



# Rapport final de la Commission fédérale d'enquête sur les accidents d'aéronefs

**concernant l'accident**

de l'hélicoptère Agusta Bell 47 G2, HB-XCO

survenu le 21 novembre 1968

à l'aéroport de Berne

**Séance de la commission**

# R A P P O R T D ' E N Q U E T E

relatif à l'accident

de l'hélicoptère Agusta Bell 47 G2, HB-XCO

survenu le 21 novembre 1968

à l'aéroport de Berne

## 0. RESUME

Le pilote est surpris en vent arrière, à l'issue d'un vol d'écolage, par la rupture d'une pale de l'hélice anticouple. Le balourd provoqué par la perte de la pale entraîne la rupture du reste de l'hélice et d'une partie du mécanisme de transmission qui se séparent de la poutre. Le pilote passe aussitôt en autorotation, mais perd peu après le contrôle de l'hélicoptère qui pique du nez et s'écrase dans un champ en bordure de l'aéroport.

Le pilote, seul à bord, a été tué et l'appareil détruit.

L'enquête a révélé que la tôle utilisée pour la fabrication de la pale présentait un défaut au niveau de la cassure.

## 1. ENQUETE

L'accident s'est produit le jeudi 21 novembre 1968, à 1503 heure locale.

Il a été notifié au Bureau fédéral d'enquête des accidents d'aviation, une heure plus tard, par téléphone, par le Bureau d'information aéronautique de l'aéroport de Berne.

L'enquête, conduite en collaboration avec le Service d'identification judiciaire du canton de Berne et du Laboratoire fédéral d'essai des matériaux à Dübendorf, a été ouverte sur le lieu de l'accident, le même jour, à 1620 h, par l'enquêteur soussigné.

## 2. ELEMENTS

### 21. Renseignements sur le personnel

211. Pilote : † Année de naissance 1941

Licence de pilote privé (avions) délivrée le 27 juillet 1966, valable jusqu'au 9 janvier 1969, avec qualification voltige du 27 octobre 1966, permis spécial pour le vol de nuit du 18 avril 1967 valable jusqu'au 18 avril 1969 et qualification pour atterrissages en montagne du 18 juin 1968.

Licence restreinte de pilote professionnel (avions), délivrée le 13 janvier 1967, valable jusqu'au 15 janvier 1969.

Licence de pilote professionnel (avions), délivrée le 7 juin 1967, valable jusqu'au 1<sup>er</sup> février 1969.

Expérience de vol :

- sur avions à moteur : au total 778:15 heures ;
- sur hélicoptère : 8:30 heures dont 0:45 heure solo.

Début de l'écolage sur hélicoptères le 14 novembre 1968 à Berne.

Antécédent : Le 1<sup>er</sup> mai 1967, à l'aéroport de Berne, collision avec un obstacle en bordure du terrain à la suite d'un atterrissage trop long (voir rapport EFUK no 390).

212. Instructeur : Année de naissance 1925

Licence de pilote professionnel d'hélicoptères, délivrée le 23 juillet 1955, valable jusqu'au 7 février 1971, avec qualification instructeur du 30 décembre 1958.

Expérience de vol : environ 4000 heures.

L'instructeur cumule les fonctions de chef pilote et de chef technique de la Société Heliswiss à Belp.

## 22. Renseignements sur le matériel

### 221. Généralités

Propriétaire et exploitant : Heliswiss, Schweizerische Helikopter AG, Belp.

Type : Agusta Bell 47 G2, avec moteur Lycoming VO-435 de 260 CV.

Certificats de navigabilité et d'admission à la circulation

délivrés par la Section du matériel aéronautique de l'Office fédéral de l'air, respectivement les 29 février et 19 août 1968, valables jusqu'au 16 février 1969.

Caractéristiques : Hélicoptère léger polyvalent ; rotor bipale semi-rigide en balancier avec barre de stabilisation gyroscopique et hélice anticouple bipale rejetée à l'arrière de la poutre ; atterrisseur à patins.

L'hélicoptère HB-XCO a été mis en service le 17 février 1968. Il a été monté dans le courant de l'année 1967 par l'entreprise Heliswiss, à partir d'éléments originaux neufs Agusta Bell prélevés dans son stock et de pièces usagées mais révisées, récupérées sur des appareils accidentés de même marque.

L'hélicoptère totalisait 203:45 heures de service et l'hélice anticouple, montée neuve le 19 juillet 1968, 81:45 heures. Le dernier contrôle de 100 heures avait été effectué la veille de l'accident.

## 222. Poids et centrage

Selon manuel de vol :

- poids maximum autorisé : 2450 lbs ;
- limites opérationnelles du centre de gravité :
  - 3.0" à + 4.0" ;

Au moment de la rupture de l'hélice :

- poids : 1950 lbs ;
- position du centre de gravité : + 1.5"

Après la perte du dispositif anticouple :

- poids : 1932 lbs ;
- position du centre de gravité : - 0.91"

## 223. Description de l'hélice anticouple

Le rotor des hélicoptères Bell 47 tourne dans le sens contraire des aiguilles d'une montre.

L'hélice anticouple, entraînée par le rotor principal, a pour but de neutraliser la rotation (à droite) du fuselage engendrée par le couple moteur. Elle est constituée par deux pales creuses, à pas variable (angle de pas min. - 10.5°, max. + 13.5°), en tôle d'alliage léger AA Al-Mg 5052, roulée et collée au bord de fuite.

Chaque pale se compose de la pale proprement dite et d'une ferrure d'attache, de forme cylindrique, fixée à la tôle par une rangée de rivets répartis sur la circonférence du pied de pale.

Les pales sont renforcées :

- à l'emplanture, par un manchon collé de même matière que la pale solidaire de deux semelles de force s'étendant à l'extrados et à l'intrados du profil jusqu'au premier tiers de l'envergure ;
- au bord d'attaque, par un revêtement de protection en tôle d'acier inoxydable, roulé et collé sur les deux derniers tiers de l'envergure ;
- dans la zone de la section maximum, par un plot d'aluminium en nid d'abeilles ;
- à l'extrémité, par une nervure rivetée sur laquelle est vissée une languette témoin susceptible de se recourber lorsque l'extrémité de la pale entre en contact avec un plan d'eau.

La déformation des languettes témoins entraîne la mise au rebut des pales.

Les pales sont protégées par un traitement de surface approprié (oxydation anodique), puis recouvertes d'un enduit acrylique.

L'équilibrage statique de l'hélice est obtenu au moyen de masselottes fixées aux nervures d'extrémité et au bord de fuite des pales.

L'équilibrage dynamique est obtenu en jouant sur le nombre ou la dimension de rondelles fixées sur les ferrures de pied de pale, à l'extrémité des leviers de commande de pas.

## 224. Fiabilité des hélices anticouples métalliques montées sur les hélicoptères du type Bell 47

Les pales de ces hélices avaient été conçues à l'origine pour un potentiel de 2500 heures. Par la suite, plusieurs accidents, dus à des ruptures par fatigue survenues essentiellement au niveau des ferrures d'attache de pied de pale, ont incité les services officiels de l'Etat constructeur (USA) à diffuser une série de consignes de navigabilité de plus en plus restrictives, définissant chaque fois, à la lumière des expériences faites, de nouveaux critères de navigabilité.

La dernière consigne (AD 68-2-3), diffusée en date du 18 janvier 1968, limite définitivement le potentiel des pales à 600 heures, en subordonnant la navigabilité du matériel aux exigences suivantes :

- a) avant le premier vol de la journée et lors de chaque réapprovisionnement en carburant, inspection visuelle, au moyen d'un verre grossissant de force 3 au minimum, des zones critiques définies en A, B et C (voir annexe 2) en vue de décrier la présence de criques ou de déformations éventuelles ;
- b) ...
- c) ...
- d) ...
- e) ...
- f) ...
- g) les vérifications ci-dessus doivent être effectuées par le pilote personnellement ;
- h) dès 300 heures de service et toutes les 150 heures jusqu'à la mise au rebut, inspection interne des ferrures d'attache au moyen d'un miroir approprié.

## 23. Terrain

Voir AIP Switzerland Aérodrome Chart ICAO Berne-Belp AGA 2.

L'aéroport de Berne est situé à l'altitude de 510 m/mer.

L'hélicoptère s'est écrasé environ 200 m au sud du carré d'exercice pour hélicoptères, tracé à l'ouest de la piste

principale dans le périmètre de l'aire de manœuvre normalement réservée au vol à voile.

#### 24. Météo

Ciel couvert, bonne visibilité, pas de précipitations, vent calme, température + 8°C.

#### 25. Organisation

L'accident s'est produit lors d'un vol d'écolage de la société HELISWISS. Cette société est en possession des autorisations exigées pour l'exploitation d'une école de pilotes d'hélicoptère, ainsi que pour l'entretien d'appareils du type mentionné dans ce rapport.

### 3. CIRCONSTANCES DE L'ACCIDENT

(Reconstituées sur la base des dépositions d'un instructeur et des constatations faites par l'enquêteur sur le lieu de l'accident)

31. Le jeudi 21 novembre 1968, à 1449 h, l'élève-pilote décolle de l'aéroport de Berne aux commandes de l'hélicoptère Agusta Bell 47 G2, HB-XCO, afin d'effectuer, sous la surveillance directe de son instructeur, une série de tours de piste à une hauteur d'environ 100 mètres, avec volte à main gauche et atterrissage de précision au centre du carré d'exercice aménagé sur la partie ouest de l'aéroport.

32. Après avoir accompli quatre tours à l'entière satisfaction de son instructeur, l'élève reçoit la mission de clore l'exercice par un cinquième tour. L'instructeur, qui se tient en bordure du carré, observe machinalement l'appareil jusqu'à la sortie du premier virage. Mais peu après avoir quitté l'hélicoptère des yeux, il entend une variation insolite dans son bruit général. Portant son regard en direction au vent arrière, l'instructeur voit l'appareil, en crabe, avec le fuselage orienté 10 à 15° à gauche de sa trajectoire, écourter sa volte et rentrer au terrain.

En base, soit 5 à 10 secondes après le début de la manifestation du phénomène acoustique, le témoin voit plusieurs

éléments qu'il ne réussit pas à identifier immédiatement se séparer de l'arrière de la poutre. Cette observation est accompagnée de deux claquements secs qu'il compare à deux coups de feu tirés à bref intervalle.

L'instructeur note aussi au bruit caractéristique engendré par les pales du rotor, ainsi qu'à un emballement passager du moteur - provoqué par une fermeture incomplète de la poignée des gaz lors de l'abaissement du levier de pas général - que le pilote a passé en autorotation.

Peu après, l'hélicoptère, qui avait légèrement basculé vers l'avant, se cabre brusquement. Il reste un instant dans cette position, puis glisse en arrière en pivotant lentement à gauche. Finalement, basculant à nouveau vers l'avant, l'appareil pique en direction du sol en conservant son mouvement de rotation.

Concentrant son attention sur la partie arrière de la poutre, le témoin constate à ce moment que le dispositif anticouple et la garde tubulaire ont disparu.

L'hélicoptère percute violemment le sol sous un angle d'environ 30°, avec le fuselage orienté au cap 160°, dans la direction opposée à celle de l'approche.

#### 4. DOMMAGES

L'élève-pilote a été tué sur le coup.

L'hélicoptère a été complètement détruit.

Tiers au sol : néant.

#### 5. CONSTATATIONS DIVERSES

51. Sur le lieu de l'accident, l'enquêteur a fait les constatations suivantes :

Toutes les parties manquantes du dispositif anticouple, à savoir :

- une pale rompue ;
- la boîte de transmission avec le reste de l'hélice ;
- la garde tubulaire, en quatre fragments ;



gisaient dans l'herbe, disséminées sur l'axe d'approche, de part et d'autre de l'épave principale, sur une distance d'environ 120 mètres.

Un premier examen de ces éléments a montré que la dislocation du dispositif anticouple a été provoquée par la rupture d'une pale. Cette rupture, intéressant la totalité de la section de la pale, s'est produite à 21.5 cm de l'emplanture, au niveau des semelles de renforcement, hors des zones critiques définies à l'annexe 2.

Des traces évidentes de fatigue étaient visibles au verre grossissant sur la cassure de la semelle collée à l'extrados du profil.

Les deux pales présentaient en outre, à 33 cm de leur extrémité, au bord d'attaque, à l'intrados, des marques de flambage caractérisées par des déformations de la tôle et une fissure d'environ 2 cm de longueur perpendiculaire au bord d'attaque.

La fixation et l'articulation des pales sur le moyeu et l'hélice ne présentaient aucun jeu anormal et l'inspection de la poutre, du mécanisme de transmission et de commande de pas n'a rien révélé de particulier.

Aucune trace de collision avec un oiseau ou un objet quelconque n'a été relevée sur les débris de l'hélice. Les languettes témoins fixées à l'extrémité de chaque pale étaient encore intactes.

52. Les pales, fabriquées sous licence par l'entreprise Giovanni Agusta à Gallarate, en 1967, avaient été importées d'Italie à l'état neuf par la Société Heliswiss au début de l'année 1968.

N'étant pas parvenu, au cours d'un premier montage sur un autre hélicoptère du même type, à équilibrer l'hélice conformément aux instructions du constructeur, l'exploitant retourna les pales au fabricant qui les soumit à une révision, puis les renvoya à l'acheteur, accompagnées d'un rapport de travail et d'un nouveau certificat de navigabilité délivré par les services officiels italiens.

L'assemblage des pales donnant ensuite satisfaction, l'hélice

fut montée sur hélicoptère HB-XCO. Les 16 et 18 novembre 1968, l'instructeur, volant à bord de cet appareil avec l'élève à la double commande, ressentit une légère vibration dans la commande de pas de l'hélice anticouple.

Dans le courant de la journée du 18, une vibration plus importante, engendrée par un jeu excessif dans l'un des paliers du rotor principal, s'étant manifestée, l'instructeur décida, en sa qualité de chef technique de l'entreprise, d'avancer de quelque peu la date de la prochaine visite périodique et envoya l'hélicoptère à l'atelier pour un contrôle de 100 heures.

Le 21 novembre au matin, l'instructeur reprit l'appareil pour poursuivre l'écolage avec l'élève. Accompagné de son élève, l'instructeur effectua un vol de contrôle d'une durée de 10 minutes au cours duquel il constata que les vibrations engendrées par l'hélice anticouple, bien que devenues presque imperceptibles, n'avaient pas totalement disparu. Estimant toutefois que celles-ci ne présentaient pas de danger particulier dans l'immédiat, l'instructeur décida de poursuivre l'écolage et se réservant de procéder personnellement, en fin de journée, à un tracking de l'hélice, dans le but de vérifier si les deux pales tournaient effectivement rigoureusement dans le même plan.

L'après-midi, l'instructeur accompagna son élève pour une séance de 30 minutes à la double commande, puis descendit de l'appareil pour permettre à l'élève d'effectuer une nouvelle série de tours de piste seul à bord.

L'accident survint au cinquième tour, après 14 minutes de vol.

53. Les débris de l'hélice anticouple ont été soumis au Laboratoire fédéral d'essai des matériaux pour expertise.

L'examen visuel à la binoculaire de la pale rompue a confirmé l'existence de zones de fatigue au niveau de la semelle de renforcement à l'extrados du profil. Ces zones, intéressant la totalité de l'épaisseur de la semelle, s'étendaient sur les trois quarts de la largeur de la pièce, le reste de la section figurant la zone de rupture instantanée.

La cassure résiduelle, soit la majeure partie de la section de

la pale, présentait toutes les caractéristiques d'une rupture statique avec striction importante de la tôle sur tout le pourtour du profil.

L'examen métallographique a révélé la présence, aux centres de rayonnement des zones de fatigue, de criques, dont l'amorce se situait au niveau de défauts venus de fabrication, localisés sur la surface extérieure de la semelle.

Une analyse de la zone critique a permis d'établir que ces défauts, matérialisés par des fissures et discontinuités dans l'orientation du fibrage du matériau, étaient antérieurs au traitement de surface, ainsi qu'en témoignent des dépôts d'oxyde d'aluminium déposés par voie électrolytique dans le fond et sur les flancs de ces fissures.

L'examen des zones de flambage relevées à l'intrados des deux pales, au voisinage du bord d'attaque, a mis en évidence une cassure sans déformation, sertie d'une zone restreinte d'ondes de fatigue qui avaient pris naissance à la surface extérieure du profil sous le revêtement d'acier collé.

L'analyse chimique du matériau a montré que l'alliage était correct, bien que sa composition ne fût pas rigoureusement conforme à la norme standard américaine AA Al-Mg 5052. En effet, le chrome qui entre pour 0.15 à 0.35 % dans la composition de l'alliage 5052 et dont l'adjonction permet d'obtenir un grain plus fin faisait défaut, alors que la teneur en manganèse était de 0.2 % (0.3 au lieu de 0.1%) supérieure à la quantité retenue pour cette composition.

Des mesures de dureté effectuées selon la méthode Vickers ont donné les résultats suivants :

- semelle d'extrados de la pale rompue : 78 kg/mm<sup>2</sup> ;
- semelle d'extrados de la pale opposée : 74-84 kg/mm<sup>2</sup> ;
- zone de flambage à intrados du bord d'attaque : environ 80 kg/mm<sup>2</sup> pour les deux pales.

Ces chiffres correspondent à un alliage de qualité mi-dure.

Des essais de rupture à la traction à partir d'éprouvettes prélevées dans le matériau des pales ont montré que les propriétés mécaniques de la tôle (limite d'allongement, ductilité et résistance à la traction) étaient satisfaisantes

et répondaient aux normes applicables à un matériau de cette nature.

## 6. DISCUSSION

61. Le personnel directement impliqué dans cet accident (élève et instructeur) était en possession des titres nécessaires à l'exercice de ses fonctions.

62. L'hélicoptère était accompagné de certificats valables de navigabilité et d'admission à la circulation. L'appareil était exploité par son propriétaire, lequel était en possession des autorisations et installations nécessaires à son entretien.

63. L'accident a été provoqué par la rupture d'une pale de l'hélice anticouple survenue au moment où l'élève-pilote, seul à bord, arrivait au terme d'une série de tours de piste effectués sous la surveillance directe de son instructeur. Le balourd provoqué par la rupture de la pale entraîna la dislocation du reste de l'hélice qui se sépara de la poutre au niveau de la boîte de transmission, provoquant du même coup l'arrachement de la garde tubulaire.

La perte du dispositif anticouple plaça le pilote dans une situation extrêmement critique qu'il réussit à maîtriser momentanément en coupant les gaz et en passant en autorotation. Le délestage provoqué par la perte de l'hélice engendra en outre un moment piqueur que le pilote voulut probablement compenser en tirant la commande cyclique en arrière. Mais la manœuvre ayant vraisemblablement été effectuée un peu brusquement, l'hélicoptère se cabra et la diminution de vitesse qui en résulta provoqua à son tour une augmentation du taux de descente que le pilote ne parvint manifestement plus à corriger.

64. Un premier examen des débris de l'hélice anticouple a montré que la rupture de la pale s'était produite hors des zones jusqu'ici réputées critiques.

Les analyses et examens effectués en laboratoire ont mis en évidence, sur la cassure, au niveau de la semelle de renforcement à l'extrados de la pale, des zones de fatigue

imputables à des altérations locales résultant manifestement de contraintes mécaniques accidentelles survenues en cours de fabrication.

65. Des traces de fatigue ont également été mises en évidence dans les zones de flambage relevées à l'intrados des deux pales, sous le renforcement en acier du bord d'attaque.

Le matériau ne présentait ici, en revanche, aucune trace notable d'altérations préexistantes, ni au niveau des fissures, ni au voisinage de celles-ci.

Les circonstances dans lesquelles ce flambage - vraisemblablement provoqué par des sollicitations axiales alternées de caractère vibratoire, à l'instar de la rupture principale - a pu se produire, n'ont pas pu être déterminées.

Le fait que ce phénomène se soit manifesté de manière rigoureusement identique sur les deux pales et à égale distance du moyeu de l'hélice, permet de conclure que ces déformations s'étaient déjà produites lorsque la pale s'est rompue.

## 7. CONCLUSION

L'accident est dû à une perte de contrôle survenue à la suite de la rupture en vol d'une pale de l'hélice anticouple.

L'enquête a révélé que le matériau utilisé pour la fabrication de la pale rompue présentait un défaut au niveau de la cassure.

Berne, le 12 novembre 1970

L'enquêteur

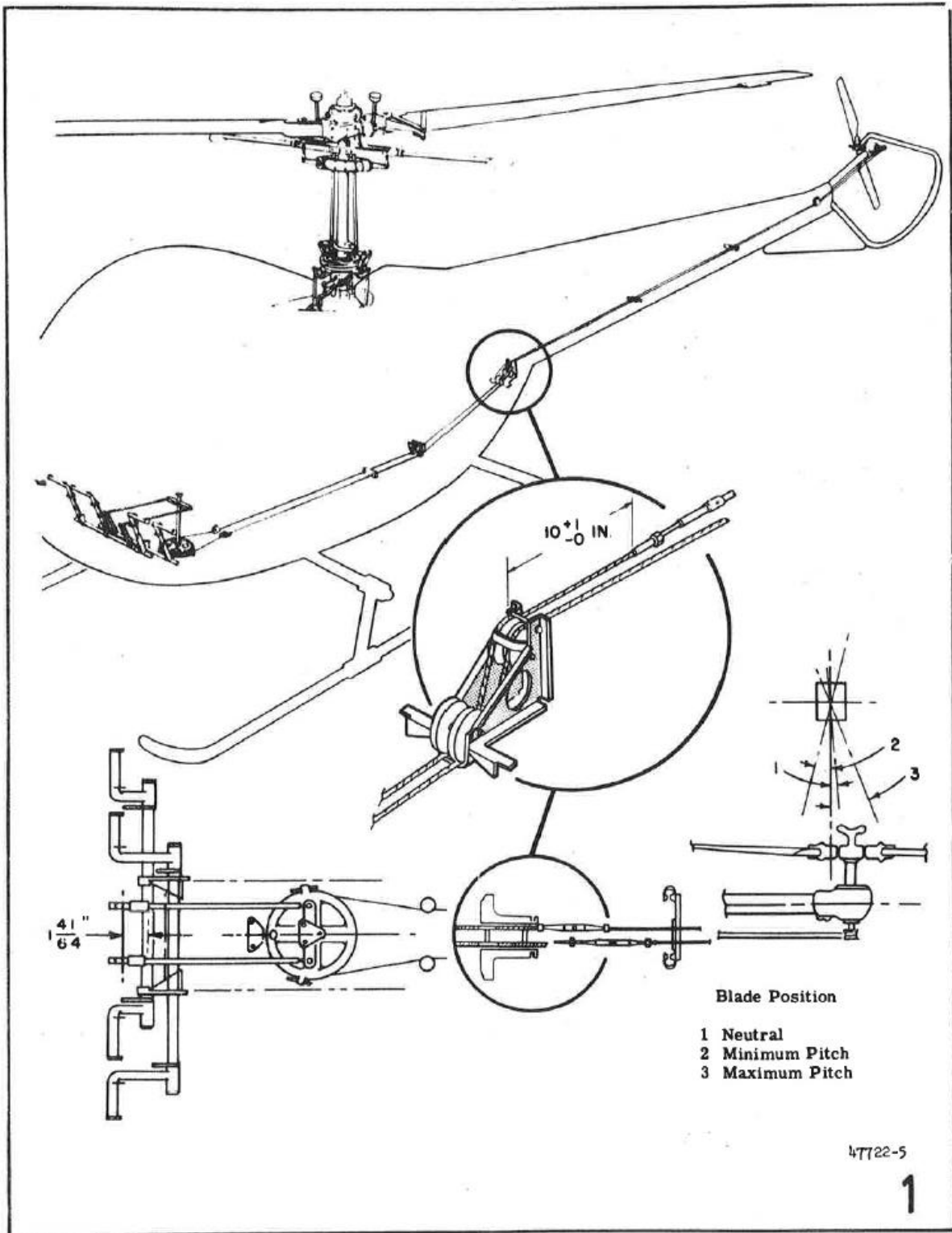
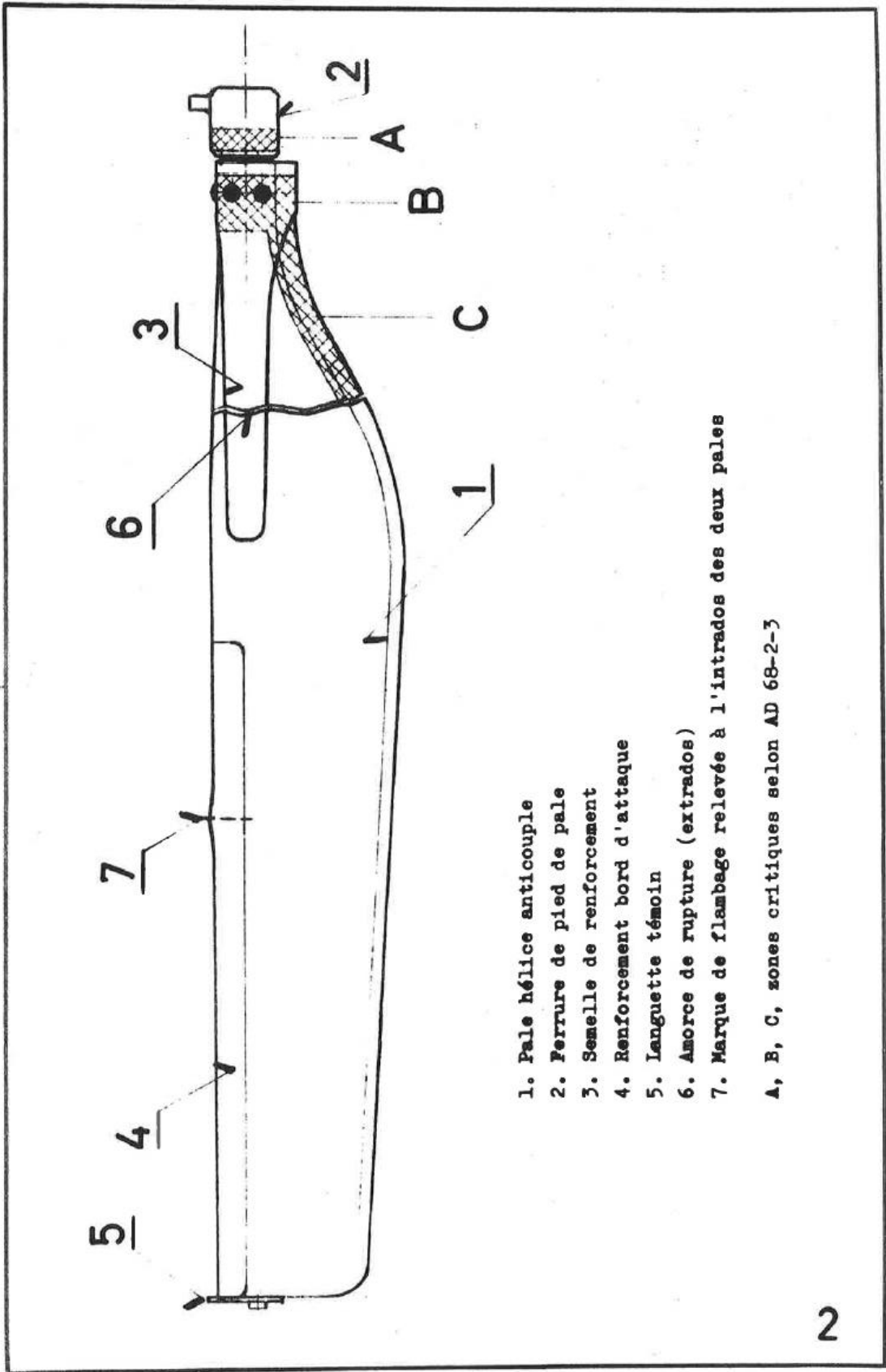


Figure 7-10. Rigging Tail Rotor Controls



- 1. Pale hélice anticouple
  - 2. Ferrure de pied de pale
  - 3. Semelle de renforcement
  - 4. Renforcement bord d'attaque
  - 5. Langnette témoin
  - 6. Amorce de rupture (extrados)
  - 7. Marque de flambage relevée à l'intrados des deux pales
- A, B, C, zones critiques selon AD 68-2-3

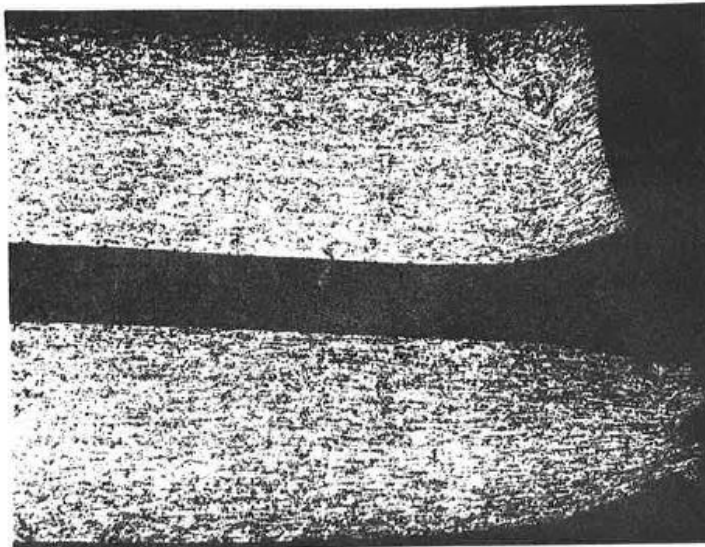
GEBROCHENES PROPPELLERBLATT

M I K R O G E F Ü G E

Propellerblatt - Oberseite

Nr. 34'337

× 35



Lamelle (Lasche)  
praktisch kontraktionsloser Ermüdungsbruch

Blatt  
Gewaltbruch mit starker Kontraktion

Probe E 1 ( Schnittebene wie Bild Nr. 34'341 )

Oben : Krafteinleitungslasche mit lokaler Faserablenkung (von einer scharfen Biegung herrührend) und Anrissen an der stellenweise stufenförmig abgesetzten, äusseren Randzone im Bereich der Bruchfläche.

Unten : Propellerblech mit Verformungsbruch.