les différences significatives dans l’élévation de certains éléments par rapport à un niveau de référence spécifique quelconque. Il faut indiquer tous les renseignements concernant les caractéristiques du terrain et s’ils peuvent fournir une indication quelconque sur la direction de la chute ou sur l’assiette à l’impact, par exemple, les marques sur les arbres, les traces au sol et la direction de pénétration dans le sol.

35. **Description de l’épave.** La description de chaque élément doit comprendre le poids exact, la surface, la forme et la répartition de la masse. Ces dernières doivent être exprimées en livres et les surfaces, en pieds carrés. Les surfaces seront abordées plus loin dans « détermination de la surface

enough information upon which to determine the location of the CG of each item.

36. **Wind velocity.** Wind velocity information will be obtained from the meteorological branch and should include wind speeds and directions from ground level to at least 1000 feet above break-up level in increments of 1000 feet if available.

Basic calculations

37. **General.** Once the required information is obtained, it is necessary to determine the effective frontal area S_E , and the drag coefficient C_D for each item. These values are then used to determine the ballistic coefficient by using the following formula:

$$\frac{C_D S_E}{W} \quad \text{where:}$$

C_D is the drag coefficient

S_E is the effective frontal area in square feet

W is the weight in pounds

38. **Determination of effective frontal area (S_E).** Determination of S_E requires that areas (fig. 9-28) for S_1 , S_2 , and S_3 be accurate with a good description of each item. As an example, consider a rectangular box 6' x 3' x 1.5'. The areas of the three visible faces are then $S_1 = 18 \text{ ft}^2$; $S_2 = 9 \text{ ft}^2$; and $S_3 = 4.5 \text{ ft}^2$. Now picture the same rectangular box enclosing a wreckage item with its largest cross-sectional area parallel to the front (S_1) side as in Figure 9-28. The large (S_1) side of the box has an area of 18 ft^2 , but S_1 for the item is only 5.92 ft^2 ; the top of the box is 9 ft^2 , but S_2 for the item is only 2.86 ft^2 ; the end of the box is 4.5 ft^2 , but S_3 for the item is only 1.5 ft^2 . This is a general illustration of the principle involved. Each of these areas is an area of silhouette where S_1 is the largest silhouette the object can project and S_2 and S_3 the silhouette areas when viewed from 90° to the first silhouette and 90° to each other respectively. S_1 , S_2 and S_3 are given in descending order of magnitude. When the areas have been determined, each item is examined to decide, from its configuration and mass distribution, in what manner it will probably fall. The final decision on

frontale effective (S_E) ». La description de la distribution de la masse doit fournir suffisamment de renseignements pour permettre de calculer le centre de gravité de chaque élément.

36. **Vitesse du vent.** Les bureaux météorologiques sont en mesure de fournir les renseignements concernant les vitesses du vent, ceux-ci doivent comprendre les vitesses et les directions du vent du sol jusqu'à une hauteur d'au moins 1000 pieds au-dessus du point de désintégration et, si possible, par tranches de 1000 pieds.

Calculs de base

37. **Généralités.** Lorsque les informations nécessaires sont connues, il faut déterminer la surface frontale effective S_E , et le coefficient de traînée C_D pour chaque élément. Ces données servent ensuite à déterminer le coefficient balistique de chaque élément grâce à la formule :

$$\frac{C_D S_E}{W} \quad \text{où :}$$

C_D représente le coefficient de traînée

S_E représente la surface frontale effective en pieds carrés

W représente la masse en livres

38. **Détermination de la surface frontale effective (S_E).** La détermination du S_E requiers les dimensions précises (figure 9-28) des surfaces S_1 , S_2 et S_3 de même qu'une bonne description de chaque élément. À titre d'exemple, imaginer une boîte rectangulaire mesurant 6 pi sur 3 pi sur 1,5 pi. Les surfaces des trois faces visibles sont donc $S_1 = 18 \text{ pi}^2$; $S_2 = 9 \text{ pi}^2$; et $S_3 = 4,5 \text{ pi}^2$. Maintenant, imaginer la même boîte rectangulaire qui renfermerait un débris de l'épave dont la section transversale la plus large serait parallèle à la face frontale S_1 tel qu'illustré à la Figure 9-28. Le grand côté de la boîte S_1 a une surface de 18 pi^2 , mais la surface S_1 de l'élément n'est que de $5,92 \text{ pi}^2$; le dessus de la boîte est de 9 pi^2 , mais la surface S_2 de l'élément n'est que de $2,86 \text{ pi}^2$; le bout de la boîte est de $4,5 \text{ pi}^2$, mais la surface S_3 de l'élément n'est que de $1,5 \text{ pi}^2$. C'est là une illustration générale du principe en cause. Chacune de ces surfaces est la surface d'une silhouette où S_1 est la plus grande silhouette que l'objet puisse projeter, et où S_2 et S_3 sont les silhouettes des

this is frequently arbitrary, but experience obtained in observing free fall of wreckage items (helicopter drops) and a general awareness of aerodynamic behaviour will usually make the decision fairly acceptable. Once it has been decided how the item will fall, the effective frontal area (S_E) can be calculated as follows:

surfaces que l'on regarde à angles droits de la première et à angles droits de chacune des autres respectivement. S_1 , S_2 et S_3 sont données en ordre de grandeur décroissant. Lorsque les surfaces sont déterminées, il faut étudier chacun des éléments pour décider, d'après leur configuration et la distribution de la masse, de quelle façon ils devraient tomber. La décision finale est souvent arbitraire; toutefois, l'expérience acquise par l'observation de débris en chute libre (largués par hélicoptère) et la connaissance générale des forces aérodynamique en jeu, permettent généralement d'arriver à une décision assez juste. Lorsque la décision est prise sur le mode de chute de l'objet, il est possible de calculer la surface frontale effective (S_E) d'après les règles suivantes :

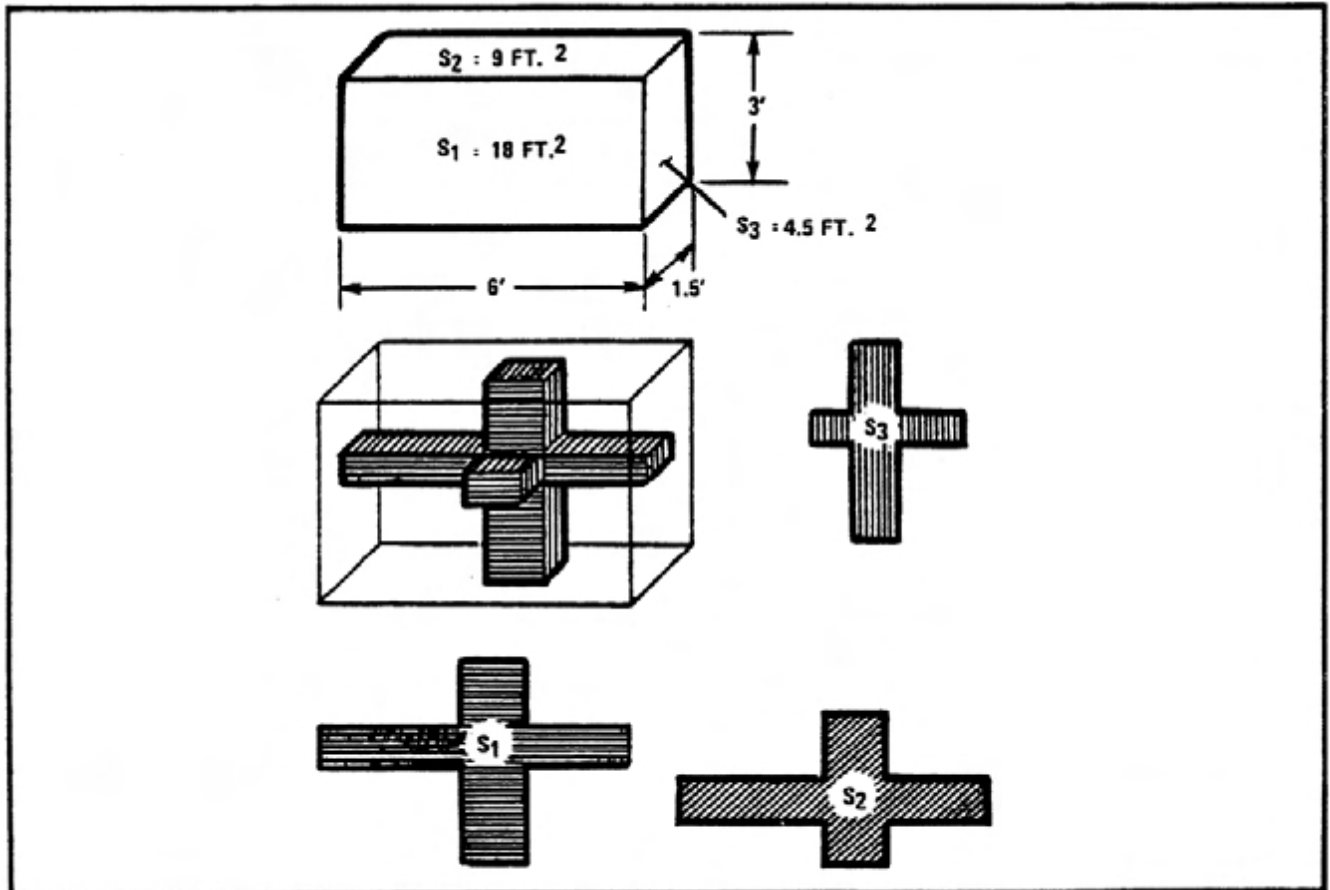


Figure 9-28 Effective Area Determination
Détermination de la surface effective

a. if it is decided the item will tumble about its major axis, e.g., a homogenous straight rectangular rod, use the formula:

a. s'il a été décidé que l'objet est tombé en tournant autour de son axe principal, comme par exemple, une tige rectangulaire droite et homogène, employer la formule suivante :

$$S_E = 0.637 (S_1 + S_2)$$

- b. if it is decided the item will fall straight without tumbling, e.g., an arrow, use the formula:

$$S_E = S_1 \text{ or } S_2 \text{ or } S_3, \text{ depending on how it falls}$$

- c. if it is decided the fall will be mainly flat and perpendicular to the major axis, but that there will be occasional tumbling about other axes, e.g., fairly flat sheets, use the formula:

$$S_E = S_1 + 0.637 (S_2 + S_3)$$

- d. if it is decided the item will tumble in a disorderly fashion, e.g., a crumpled piece of wreckage, use the formula:

$$S_E = 0.483 (S_1 + S_2 + S_3)$$

- e. finally, if it is decided that the item will fall like a seed from a maple tree, e.g., symmetrical airfoil with weighted end, use the formula:

$$S_E = 0.639 (\sqrt{S_1 + S_2} + S_3)$$

- f. See Annex A for examples of S_E values for items from a mid-air disintegration of an OTTER aircraft.

39. Estimation of coefficient of drag (C_D). The decision of what coefficient of drag (C_D) to apply to a particular item is as important as it is difficult. For most wreckage items, a calculation of the drag coefficient for each piece is too difficult to be feasible. Fortunately, in addition to the C_D values of regular items, as shown in Annex B to this chapter, there is some experimental information from which reasonable estimates can be chosen. Annex A provides some examples of C_D values for items from a mid-air disintegration of an OTTER aircraft. If the item is of such a shape that C_D cannot be determined either from the regular shapes in Annex B or from a comparison of C_D values in Annex A of items of similar shape, make the arbitrary choice of $C_D = 1$. This usually gives a reasonable approximation; it admittedly introduces an error, but in all probability the error will not be as great as if some other value had been assigned.

$$S_E = 0,637 (S_1 + S_2)$$

- b. s'il a été décidé que l'objet est tombé en ligne droite sans tourner, comme par exemple, une flèche, employer la formule suivante :

$$S_E = S_1 \text{ ou } S_2 \text{ ou } S_3, \text{ selon la façon dont il est tombé}$$

- c. s'il a été décidé que la chute a été surtout plate et perpendiculaire à l'axe principal, mais qu'à l'occasion l'objet a tourné sur les autres axes, comme par exemple, une feuille de métal relativement plane, employer la formule suivante :

$$S_E = S_1 + 0,637 (S_2 + S_3)$$

- d. s'il a été décidé que l'objet a tourné d'une façon désordonnée, comme par exemple, un débris d'épave difforme, employer la formule suivante :

$$S_E = 0,483 (S_1 + S_2 + S_3)$$

- e. finalement, s'il a été décidé que l'objet est tombé à la manière d'une samare, comme par exemple un objet au profil symétrique avec des poids à chaque bout, employer la formule suivante :

$$S_E = 0,639 (\sqrt{S_1 + S_2} + S_3)$$

- f. Voir l'annexe A pour des exemples de valeurs S_E pour les éléments provenant de la désintégration en vol d'un appareil OTTER.

39. Estimation du coefficient de traînée (C_D). Le choix du coefficient de traînée (C_D) à utiliser pour un élément donné est aussi important que difficile. Pour la plupart des débris, le calcul du coefficient de traînée de chaque élément est trop difficile pour être réalisable. Heureusement, en plus des valeurs de C_D pour les objets de formes régulières, que l'on retrouve à l'annexe B de ce chapitre, il existe des données expérimentales à partir desquelles on peut choisir des estimations acceptables. À l'annexe A se trouvent quelques exemples de valeurs de C_D pour les éléments d'un appareil OTTER qui s'est désintégré en vol. Lorsque l'objet a une forme telle qu'il est impossible de déterminer le C_D soit par comparaison avec les formes régulières décrites à l'annexe B soit par comparaison avec les valeurs de C_D des objets de formes similaires décrits à l'Annexe A, il faut prendre la décision arbitraire de faire évaluer le C_D à l'unité. Cela donne généralement une assez

bonne approximation; une certaine erreur est évidemment introduite mais selon toutes probabilités, celle-ci est moindre que si une quelconque autre valeur avait été choisie.

40. **Ballistic coefficient calculation.** With the recorded weight W , the effective frontal area S_E , and the coefficient of drag C_D , the ballistic coefficient

$\frac{C_D S_E}{W}$ can be calculated for each item.

40. **Calcul du coefficient balistique.** Lorsque le poids W , la surface frontale effective S_E et le coefficient de traînée C_D sont déterminés, le coefficient

$\frac{C_D S_E}{W}$ peut être calculé pour chaque élément.

Use of charts

41. Once the initial altitude, Mach number and flight path angle have been determined and the ballistic coefficient calculated, the charts in Annex C to this chapter can be used to determine the drift and throw distances of each item.
42. The Appendices of Annex C present the trajectory data for generalized objects that have ballistic coefficients varying from 0.001 (a very dense streamlined item such as solid steel ballast) to 0.50 (a light item such as a foam rubber seat cushion).
43. Although the charts appear complicated, they are fairly easy to use after a little practice. As an example, assume the following conditions:

A "black box" breaks free of the structure at $M = 1.5$ at 45 000 ft in a 30° dive. It weighs 9.5 pounds and has an effective area of one square foot.

- a. From Annex B, the C_D of the item is found to be 0.95. Calculation of the ballistic coefficient follows:

$$\frac{C_D S_F}{W} = \frac{0.95 \times 1}{9.5} = 0.10$$

- b. Turn to Appendix 6, Annex C and enter the chart at the appropriate values (altitude = 45 000) in the upper left plot. Follow the dashed guidelines across to the extreme right edge of the centre plot. Then follow the curved guidelines to the appropriate ballistic coefficient value, .10 in this case. Now move directly across to the upper right plot and read a time of 350 seconds to impact. This time must be corrected because the aircraft was not in level flight ($\delta = 0.1^\circ$) at the time of detachment. The correction factor is found to be 0.98 by consulting the lower right plot. The correct time to impact is $0.98 \times 350 = 343$ seconds.
- c. Again, enter the upper left plot at the initial values of Mach number and altitude. Move directly downward to the appropriate altitude reference line and then move to the first vertical line on the right. Follow the

Utilisation des abaques

41. Lorsque l'altitude initiale, le nombre de Mach, l'angle de trajectoire et le coefficient balistique sont établis, on peut utiliser les abaques de l'annexe C afin de déterminer la dérive et la distance parcourue de chaque élément.
42. Les appendices de l'annexe C présente les données de trajectoire pour des objets communs dont les coefficients balistiques varient de 0,001 (un objet très dense et fuselé tel que du lest en acier plein) à 0,50 (un objet léger tel qu'un coussin de siège en mousse de caoutchouc).
43. Même si les abaques peuvent sembler complexes à première vue, elles sont, avec un peu de pratique, relativement faciles à utiliser. A titre d'exemple, imaginer les conditions suivantes:

Une « boîte noire » se sépare de la cellule à $M = 1,5$, à 45,000 pi et avec un angle de chute de 30° . Elle pèse 9,5 livres et sa surface effective est de un pied carré.

- a. L'annexe B indique que le C_D de l'objet récupéré est de 0,95. Le calcul du coefficient balistique est le suivant :

$$\frac{C_D S_F}{W} = \frac{0,95 \times 1}{9,5} = 0.10$$

- b. Utiliser l'appendice 6 de l'annexe C et entrer dans l'abaque aux valeurs appropriées (altitude = 45 000) du diagramme du coin supérieur gauche. Suivre la ligne guide pointillée jusqu'à l'extrémité droite du diagramme central. Puis suivre les lignes courbées jusqu'à la valeur du coefficient balistique appropriée (0,10 dans ce cas). Maintenant, se rendre directement sur le diagramme du coin supérieur droit et lire le temps: 350 secondes avant l'impact. Ce temps doit être corrigé, car l'aéronef ne volait pas en palier ($\delta = 0,1^\circ$) au moment de la séparation. En consultant le diagramme du coin inférieur droit on trouve un facteur de correction de 0,98. Le temps réel avant l'impact est $0,98 \times 350 = 343$ secondes.
- c. De nouveau entrer dans le diagramme au coin supérieur gauche et aux valeurs initiales du nombre de Mach et d'altitude. Descendre directement à la ligne de référence d'altitude

curved guidelines to the correct ballistic coefficient and then move to the centre of the plot on the right as shown by the dashed line. Follow the curved guidelines to the correct value of initial flight path angle (30° dive in this case) and then move to the scale on the right and read a throw distance of 2 950 ft from detachment to impact in the direction of flight.

- d. To determine drift distance the effect of wind must now be calculated. This may be done by step calculations such as those shown in Annex D. Because highly accurate wind velocity profiles are seldom available, some degree of uncertainty is almost inevitable in the determination of drift. A simpler but slightly less accurate method of determining drift distance is to multiply the time of fall in seconds by the mean wind (in feet per second) that has acted on the object throughout its fall.
- e. Using the values of throw and drift distance, the objects may then be "flown back" from their point of impact to their point of detachment. A probable break-up sequence can thus be determined. This exercise will also provide an estimate of the aircraft's position in space when any missing items may have detached. Using this position, together with an estimate of the missing object's

$$\frac{C_D S_E}{W}$$

value, the charts may be used to predict the most probable throw and drift distances, and hence define an area of high probability in which the missing objects are likely to be found.

- f. For example, in September 1962, a B-58 disintegrated at $M = 2.0$ at 40 000 feet when a yaw damper malfunction occurred. The charts were used in this case not only to determine the break-up sequence (which was confirmed by witnesses) but also to find missing parts. Major items found initially were "flown back" to determine the point of disintegration. Then the missing parts were "flown down" to impact. A helicopter was then dispatched to the predicted wreckage location. General

appropriée, puis se diriger vers la première ligne verticale à droite. Suivre les courbes guides jusqu'au bon coefficient balistique, puis se diriger vers le centre du diagramme à droite comme le montre la ligne pointillée. Suivre les lignes courbes jusqu'à la bonne valeur de l'angle de trajectoire de vol initial (piqué de 30° dans ce cas) puis se diriger vers l'échelle à droite et lire la distance parcourue qui est 2 950 pi du point de séparation au point d'impact dans la direction de vol.

- d. Afin de déterminer la dérive, il faut maintenant tenir compte des effets du vent. On peut y arriver par calculs successifs tels que ceux démontrés à l'annexe D. Comme on dispose rarement de données très précises sur les vitesses des vents, il est presque inévitable d'introduire un certain degré d'incertitude dans la détermination de la dérive. Une méthode plus simple mais légèrement moins précise est de multiplier le temps de chute en secondes par le vent moyen (en pieds par seconde) qui a agi sur l'objet pendant sa descente.
- e. En se servant des valeurs des distances parcourues et de dérive, il est désormais possible de calculer le point de séparation des objets à partir de leur point d'impact, ce qui permet de déterminer la séquence probable de rupture. Cet exercice permet également d'estimer la position de l'aéronef dans l'espace, lorsqu'un élément quelconque s'est détaché. En se servant de cette position et d'une valeur approximative de

$$\frac{C_D S_E}{W}$$

pour l'objet manquant, on peut utiliser les abaques pour évaluer les distances parcourues et de dérive les plus probables et par le fait même, définir une région où l'on aura de grandes chances de découvrir les objets manquants.

- f. À titre d'exemple, au mois de septembre 1962, un appareil B-58 s'était désintégré à la vitesse de $M = 2,0$ et à l'altitude de 40,000 pi suite à une panne de l'amortisseur de lacet. On a alors utilisé les abaques, non seulement pour déterminer la séquence de rupture (qui a été confirmée par les témoins) mais également pour découvrir les pièces manquantes. Grâce aux éléments importants que l'on avait d'abord découverts, il a été possible de déterminer le

agreement between predicted and actual wreckage location was noted. In another case, a B-52 crewman fell without a parachute from an altitude of approximately 20 000 ft. His body was found approximately one hundred feet from the point predicted by use of the charts.

point de désintégration. À partir de cette donnée, on a déterminé le point d'impact probable des pièces manquantes. On a ensuite effectué les recherches dans les régions prévues de chute des objets à l'aide d'un hélicoptère. L'emplacement réel des débris correspondait généralement aux endroits prédits. Dans un autre cas, un membre de l'équipage d'un B-52 était tombé sans parachute d'une altitude d'environ 20 000 pieds. Les chercheurs ont découvert son corps à environ 100 pieds de l'endroit calculé à l'aide des abaques.

44. Certain limitations of the method should be noted. Probably the most troublesome is the requirement to know accurately the speed, altitude and flight path angle at the time of detachment. The charts give time and distance for objects impacting on sea level terrain only. If the terrain is higher than sea level, appropriate corrections must be made. Non-standard atmospheric conditions will give results somewhat different from chart values, e.g., greater time and less distance for cold days and the opposite for hot days.

44. Il faut mentionner certaines limites de cette méthode. Celle qui est sans doute la plus contraignante est la nécessité de connaître avec précision la vitesse, l'altitude et l'angle de trajectoire de vol au moment de la séparation. Les abaques donnent le temps et la distance pour les objets dont le point d'impact est au niveau de la mer uniquement. Lorsque le terrain est plus haut, il faut appliquer les corrections nécessaires. Des conditions atmosphériques particulières peuvent également faire varier les résultats, par exemple, par température froide les temps seront plus longs et les distances plus courtes que ceux prévus dans les abaques alors que par temps chaud le contraire se produit.

EXAMPLES OF S_E AND C_D VALUES
 (For items from mid-air desintegration of an OTTER aircraft)

Item	Description	(lbs) Wt.	(ft ²) S ₁	(ft ²) S ₂	(ft ²) S ₃	S _E For- mula	(ft ²) S _E	C _D
1	Leather Gloves	.02	.30	.06	.03	b	.30	1.3
2	Rudder Trailing Edge Piece	.31	1.04	.63	.25	b	1.04	.63
3	L.H. Aileron T/E Piece	.25	1.00	.75	.17	c	1.59	.27
4	Piece R.H. Wing Fence	.32	.53	.09	.04	d	.32	1.3
5	Small Piece Perspex	.02	.05	.003	.002	d	.03	1.3
6	Piece R.H. Flap/Aileron Rib	.03	.06	.06	.02	d	.07	1.3
7	L.H. Wingtip Fiberglass	.76	1.98	.0001	.0001	d	.96	1.3
8	R.H. Elevator (Less Tip)	17.0	19.06	3.61	.97	b	19.06	2.93
9	R.H. Leading Flap	4.03	4.51	1.46	.24	a	3.80	1.22
10	R.H. Aileron Root End	7.27	7.88	1.95	.52	a	6.26	1.56
11	L.H. Outer Aileron	7.25	8.24	2.64	.28	a	6.93	1.30
12	R.H. Fwd Inner Flap (Inner half)	5.58	5.10	2.17	.51	a	4.63	1.05
13	R.H. Fwd Inner Flap (Outer half)	7.10	5.82	2.59	.50	a	5.36	1.16
14	L.H. Front Cabin Door	13.63	9.42	.67	.64	d	5.18	1.3
15	R.H. Flap (Outb'd Fwd Root End)	7.25	5.83	2.53	.49	a	5.33	1.14
16	L.H. Fwd Flap (3rd from root)	4.72	4.01	1.72	.63	e	3.18	1.14
17	Vent Panel (Exhaust Louvre)	.77	1.89	.23	.17	d	1.11	1.0
18	L.H. Outer Aileron	6.84	7.63	1.65	.74	b	7.63	1.3

Item	Description	(lbs) Wt.	(ft ²) S ₁	(ft ²) S ₂	(ft ²) S ₃	S _E For- mula	(ft ²) S _E	C _D
19	Electronic Gear Brace Strut	.23	.18	.09	.00	a	.17	1.6
20	Piece Fiberglass Strut	.38	.31	.14	—	a	.29	1.63
21	Wing Carry-through Structure	.32	.27	.14	.07	d	.23	1.14
22	R.H. Wing Root Rubber Beading	.09	.12	.12 (70" long)	.001	b	.12	1.2
23	L.H. Outer Wing (Fibreglass)	1.12	1.17	.81	.42	e	1.17	1.14
24	L.H. Inner Fwd Flap	7.50	5.43	1.95	.42	a	4.70	1.14
25	Plastic Tray	.35	.36	.22	.13	d	.34	1.14
26	R.H. Inboard Flap	8.42	6.73	2.47	1.95	a	5.86	1.43
27	Rudder Top	21.4	13.54	5.33	1.25	d	9.72	1.14
28	Piece Fibreglass Srut	.08	.06	.03	.00	d	.04	1.6
29	Louvre	.45	.37	.20	.20	e	.40	1.14
30	L.H. Lift Strut (Lower Piece)	15.2	3.72	1.63	.17	e	2.70	.37
31	L.H. Strut Lower Fairing	.88	.83	.65	.36	b	.83	.6
32	R.H. Wing Outer End	107.2	30.14	9.75	4.86	e	7.14	1.0
33	Electronic Gear End Cap	.02	.02	.02	.01	d	.02	2.0
34	Plastic Wiring Conduit	.25	.15	.15	.00	a	.19	1.0
35	R.H. Lift Strut Piece	7.96	3.0	1.35	.15	d	2.17	1.4
36	R.H. Lift Strut Upper Fairing	.89	.44	.41	.25	d	.53	.6
37	L.H. Wing	343.0	152.24	30.8	11.11	e	15.74	1.0
38	R.H. Wing (Less Outer End)	206.0	107.6	23.11	19.8	b	107.6	1.0

Item	Description	(lbs) Wt.	(ft ²) S ₁	(ft ²) S ₂	(ft ²) S ₃	S _E For- mula	(ft ²) S _E	C _D
39	Glass in Bag (Camera Port)	1.0	.39	.08	.07	e	.3	1.0
40	Internal Metal Tube I. Wing	.01	.13	.13	.01	a	.17	1.0
41	Rubber Beading	.20	.17	.06 (50" long)	.04	b	.17	1.2
42	R.H. Inboard Flap Hinge	1.69	.61	.08	.06	d	.36	1.41
43	Cardboard Box (Empty)	1.52	2.03	1.83	1.08	d	2.39	1.14
44	L.H. Wing Fibreglass Fairing	.07	.09	.02	.00	b	.09	1.14
45	R.H. Fwd Flap — Outer Hinge	.48	.27	.06	.05	b	.05	2.32
46	R.H. Aileron Balance Ass'y	8.3	1.07	.59	.55	e	1.13	.88
47	R.H. Flap / Aileron Support	1.1	.23	.15	.01	e	.18	.8
48	Pilot's Kit Bag	3.75	.69	.35	.35	b	.35	1.05
49	Altimeter Calibrator Piece	.27	.09	.04	.02	b	.04	1.0
50	Main Fuselage Wreckage	6388.	353.	235.	64.7	b	64.7	.15
51	R.H. Flap Shroud Piece	.13	.46	.00	.00	d	.22	2.21
52	L.H. Flap Shroud Piece	.87	4.00	2.31	1.37	d	3.71	1.14
53	Paper Box Cover	.13	.56	.17	.17	d	.43	1.14
54	Flattened Box	.15	1.68	.04	.02	c	1.72	1.14
55	Window Beading	.18	.16	.16 (45" long)	.00	b	.16	1.2
56	Can of Acrylic Plastic	.80	.12	.12	.03	b	.03	.6
57	Crumpled Internal Metal	.02	.06	.01	.01	d	.04	1.3
58	Small Piece of Perspex	.06	.14	.01	.01	d	.08	1.14

EXEMPLES DE VALEURS S_E ET DE C_D

(Éléments provenant de la désintégration en vol d'un appareil OTTER)

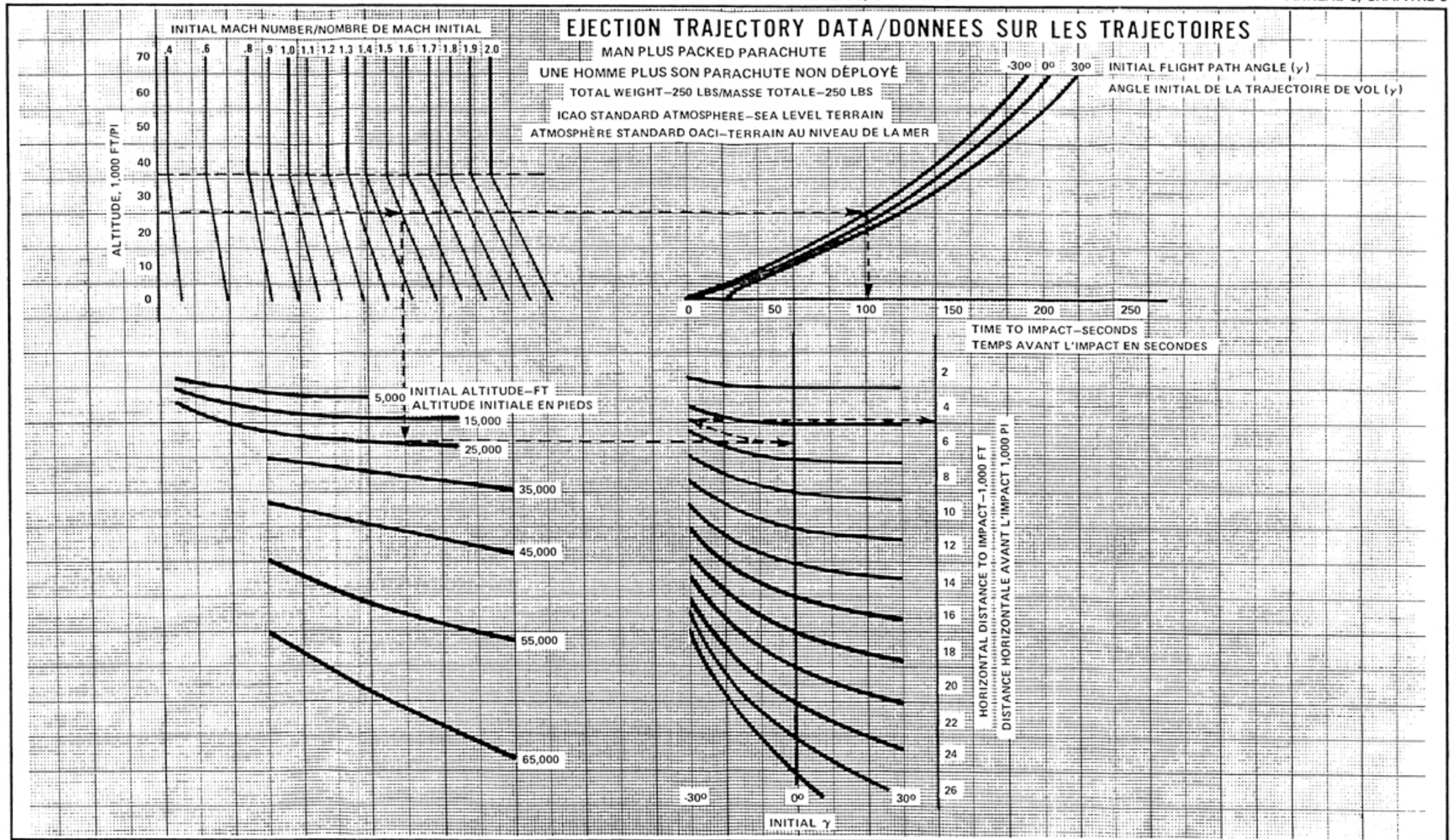
Objet	Description	(lbs) Wt.	(π^2) S_1	(π^2) S_2	(π^2) S_3	S_E for- mule	(π^2) S_E	C_D
1	Gants de cuir	,02	,30	,06	,03	b	,30	1,3
2	Partie du bord de fuite de la gouverne de direction	,31	1,04	,63	,25	b	1,04	,63
3	Partie du bord de fuite de l'aile gauche	,25	1,00	,75	,17	c	1,59	,27
4	Partie de la cloison d'extrados de l'aile droite	,32	,53	,09	,04	d	,32	1,3
5	Petites pièces en plexiglass	,02	,05	,003	,002	d	,03	1,3
6	Partie du volet droit/nervure d'aile	,03	,06	,06	,02	d	,07	1,3
7	Saumon d'aile gauche en fibre de verre	,76	1,98	,0001	,0001	d	,96	1,3
8	Gouverne de profondeur droit (moins le saumon)	17,0	19,06	3,61	,97	b	19,06	2,93
9	Volet de bord d'attaque droit	4,03	4,51	1,46	,24	a	3,80	1,22
10	Extrémité d'emplanture de l'aile	7,27	7,88	1,95	,52	a	6,26	1,56
11	Aileron extérieur gauche	7,25	8,24	2,64	,28	a	6,93	1,30
12	Volet intérieur avant droit (moitié intérieure)	5,58	5,10	2,17	,51	a	4,63	1,05
13	Volet intérieur avant droit (moitié extérieure)	7,10	5,82	2,59	,50	a	5,36	1,16
14	Porte avant gauche du poste de pilotage	13,63	9,42	,67	,64	d	5,18	1,3
15	Volet droit Extrémité d'emplanture (avant extérieure)	7,25	5,83	2,53	,49	a	5,33	1,14

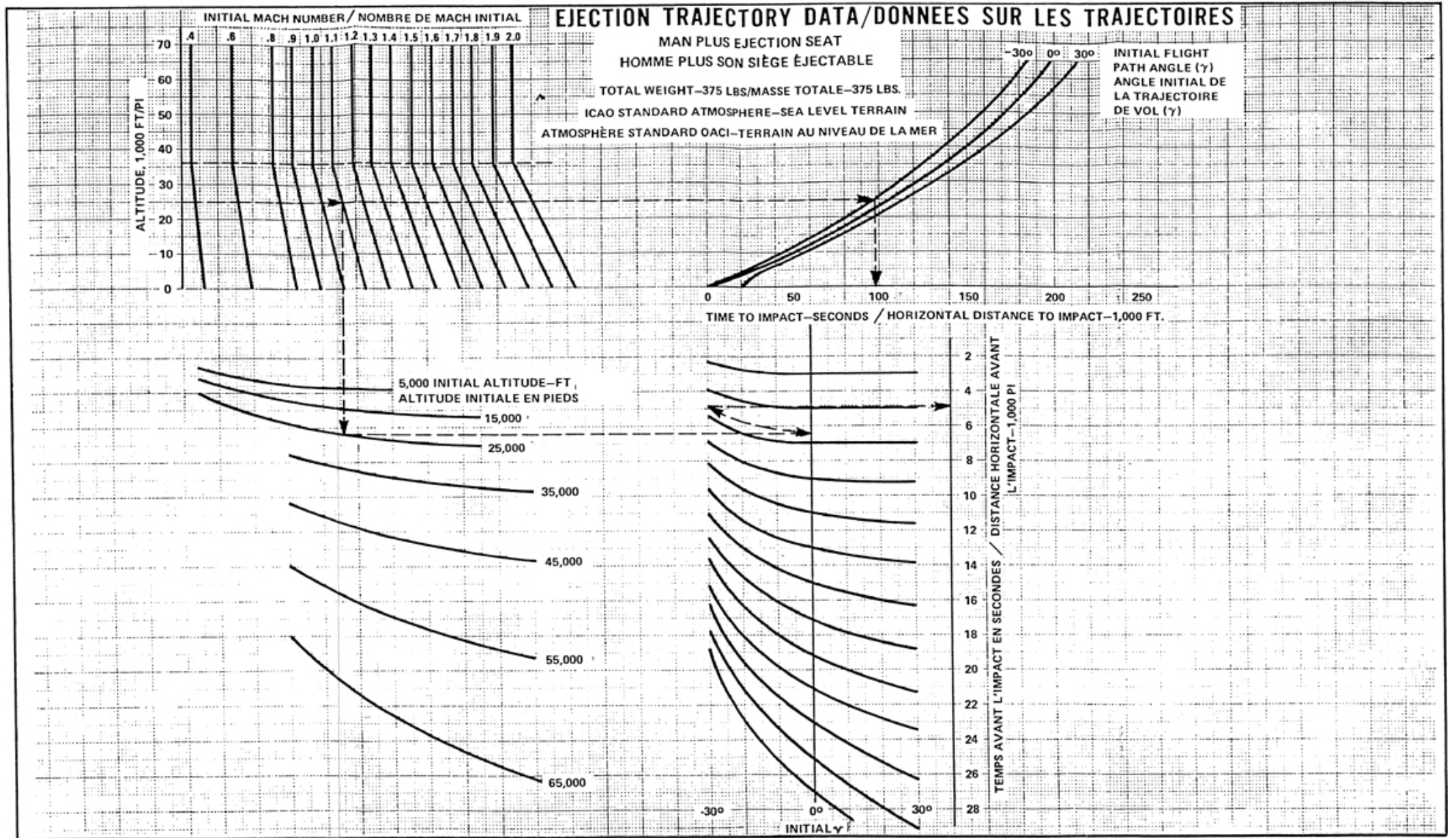
Objet	Description	(lbs) Wt.	(pi ²) S ₁	(pi ²) S ₂	(pi ²) S ₃	S _E for- mule	(pi ²) S _E	C _D
16	Volet avant gauche (3 ^e à partir de l'emplanture)	4,72	4,01	1,72	,63	c	3,18	1,14
17	Panneau de prise d'air (persienne d'échappement)	,77	1,89	,23	,17	d	1,11	1,0
18	Aileron extérieur gauche	6,84	7,63	1,65	,74	b	7,63	1,3
19	Ensemble électronique de la contrefiche d'atterrisseur	,23	,18	,09	,00	a	,17	1,6
20	Partie de jambe en fibre de verre	,38	,31	,14	—	a	,29	1,63
21	Traverse d'aile	,32	,27	,14	,07	d	,23	1,14
22	Bourrelet en caoutchouc de l'emplanture d'aile droite (70" de long)	,09	,12	,12	,001	b	,12	,12
23	Aile extérieure gauche, (fibre de verre)	1,12	1,17	,81	,42	e	1,17	1,14
24	Volet avant intérieur gauche	7,50	5,43	1,95	,42	a	4,70	1,14
25	Support en plastique	,35	,36	,22	,13	d	,34	1,14
26	Volet intérieur droit	8,42	6,73	2,47	1,95	a	5,86	1,43
27	Partie supérieure de la gouverne de direction	21,4	13,54	5,33	1,25	d	9,72	1,14
28	Partie de jambe en fibre de verre	,08	,06	,03	,00	d	,04	1,6
29	Persienne	,45	,37	,20	,20	e	,40	1,14
30	Mât porteur gauche (pièce inférieure)	15,2	3,72	1,63	,17	e	2,70	,37
31	Carénage inférieur de la jambe gauche	,88	,83	,65	,36	b	,83	,6
32	Extrémité extérieure de l'aile droite	107,2	30,14	9,75	4,86	e	7,14	1,0

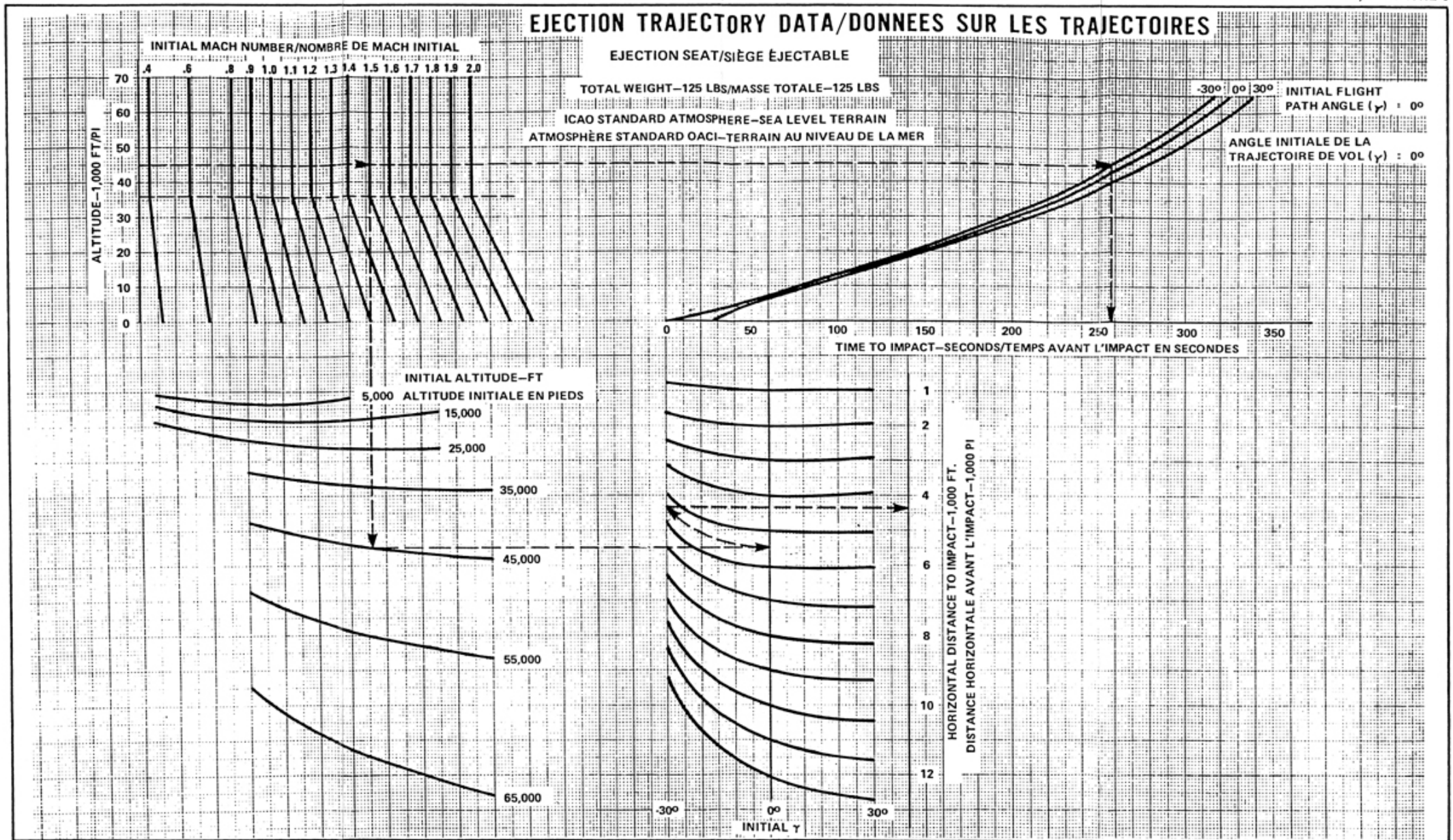
Objet	Description	(lbs) Wt.	(pi ²) S ₁	(pi ²) S ₂	(pi ²) S ₃	S _E for- mule	(pi ²) S _E	C _D
33	Ensemble électronique du dôme d'atterrisseur	,02	,02	,02	,01	d	,02	2,0
34	Gaine de câbles en plastique	,25	,15	,15	,00	a	,19	1,0
35	Partie du mât porteur droit	7,96	3,0	1,35	,15	d	2,17	1,4
36	Carrénage supérieur du mât porteur droit	,89	,44	,41	,25	d	,53	,6
37	Aile gauche	343,0	152,24	30,8	11,11	e	15,74	1,0
38	Aile droite (moins l'extrémité extérieure)	206,0	107,6	23,11	19,8	b	107,6	1,0
39	Verre dans un sac (ouverture pour l'appareil photographique)	1,0	,39	,08	,07	e	,3	1,0
40	Tube de métal interne (aile intérieure)	,01	,13	,13	,01	a	,17	1,0
41	Bourrelet en caoutchouc	,20	,17	,06	,04	b	,17	1,2
				(50" de long)				
42	Articulation du volet intérieur droit	1,69	,61	,08	,06	d	,36	1,41
43	Boîte en carton (vide)	1,52	2,03	1,83	1,08	d	2,39	1,14
44	Carrénage d'aile gauche en fibre de verre	,07	,09	,02	,00	b	,09	1,14
45	Articulation extérieure du volet avant droit	,48	,27	,06	,05	b	,05	2,32
46	Surface compensée d'aileron droit	8,3	1,07	,59	,55	e	1,13	,88
47	Support d'aileron et de volet droit	1,1	,23	,15	,01	e	,18	,8
48	Sac de nécessaire du pilote	3,75	,69	,35	,35	b	,35	1,05

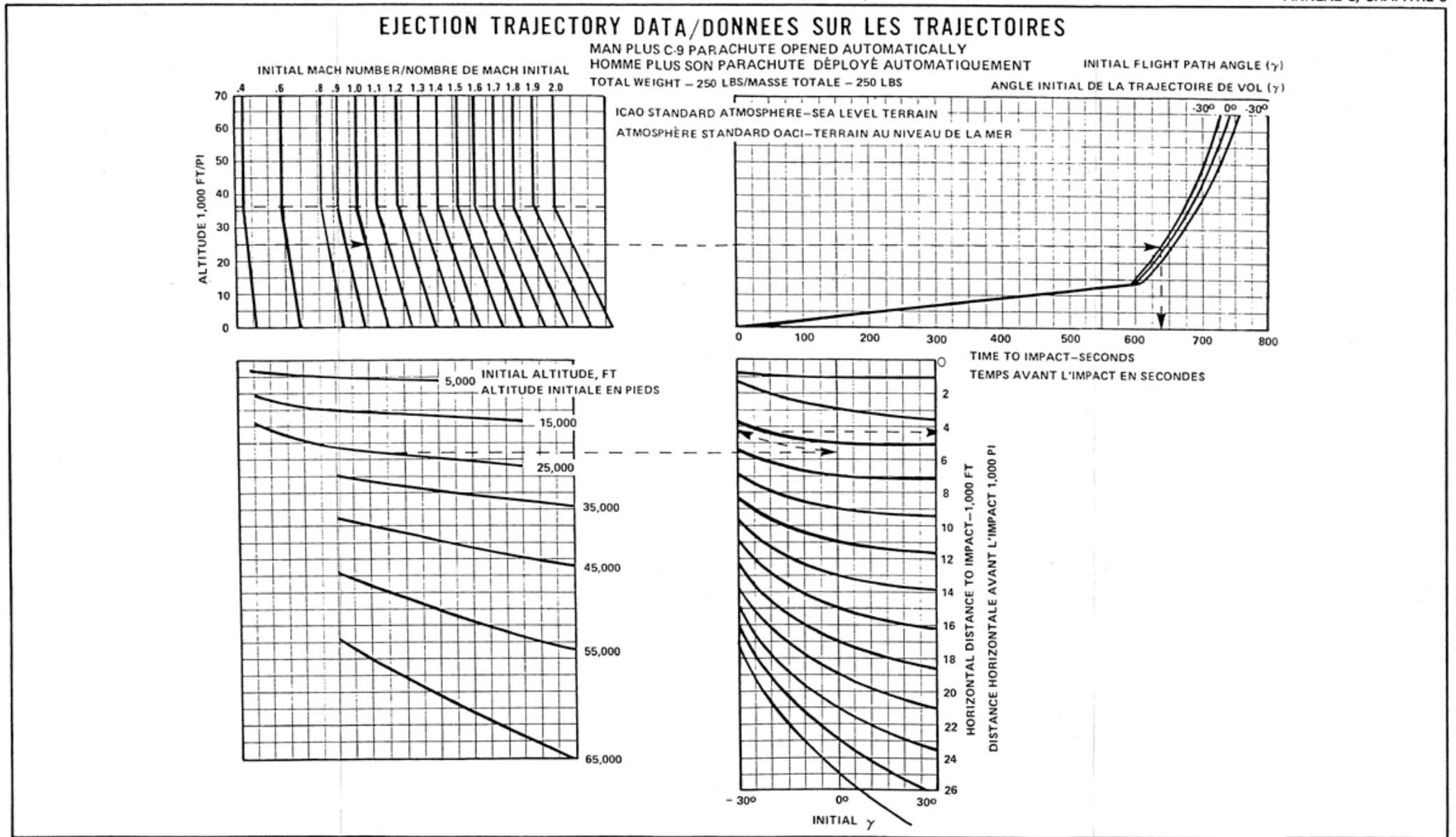
Objet	Description	(lbs) Wt.	(pi ²) S ₁	(pi ²) S ₂	(pi ²) S ₃	S _E for- mule	(pi ²) S _E	C _D
49	Partie de l'appareil d'étalonnage de l'altimètre	,27	,09	,04	,02	b	,04	1,0
50	Section principale de l'épave du fuselage	6388,	353,	235,	64,7	b	64,7	,15
51	Pièce déformée du volet droit	,13	,46	,00	,00	d	,22	2,21
52	Pièce déformée du volet gauche	,87	4,00	2,31	1,37	d	3,71	1,14
53	Couvercle d'une boîte en papier	,13	,56	,17	,17	d	,43	1,14
54	Boîte aplatie	,15	1,68	,04	,02	c	1,72	1,14
55	Bourrelet de fenêtre	,18	,16	,16	,00	b	,16	1,2
56	Boîte de plastique acrylique	,80	,12	,12	,03	b	,03	,6
57	Métal interne déformé	,02	,06	,01	,01	d	,04	1,3
58	Petite pièce en plexi-glass	,06	,14	,01	,01	d	,08	1,14

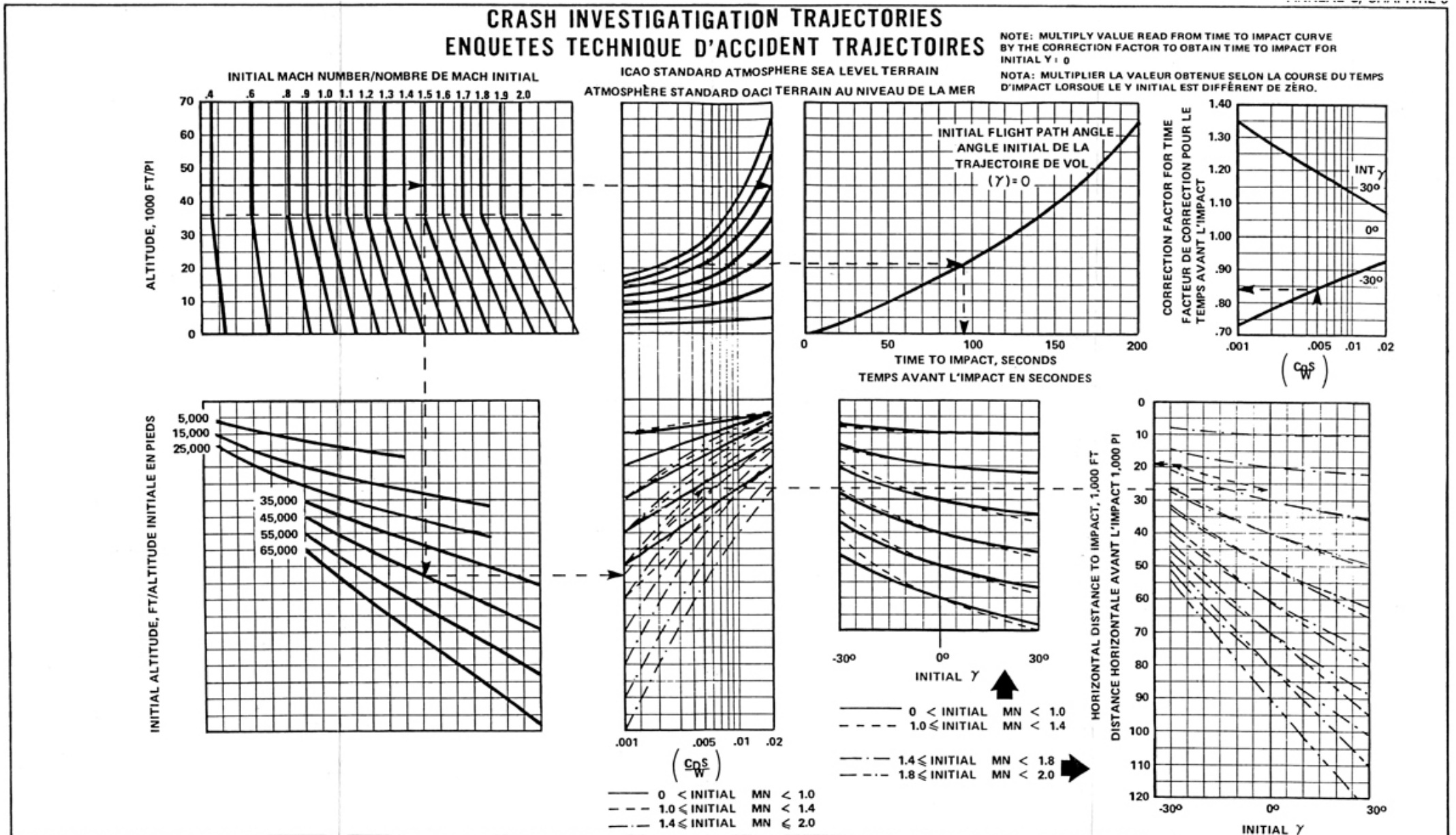
SUGGESTED VALUE OF C _D / VALEURS DE C _D SUGGÉRÉES		
<p>HOLLOW CONES CÔNES CREUX</p> <p>AIR FLOW ÉCOULEMENT DE L'AIR</p> <p>C_D = .50 C_D = 1.0</p> <p>AREA = $\frac{\pi d^2}{4}$ SURFACE = $\frac{\pi d^2}{4}$</p>	<p>CORRESPONDING AC FT PARTS WOULD INCLUDE RADOME TIPS OR ENTIRE RADOMES.</p> <p>LES PIÈCES CORRESPONDANTES SUR L'ÉARONEF COMPRENNENT LES EXTRÉMITÉS DE RADOMES OU LES RADOMES COMPLETS.</p>	
<p>CYLINDERS CYLINDRES</p> <p>C_D = .4 C_D = .8</p> <p>AREA = $\frac{\pi d^2}{4}$ SURFACE = $\frac{\pi d^2}{4}$</p>	<p>ENGINES, GUNS, LDG. GEAR STRUTS, ACTUATORS ETC.</p> <p>MOTEURS, MITRAILLEUSES, JAMBES DE TRAIN D'ATERRISSAGE, VÉRINS, ETC.</p>	
<p>CUBES OR SIMILAR RECTANGULAR SHAPES CUBE OU FORMES RECTANGULAIRES SIMILAIRES</p> <p>AVERAGE = MOYENNE C_D = .95</p> <p>AREA SURFACE $\frac{bd + cd}{2}$</p>	<p>"BLACK BOXES"</p> <p>"BOÎTES NOIRES"</p>	
<p>SPHERES SPHÈRES</p> <p>C_D = .47</p> <p>AREA = $\frac{\pi d^2}{4}$ SURFACE = $\frac{\pi d^2}{4}$</p>	<p>LIQUID OXY. BOTTLES, AIR BOTTLES, ETC.</p> <p>BOUTEILLES D'OXYGÈNE LIQUIDE, BOUTEILLE D'AIR, ETC.</p>	
<p>CUPS PARABOLES</p> <p>C_D = 1.4</p> <p>AREA = $\frac{\pi d^2}{4}$ SURFACE = $\frac{\pi d^2}{4}$</p>	<p>DISH ANTENNA</p> <p>ANTENNE PARABOLIQUE</p>	
<p>FLAT PLATES PLAQUES PLATES</p> <p>C_D = 1.17</p> <p>AREA = FRONTAL AREA LA SURFACE ÉGALE LA SURFACE FRONTALE</p>	<p>SKIN SECTIONS, FLAPS, AILERONS, DOORS, ETC.</p> <p>SECTIONS DE REVÊTEMENT, VOILETS, AILERONS, PORTES, ETC.</p>	
<p>BOMBS BOMBES</p> <p>C_D = .13</p> <p>AREA = $\frac{\pi d^2}{4}$ SURFACE = $\frac{\pi d^2}{4}$</p>	<p>BOMBS, TORPEDOES, ANY STREAMLINED, FIN STABILIZED SHAPES.</p> <p>BOMBES, TORPILLES, TOUT OBJET DE FORME PROFILÉ MUNI D'AILLETES; STABILISATRICES</p>	

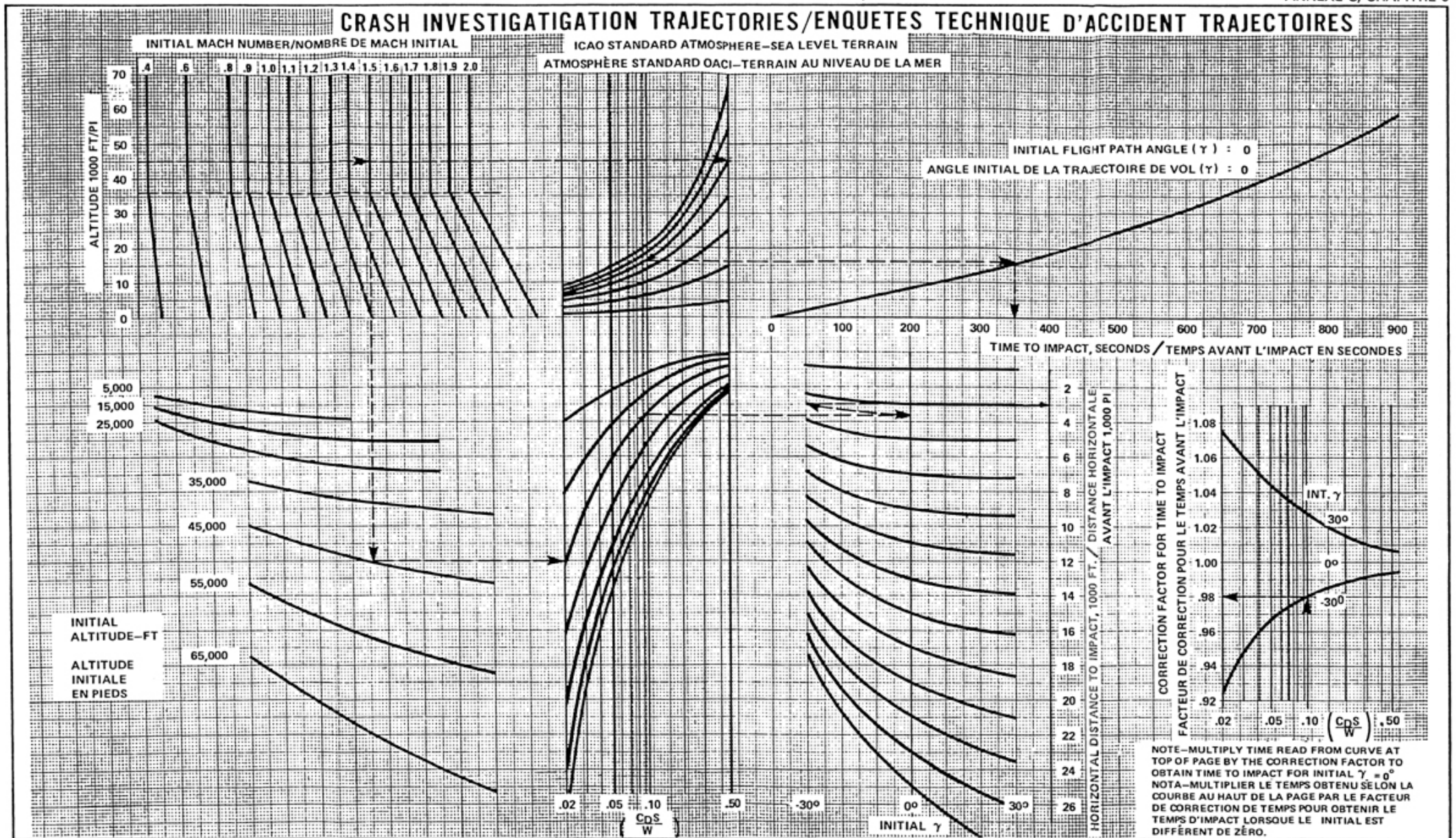










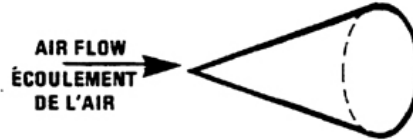


SAMPLE WIND DRIFT CALCULATION

EXEMPLE DE CALCUL DE DÉRIVE CAUSÉE PAR LE VENT

ASSUME/SUPPOSER

STD. DAY CONDITIONS
 CONDITIONS ATMOSPHERIQUES STANDARDS
 $C_D = 0.50$
 $S_E = 1.5 \text{ FT/PI}^2$
 $W = 25 \text{ LBS}$
 GROUND TRACK/ROUTE = 045°
 $M = .90$
 ALTITUDE = 20,000 FT/PI
 INITIAL $\gamma = 0^\circ$ (LEVEL FLIGHT)
 γ INITIAL = 0° (VOL EN PALIER)



$$\left(\frac{C_{DS}}{W} \right) = \frac{.50 (1.5)}{25} = .03$$

FREE FALL DYNAMIC PRESSURE (q) = $\frac{W}{C_{DS}} = \frac{25}{.50 (1.5)} = 33.3 \text{ LBS/FT/PI}^2$
 PRESSION DYNAMIQUE EN CHUTE LIBRE

1	2	3	4	5	6	7	8
ALTITUDE	Δ ALT.	DENSITY SLUGS/FT ³ DENSITÉ PAR UNITÉ DE MASSE/PI ³	$V^2 = \frac{2q}{\rho}$	V (FPS) V (PI/S)	Δ T (SEC) T (SI)	AVG. WIND VENT MOYEN	DRIFT (FT.) DÉRIVE (PI)
20,000	5,000	.001378	48,300	219.8	22.75	45K/360°	1730/180°
15,000	5,000	.001622	41,050	202.6	24.65	38K/310°	1580/130°
10,000	5,000	.001898	35,100	187.2	26.65	20K/290°	900/110°
5,000	5,000	.002209	30,150	173.6	28.80	20K/345°	974/165°
S-L							

NOTE: COLUMNS 2, 3, 4 & 5 ARE USED TO CALCULATE ΔT IN COLUMN 6.
 ALTERNATIVELY ΔT MAY BE OBTAINED FROM THE CHARTS IN FIGS. 5 & 6.

NOTA: ON UTILISE LES COLONNES 2, 3, 4 ET 5 POUR CALCULER LE ΔT DE LA COLONNE 6. ON PEUT ÉGALEMENT OBTENIR LE ΔT D'APRÈS LES ABAQUES DES FIGURES 5 ET 6.

