



RAPPORT D'ENQUÊTE

Accident du Pitts S2-B
immatriculé **F-GEAL**
survenu le 8 décembre 2013
à Meaux Esbly (77)

BEA

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile

Ministère de la Transition Écologique et Solidaire

Les enquêtes de sécurité

Le BEA est l'autorité française d'enquêtes de sécurité de l'aviation civile. Ses enquêtes ont pour unique objectif l'amélioration de la sécurité aérienne et ne visent nullement la détermination des fautes ou responsabilités.

Les enquêtes du BEA sont indépendantes, distinctes et sans préjudice de toute action judiciaire ou administrative visant à déterminer des fautes ou des responsabilités.

Table des matières

LES ENQUÊTES DE SÉCURITÉ	2
SYNOPSIS	6
1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE	8
1.1 Déroulement du vol	8
1.2 Tués et blessés	8
1.3 Dommages à l'aéronef	8
1.4 Autres dommages	8
1.5 Renseignements sur le pilote	8
1.6 Renseignements sur l'aéronef	8
1.6.1 Cellule	8
1.6.2 Moteur	9
1.6.3 Hélice	10
1.6.4 Maintenance et suivi de navigabilité	10
1.7 Renseignements météorologiques	11
1.8 Aides à la navigation	11
1.9 Télécommunications	11
1.10 Renseignements sur l'aérodrome	11
1.11 Enregistreurs de bord	11
1.12 Renseignements sur l'épave et l'impact	12
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	12
1.14 Incendie	12
1.15 Questions relatives à la survie des occupants	12
1.16 Essais et recherches	12
1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion	12
1.17.1 Rôle du détenteur du certificat de type	13
1.17.2 Rôle des autorités	13
1.17.3 Organisme de gestion du maintien de la navigabilité	14
1.17.4 Rôle du propriétaire	14
1.18 Renseignements supplémentaires	15
1.18.1 Bulletin de service Lycoming n°482	15
1.18.2 Expérience en service	16
1.18.3 Témoignages sur la maintenance	17
1.18.4 Témoignage du pilote	18
1.18.5 Autres renseignements	18

2 - ANALYSE	19
2.1 Scénario	19
2.1 Détection de la fissuration	19
2.3 Diffusion d'informations relatives au maintien de navigabilité	19
2.4 Prise en compte de l'information de sécurité par les autorités de navigabilité	20
3 - CONCLUSION	21
3.1 Faits établis par l'enquête	21
3.2 Causes de l'accident	21
4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE	22
ANNEXES	23

Glossaire

AD	Airworthiness Directive (Consigne de Navigabilité)
AESA	Agence Européenne de la Sécurité Aérienne
ATSB	Australian Transportation Safety Bureau (Organisme d'enquête australien)
CAMO	Continuing Airworthiness Management Organisation
CASA	Civil Aviation Safety Authority (Autorité australienne de l'aviation civile)
DSAC	Direction de la Sécurité de l'Aviation Civile
FAA	Federal Aviation Administration (Agence américaine en charge de l'aviation civile)
IAC	International Aerobatic Club
NTSB	National Transportation Safety Board (Organisme d'enquête américain)
OSAC	Organisme pour la Sécurité de l'Aviation Civile
SB	Service Bulletin
SI	Service Instruction
SL	Service Letter
TAIC	Transport Accident Investigation Commission (Organisme d'enquête néo-zélandais)

Synopsis

Heure	À 17 h 07 ⁽¹⁾
Exploitant	Privé
Nature du vol	Aviation générale, vol local, voltige
Personnes à bord	Pilote et un passager
Conséquences et dommages	Avion fortement endommagé

⁽¹⁾Les heures figurant dans ce rapport sont exprimées en heure locale.

Désolidarisation de l'hélice en vol, endommagement de la dérive, après un vol de voltige, atterrissage forcé sur aérodrome

Le 8 décembre 2013, le pilote, aux commandes d'un Pitts S2-B à moteur Lycoming AEIO-540 et hélice bipale métallique Hartzell, décolle pour un vol de voltige lors duquel il réalise plusieurs figures qui entraînent une variation rapide de l'orientation de l'axe de rotation de l'hélice.

De retour du vol, en vent arrière, le pilote ressent des vibrations dont l'intensité augmente. Le pilote réduit la puissance du moteur et se déclare en situation d'urgence. L'ensemble formé par l'hélice et une partie du vilebrequin se désolidarise du moteur et heurte la dérive. Constatant l'apparition de fumées et la présence d'huile sur le pare-brise de l'avion, le pilote arrête le moteur et réalise un atterrissage forcé.

L'accident résulte de la fissuration progressive en fatigue puis la rupture du vilebrequin, due aux efforts de flexion rotative appliqués lors de certaines manœuvres de voltige par l'hélice sur le vilebrequin. L'enquête a montré que l'utilisation conjointe de moteurs Lycoming AEIO-540 et d'hélices bipales métalliques Hartzell, lorsqu'ils sont utilisés pour des vols de voltige comportant certaines manœuvres avec un fort effet gyroscopique, constituait un facteur de risque accru de rupture du vilebrequin.

En 1988, le constructeur du moteur, Lycoming, a émis un bulletin de service (SB) préconisant une inspection visuelle de l'ensemble de la zone du vilebrequin située entre le joint spi et la flasque porte hélice. Cette inspection, qui doit avoir lieu toutes les dix heures de vol de voltige incluant des figures en catégorie « *unlimited* », nécessite de démonter l'hélice, la couronne de démarreur et le joint spi. La complexité, la répétition fréquente et le temps nécessaire à la réalisation des tâches prescrites par ce SB rendent son application contraignante et sa prise en compte peu réaliste par les exploitants.

Ce SB n'a pas donné lieu à la publication d'une consigne de navigabilité (AD) de la FAA, autorité primaire de certification de l'avion, du moteur et de l'hélice. Les autorités de l'aviation civile de l'Australie et de la Nouvelle Zelande ont imposé l'application de ce SB par l'émission une consigne de navigabilité. Le BEA a répertorié plusieurs accidents similaires à celui du F-GEAL sur des avions de voltige équipés d'un moteur Lycoming et d'hélices bipales métalliques. Il est probable que leurs exploitants n'avaient pas conscience de ce SB. L'inspection prévue par ce SB n'a pas été réalisée sur le F-GEAL.

Sur la base de l'enquête de sécurité, le BEA a adressé deux recommandations de sécurité à la FAA et une à l'AESA relatives aux avions équipés des moteurs visés dans le SB considéré et d'hélices bipales métalliques Hartzell.

1 - RENSEIGNEMENTS DE BASE

1.1 Déroulement du vol

Le 8 décembre 2013, le pilote, accompagné d'un passager, décolle de l'AD Meaux Esbly pour un vol de voltige. Il est aux commandes d'un Pitts S2-B à moteur Lycoming AEIO-540 et hélice bipale métallique Hartzell. Lors de ce vol, il réalise plusieurs figures qui entraînent une variation rapide de l'orientation de l'axe de rotation de l'hélice.

De retour, en vent arrière, le pilote ressent des vibrations. Leur intensité augmente, il réduit la puissance du moteur et se déclare en situation d'urgence.

L'ensemble formé par l'hélice et une partie du vilebrequin se désolidarise du moteur et heurte la dérive.

Le pilote constate l'apparition de fumées et la présence d'huile sur le pare-brise de l'avion. Il arrête le moteur et réalise un atterrissage forcé.

1.2 Tués et blessés

Le pilote et le passager sont indemnes.

1.3 Dommages à l'aéronef

L'hélice et le vilebrequin sont détruits et retrouvés à proximité de l'aérodrome. Le moteur et une partie de la dérive sont fortement endommagés.

1.4 Autres dommages

Sans objet.

1.5 Renseignements sur le pilote

Le pilote totalisait 2 206 heures de vol, dont environ 1 500 heures en voltige et 1 300 sur type. Il avait effectué environ 6 h 30 heures de vol de voltige dans les trois mois précédents, toutes effectuées sur le F-GEAL.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Cellule

Le Pitts Special est un avion monoplace de voltige biplan dont le modèle d'origine a effectué son premier vol en septembre 1944. La première version biplace (S-2A) a volé pour la première fois en 1967. Le tableau ci-dessous résume certaines caractéristiques du moteur et de l'hélice des différents modèles du type S-2 :

Version du S-2	Date d'ajout au certificat de type	Moteur (Lycoming)	Type d'hélice d'origine (Hartzell, vitesse constante)
A	Juin 1971	AEIO-360	Bipale métallique
S	Mai 1981	AEIO-540	Bipale métallique
B	Avril 1983	AEIO-540	Bipale métallique
C	Juin 1998	AEIO-540	Tripale composite

Le tableau ci-après présente les informations relatives au F-GEAL :

Constructeur	Christen Industries INC
Type	Pitts S-2B
Numéro de série	5197
Mise en service	12/07/1991
Certificat de navigabilité	N°108172 (obtenu le 4 janvier 2010)
Certificat d'examen de navigabilité	N°622013 (renouvelé le 6 mai 2013)
Utilisation au 8 décembre 2013	1 234 heures de vol

1.6.2 Moteur

Le tableau ci-après présente les informations relatives au moteur Lycoming AEIO-540-D4A5 du F-GEAL :

Numéro de série	L-24455-48A
Date de production	Novembre 1990
Temps total de fonctionnement	1 234 h 45
Nombre de cycles total	2 468
Temps de fonctionnement depuis la dernière visite	42 h 33

L'instruction de service de Lycoming, N°1009AV, du 8 juillet 2013 indique que l'intervalle entre deux révisions générales d'un moteur de type AEIO-540-D4A5 est de 1 400 heures de fonctionnement. Cette instruction précise en note que :

« La fiabilité et la durée de vie des moteurs peuvent être défavorablement affectées si au cours de l'exploitation, des variations de puissance de fortes amplitudes sont appliquées de façon répétée (...). Les manœuvres induisant une survitesse moteur contribuent également à une usure anormale tendant à raccourcir la durée de vie du moteur (...). Il est donc de la responsabilité de l'opérateur que de déterminer le pourcentage de temps d'utilisation du moteur en voltige et d'établir son propre intervalle entre les révisions générales. Le maximum recommandé est précisé dans cette instruction ».

Le programme approuvé d'entretien du moteur prévoit des visites périodiques :

- Journalières :
 - Constituées principalement de contrôles visuels.
 - Effectuées lors de la visite pré-vol de l'avion.
- En plus de la visite journalière, toutes les 50 heures de fonctionnement :
 - Contrôles des circuits d'allumage, de carburant, de lubrification, d'échappement et de refroidissement.
 - Vidange.
 - Remplacement ou nettoyage des filtres du système de lubrification après recherche de particules métalliques.

□ En plus des tâches précédentes, toutes les 100 heures de fonctionnement ou un an :

- Contrôles du système électrique, des magnétos et des attaches moteur.
- Contrôles des accessoires (pompe, sondes, etc.)
- Contrôles du circuit d'injection du carburateur aux injecteurs.

Note : Aucune de ces visites périodiques du moteur ne prévoit le démontage de l'hélice, ni l'inspection du vilebrequin.

1.6.3 Hélice

L'avion était équipé d'une hélice bipale en alliage d'aluminium, à vitesse constante, de marque Hartzell et de type HC-C2YR-4CF/FC8477A-4.

	Moyeu	Pale 1	Pale 2
Numéro de série	AU10444B	H29849	H29846
Temps total de fonctionnement	507 h 34 ⁽²⁾	1 234 h 45	
Temps de fonctionnement depuis la dernière révision générale	42 h 33		

⁽²⁾Moyeu changé pour répondre au SB Hartzell n°61-227, après 727 h 11 de fonctionnement, en juin 2002.

Le manuel du propriétaire d'hélice dans sa révision 19 de novembre 2013, indique que l'intervalle entre deux révisions générales d'une hélice de type HC-C2YR-4CF/FC8477A-4 est de 2 000 heures de fonctionnement.

Par ajouts au certificat de type original, le Pitts S-2B peut être équipé de différents types d'hélices dont les caractéristiques sont résumées dans le tableau ci-après :

Constructeur	Hartzell	MT Propeller	Hartzell		MT Propeller	
	HC-C2YR-4CF	MTV-9-B-C	HC-C3YR		MTV-9-B-C	
-1A			-4A			
Nb de pales	2	3	3		3	
Modèle de pale	C8477	C190-18a	7690 C ou E	7690E	C188-18b	C203-46
Matériaux	Aluminium	Bois et fibre de verre	Aramide		Bois et fibre de verre	
Diamètre	213 cm (84 in)	190 cm (74,8 in)	198 cm (78 in)		190 cm (74,8 in)	203 cm (80 in)
Poids	28 kg (62 lbs)	24kg (53 lbs)	27 kg (60 lbs)		24kg (53 lbs)	
Certification	Modèle d'origine	1996	Entre 1997 et 1998		Après 2001	

1.6.4 Maintenance et suivi de navigabilité

1.6.4.1 Maintenance

Le moteur et l'hélice ont été révisés entre mars et avril 2013.

La révision générale de l'hélice (moyeu et pales) s'est faite après 1 192 h 12 de fonctionnement total et 246 h 58 depuis la dernière révision générale, dans un atelier agréé conformément à la Part 145.

Le rapport de contrôle indique :

- ❑ Un brinellage⁽³⁾ important des pistes de roulements de pieds de pales, provoqué par des efforts importants en traction.
- ❑ Une usure hors tolérance des alésages de glissement du tube de changement de pas ; cette usure est provoquée par le déplacement du tube lors de la régulation de l'hélice et est constatée sur les alésages avant et arrière du moyeu.

La visite périodique du moteur (type visite 100 heures/un an) a été effectuée après 34 h 52 heures de fonctionnement depuis la dernière visite annuelle datant de février 2012.

Le moteur et l'hélice ont été remis en service le 21 avril 2013, par le pilote propriétaire, qui est mécanicien agréé conformément à la Part 66. Le jour de l'accident, il n'y avait aucune opération de maintenance différée.

1.6.4.2 Suivi de navigabilité

Le suivi de navigabilité était effectué par la Société d'Études et de Gestion Aéronautique (SEGA), un organisme agréé conformément à la sous-partie G de la Section A de la Part M (règlement EU n°2042/2003).

Les AD applicables au moteur Lycoming installé sur un aéronef immatriculé dans un État Membre de l'AESA sont celles émises par la FAA et l'AESA. Il existait au moment de l'événement 21 AD⁽⁴⁾ émises par la FAA et concernant le moteur AEIO 540. Deux concernaient le vilebrequin mais le numéro de série du moteur du F-GEAL n'était pas concerné.

L'avion détenait un certificat d'examen de navigabilité en état de validité, renouvelé le 6 mai 2013 par la SEGA.

1.7 Renseignements météorologiques

Les conditions météorologiques étaient CAVOK avec un vent faible de secteur sud-ouest.

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Télécommunications

Sans objet.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

1.11 Enregistreurs de bord

L'avion n'était pas équipé d'enregistreur de vol ; la réglementation ne l'impose pas.

⁽³⁾Usure par déformation.

⁽⁴⁾Source : document FAA.

1.12 Renseignements sur l'épave et l'impact

Sans objet.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Sans objet.

1.14 Incendie

Sans objet.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Le contrôle de l'avion était rendu difficile, à cause de la perte de l'hélice et d'une partie du vilebrequin, ainsi que l'endommagement du plan fixe vertical.

1.16 Essais et recherches

Note : [Le rapport d'examen du moteur est disponible sur le site du BEA.](#)

Aucun dysfonctionnement (manque de lubrification, fretting⁽⁵⁾, blocage du moteur, etc.) susceptible de provoquer la rupture du vilebrequin n'a été décelé sur les pièces examinées (vilebrequin, bielles, coussinets, portées de carter, table arrière) lors de l'examen du moteur.

L'examen de l'hélice a montré que le mécanisme de changement de pas était fonctionnel.

Le vilebrequin s'est rompu en deux parties par fissuration progressive en fatigue sous des efforts de flexion rotative, au ras de la portée du joint spi.

Le faciès de rupture présente deux fissures de fatigue s'amorçant, de l'extérieur vers l'intérieur, depuis deux zones de multi-amorçage diamétralement opposées en arrière du plan de l'hélice.

Aucun défaut de type rayure d'usinage, coup d'outil, piqûre de corrosion, défaut de mise en forme n'a été décelé au droit des zones d'amorce.

Les résultats des mesures de dureté et des analyses chimiques pratiquées sur le vilebrequin sont conformes aux spécifications du constructeur.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

Au moment de l'accident, les conditions d'entretien et de maintien en état de navigabilité des aéronefs exploités en aviation générale en France étaient définies par le règlement (CE) n°2042/2003⁽⁶⁾. Ce règlement répartit les responsabilités et tâches liées au maintien de la navigabilité d'un aéronef ou d'un équipement entre le constructeur, les autorités et l'exploitant.

⁽⁵⁾Mouvement oscillatoire de faible amplitude appliqué à deux surfaces en contact.

⁽⁶⁾Règlement (CE) n° 2042/2003 du Parlement européen du 20 novembre 2003 relatif au maintien de la navigabilité des aéronefs et des produits, pièces et équipements aéronautiques et relatif à l'agrément des organismes et des personnels participant à ces tâches

1.17.1 Rôle du détenteur du certificat de type

Lycoming, en tant que détenteur du certificat de type du moteur doit rendre compte à la FAA de toute panne, mauvais fonctionnement, défaut ou autre problème dont il est informé et qui a abouti ou qui peut aboutir à des conditions pouvant compromettre la sécurité.

Par ailleurs, le constructeur émet des informations visant à améliorer la sécurité et la fiabilité de ses produits, sous la forme de bulletin de service (SB), lettre de service (SL) ou instruction de service (SI).

1.17.2 Rôle des autorités

1.17.2.1 Autorité de l'état de conception

Le suivi de navigabilité est effectué conjointement par le constructeur, Lycoming, et par l'autorité de l'État de conception, la FAA. Le partage des tâches et les principes du suivi de navigabilité sont établis dans la Part 21 du Titre 14 du *Code of Federal Regulations*.

Le paragraphe 5 de la Part 39 du Titre 14 du *Code of Federal Regulations* indique que la FAA émet une consigne de navigabilité (AD) visant un produit lorsqu'elle constate que :

- une condition dangereuse existe pour le produit concerné ; et
- cette condition est susceptible d'exister ou se développer dans d'autres produits de conception similaire.

1.17.2.2 Rôle de l'AESA

L'AESA exerce au nom des États Membres les fonctions et les tâches de l'État de conception, de fabrication ou d'immatriculation lorsqu'elles se rapportent à l'approbation de la conception des pièces et équipements qui sont sous sa surveillance⁽⁷⁾. À ce titre, l'AESA émet des AD sous la forme de décisions de l'Agence.

Les AD émises par l'autorité d'un État de conception, non membre de l'AESA, sont applicables aux produits conçus dans cet État et installés sur un aéronef immatriculé dans un des États Membres.

Concernant les bulletins de services en lien avec des AD, l'AESA indique⁽⁸⁾ :

« Il est une pratique courante parmi un grand nombre de [...] titulaires de certificat de type [...] que de prescrire des mesures visant à améliorer le niveau de sécurité de leur produit, pièce ou équipement, au moyen de bulletins, ou de toutes autres publications équivalentes, explicitement classées comme obligatoires (« mandatory »). Dans la plupart des cas, la mention « obligatoire » apparaît dans le titre du document, dans l'en-tête ou toute autre partie importante du document.

Cette pratique a provoqué à plusieurs reprises la confusion et suscité des questions [...] sur l'applicabilité juridique et les implications de ces documents pour les propriétaires et les exploitants des aéronefs auxquels le bulletin s'applique. [...]

⁽⁷⁾Selon le règlement (CE) n°216/2008.

⁽⁸⁾<https://www.easa.europa.eu/document-library/product-certification-consultations/easa-cm-21a-j-001>

Les SB (ou tous documents équivalents) publiés par les titulaires d'un certificat de type ne peuvent avoir un caractère juridiquement contraignant équivalent à celui d'une AD [...]. À cet égard, toute formulation trompeuse dans le titre, l'en-tête ou toute autre partie importante du document, devrait être évitée lors de l'émission d'un SB. Seuls les bulletins liés aux AD devraient porter la mention « obligatoire ».

1.17.2.2 Rôle de l'autorité nationale

Les États membres sont responsables de la supervision de la production des aéronefs et des équipements, du maintien de la navigabilité des aéronefs (programme d'entretien, gestion du maintien de la navigabilité, maintenance, licences de mécaniciens, organismes de formation à la maintenance) et de la délivrance des documents individuels de navigabilité.

En France, au moment de l'accident, l'autorité compétente en matière de navigabilité est la DSAC. L'OSAC exerce, pour le compte et sous le contrôle de la DSAC, les activités de contrôle technique et de surveillance dans le domaine de la production, de l'entretien et du suivi de navigabilité des aéronefs. En particulier, il appartient à l'OSAC d'approuver le programme d'entretien de l'aéronef et de délivrer l'agrément d'organisme de gestion du maintien de la navigabilité (CAMO).

1.17.3 Organisme de gestion du maintien de la navigabilité

Le maintien de la navigabilité du F-GEAL était délégué à un organisme agréé conformément à la sous-partie G, section A de la Partie-M. En tant que CAMO, cette société devait notamment :

- avoir le type d'aéronef dans le domaine d'application de son agrément ;
- élaborer un programme d'entretien de l'aéronef ;
- organiser l'approbation du programme d'entretien⁽⁹⁾ de l'aéronef par l'autorité ;
- coordonner l'entretien programmé, s'assurer de l'application des consignes de navigabilité et consignes opérationnelles, du remplacement des pièces à durée de vie limitée, et de l'inspection des éléments de l'aéronef ;
- effectuer l'examen de navigabilité de l'aéronef et délivrer le certificat d'examen de navigabilité.

1.17.4 Rôle du propriétaire

Le propriétaire d'un avion de moins de 5 700 kg, équipé d'un moteur à piston et exploité en aviation générale, peut sous-traiter à un organisme agréé la gestion du maintien de la navigabilité.

⁽⁹⁾Le programme d'entretien décrit les opérations nécessaires pour maintenir la capacité d'un aéronef à être utilisé ; il doit être conforme à celui établi par le constructeur et inclure les instructions de l'autorité et de maintien de navigabilité fournies par le détenteur du certificat de type. Ce programme était approuvé par l'autorité de l'exploitant ou son délégataire (OSAC).

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Bulletin de service Lycoming n°482

Le 3 juin 1988, Lycoming a émis le SB n°482, comportant la mention « *mandatory* » en rouge⁽¹⁰⁾. Il fait suite à des « *reports d'incidents mentionnant des criques dans les vilebrequins à la suite de manœuvres de voltige de catégorie unlimited⁽¹¹⁾* », et concerne les moteurs AEIO-540-D, IO-540 convertis pour la voltige ainsi que tous les moteurs 540 équipés d'un joint spi d'un diamètre de 2-3/8 in, « *lorsqu'ils sont utilisés pour effectuer de la voltige aérienne comportant des figures de catégorie unlimited* » (Lomcovak, vrille plate dos ou tonneau déclenché).

Le bulletin indique que ces manœuvres « *engendrent une importante force de flexion sur la flasque porte hélice. Le dépassement de la vitesse maximale de rotation du moteur, ou des variations angulaires rapides de l'axe de rotation de l'hélice, peuvent conduire à une rupture du vilebrequin* ».

Le SB demande, toutes les dix heures de vol de voltige incluant des figures en catégorie « *unlimited* », d'inspecter visuellement, après nettoyage, l'ensemble de la zone du vilebrequin située entre le joint spi et la flasque porte hélice. Le SB indique également de porter une attention particulière à la zone du vilebrequin située en arrière du plan de l'hélice. Pour cela, il est nécessaire de démonter l'hélice, la couronne de démarreur et le joint spi. Il demande enfin, si le vilebrequin est déclaré en état, de changer le joint spi avant de remonter la couronne de démarreur et l'hélice.

Ce SB n'a pas donné lieu à la publication d'une AD de la FAA ou de l'AESA.

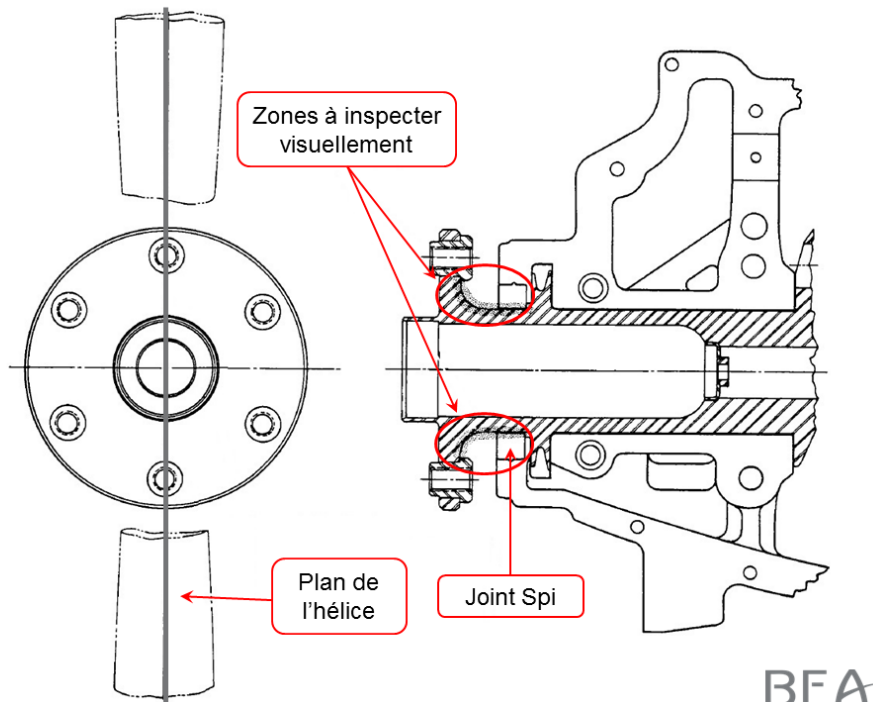


Figure 1: schéma extrait du SB n°482

Le site internet de Lycoming présente dans sa section support un certain nombre de SB (dont ceux rendus obligatoires par une AD), SL et SI.

Le jour de l'accident, le SB n°482 était disponible à la vente ou auprès d'un revendeur, mais non accessible en ligne.

⁽¹⁰⁾Voir annexe 2.

⁽¹¹⁾En voltige, la catégorie unlimited ou élite en français est relative aux compétitions. Par abus de langage, ce SB confond des figures utilisant les effets gyroscopiques et la plus haute catégorie de compétition en voltige.

1.18.2 Expérience en service

1.18.2.1 Événement reporté dans la presse spécialisée

Le *Technical Tips*⁽¹²⁾, volume IV contient un article concernant les ruptures de vilebrequins⁽¹³⁾. Il reporte un événement (sans précision de date ou d'immatriculation) survenu aux Etats-Unis à un Pitts S-2B équipé d'un moteur Lycoming AEIO-540, lors duquel le pilote explique avoir perdu son hélice en vol, en débutant une vrille plate dos, au moment où il commandait une augmentation de puissance moteur.

L'article précise certaines informations sur l'événement :

- il s'agissait d'un modèle S-2B d'origine, construit en mars 1985 ;
- le moteur, produit en janvier 1985, avait fonctionné environ 330 heures ;
- le vilebrequin était « renforcé » (la flasque porte hélice ne disposait pas de trou d'alésage) ;
- l'hélice était une bipale métallique ;
- la rupture, en fatigue, a eu lieu entre le joint spi et le palier avant ;
- l'avion était utilisé pour pratiquer la voltige en catégorie « *unlimited* ».

L'article indique qu'il n'est pas possible d'inspecter visuellement la zone de rupture car celle-ci se situe en arrière du joint spi et conclut que pour un vilebrequin sans trou d'alésage, la zone d'amorçage la plus probable se situerait entre la flasque porte hélice et le palier avant, dans le plan des pales de l'hélice. Ces initiations de fissures en fatigue seraient occasionnées par les forces de « *flexion rotative* » subies lors de figures utilisant les effets gyroscopiques (Lomcovak, vrille plate dos, tonneau déclenché, etc.).

Un des responsables de la sécurité de l'IAC a indiqué par ailleurs qu'il existait d'autres cas de rupture du vilebrequin sur des avions équipés d'une hélice bipale métallique lors d'une utilisation en voltige utilisant les effets gyroscopiques. Il apparaît enfin que de nombreux pilotes américains ont fait le choix d'une hélice tripale en composite, plus légère, permettant de réduire les charges en flexion subies par le vilebrequin.

1.18.2.2 Événement survenu le 29 mars 2006 au Pitts S-2B immatriculé VH-ZZZ (S/N 5005)

Les informations issues de la base de données de l'ATSB indiquent qu'une grande quantité d'huile est retrouvée sur les flancs et sous le ventre de l'avion, après un vol de voltige. L'examen du vilebrequin, après démontage de son hélice bipale métallique, révèle une crique de fatigue en arrière de la flasque porte-hélice. Elle s'étend de la surface extérieure du palier avant jusqu'à l'intérieur de la galerie d'huile. L'état d'avancement de la fissuration dénote l'imminence de la rupture.

L'ATSB précise que, en concertation avec le constructeur, il n'a pas été pratiqué d'examen métallurgique. De plus, le pilote a indiqué qu'il ne s'était pas conformé à l'AD additionnelle⁽¹⁴⁾ de la CASA, prise par précaution depuis le 22 juin 1988, et rendant obligatoire le SB Lycoming n°482 pour les avions immatriculés en Australie.

⁽¹²⁾L'International Aerobatic Club (IAC, chargé d'administrer et de promouvoir la voltige aux USA) a publié quatre volumes de *Technical Tips* (« *conseils techniques* ») de 1981 jusqu'au début des années 90 ; il s'agit principalement des réimpressions des articles de *Technical Tips* du magazine *Sport Aerobatics*.

⁽¹³⁾Voir annexe 3.

⁽¹⁴⁾Référence : AD/LYC/83.

1.18.2.3 Événement survenu le 1er décembre 2004 au Pitts S-2S immatriculé ZK-WIZ (S/N 3000)

Le rapport⁽¹⁵⁾ du TAIC concerne un avion Pitts S-2S équipé d'un moteur Lycoming AEIO-540 et d'une hélice bipale métallique. Il fait état d'une fuite d'huile, découverte au voisinage de la flasque porte hélice, lors d'une inspection. Cette fuite provient d'une crique de fatigue dans le vilebrequin en arrière de la flasque, survenue à cause des forces gyroscopiques exercées par l'hélice sur le vilebrequin lors de manœuvres de voltiges.

Le TAIC indique que le vilebrequin n'a pas été examiné en laboratoire car Lycoming était déjà au courant de ce problème de sécurité, une recherche ayant révélé l'existence du SB Lycoming n°482 et de l'AD de CASA.

L'autorité de l'aviation civile de la Nouvelle Zélande a précisé au BEA que l'exploitant n'a pas eu connaissance du SB et ajoute que « *en raison de [l'] inquiétude que d'autres opérateurs concernés puissent ne pas être au courant du SB ou pourraient ne pas être en conformité avec ses exigences, [elle a] ensuite procédé à la rédaction d'une AD* ».

L'autorité précise que Lycoming a été informé de cet incident et a pu examiner l'AD avant sa publication ; la FAA a également été notifiée. Sans réponse, l'autorité néo-zélandaise a émis une AD additionnelle⁽¹⁶⁾, le 26 mai 2005, rendant le SB n°482 obligatoire pour les avions immatriculés en Nouvelle Zélande.

1.18.2.4 Accident survenu le 24 février 1995 au Pitts S-2B immatriculé N49335 (S/N 5102)

Lors d'une vrille plate dos, réalisée dans le cadre d'un vol de voltige, l'hélice et la flasque se séparent du vilebrequin. Le rapport du NTSB⁽¹⁷⁾ conclut que l'accident est dû à une rupture en fatigue du vilebrequin et retient comme facteur contributif la non application par le pilote d'une inspection récurrente recommandée par le constructeur.

1.18.3 Témoignages sur la maintenance

Le BEA a sollicité un avis technique concernant les tâches de maintenance recommandées par le SB Lycoming n°482 auprès d'un atelier de maintenance aéronautique habilité à entretenir des moteurs à piston (notamment Lycoming) conformément à la Part 145.

Cette demande visait entre autres à évaluer le temps nécessaire à la réalisation des tâches périphériques au contrôle. Cette durée est estimée à environ trois heures réparties de la façon suivante :

- une heure pour démonter de l'hélice, enlever le joint spi et nettoyer le vilebrequin ;
- une heure pour monter un nouveau joint spi ;
- une heure pour remonter l'hélice.

L'atelier indique que ces opérations sont complexes et nécessitent un outillage adapté. Il souligne la difficulté d'effectuer un contrôle de cette partie peu accessible du vilebrequin et recommande de substituer au simple contrôle visuel, un ressuage permettant de détecter plus efficacement une crique.

⁽¹⁵⁾Référence du rapport de l'événement : 04/3932.

⁽¹⁶⁾Référence de l'AD : DCA/LYC/205.

⁽¹⁷⁾Référence du rapport : SEA95LA056.

1.18.4 Témoignage du pilote

Le pilote, propriétaire de l'avion depuis 2003, détient une licence de mécanicien aéronautique délivrée conformément à la Part 66 et réalise lui-même une partie des tâches de maintenance lors des visites périodiques des 50 et 100 heures. Il précise que la gestion de la navigabilité du F-GEAL était déléguée à un organisme spécialisé. Il ajoute qu'il n'avait pas connaissance des recommandations du SB n°482 de Lycoming.

Il indique qu'il réalise des figures comme la vrille plate dos, le tonneau déclenché, le torque roll et d'autres figures utilisant les effets gyroscopiques. Il n'a pas constaté de fuite d'huile lors des opérations liées à la révision générale de l'hélice (démontage et remontage).

1.18.5 Autres renseignements

Parmi les heures de vol effectuées, il n'est pas possible de déterminer celles réalisées en voltige. Cela ne permet pas d'adapter la fréquence des inspections du moteur, comme il est demandé par Lycoming.

Depuis 1996, plusieurs modèles d'hélices tripales en composite sont certifiés pour ce type de moteur. Pour ces configurations, le BEA n'a pas eu connaissance de ruptures du vilebrequin lors de manœuvres de voltige induisant des efforts importants sur le vilebrequin.

2 - ANALYSE

2.1 Scénario

La réalisation de figures de voltige telle que la vrille plate dos, le tonneau déclenché, le torque roll, etc. entraîne une variation rapide de l'orientation de l'axe de rotation de l'hélice, c'est-à-dire du vilebrequin, dans l'espace. Cela induit un couple, par effet gyroscopique, de l'hélice sur le vilebrequin, qui soumet ce dernier à des efforts de flexion rotative.

C'est sous cette alternance de sollicitation en traction-compression qu'une fissuration progressive en fatigue s'est développée, au ras de la portée du joint spi du vilebrequin.

Le programme d'entretien appliqué n'a pas permis de détecter la fissuration.

2.1 Détection de la fissuration

L'inspection prévue par le SB n°482 n'a pas été réalisée sur le F-GEAL ni dans aucun des quatre événements similaires cités au § 1.18.2. Dans deux cas, la détection de la fissuration en fatigue est intervenue grâce à une fuite d'huile, venant de la galerie du vilebrequin, entre la flasque et le joint spi. Dans les deux autres cas, la fissuration en fatigue n'a pas été détectée et a conduit à une rupture en vol du vilebrequin.

Dans le cas du vilebrequin du F-GEAL, le pilote n'a pas constaté de fuite d'huile provenant du vilebrequin lors des opérations liées à l'entretien périodique de l'hélice et du moteur qui ont eu lieu 42 heures de fonctionnement avant la rupture.

Comme dans les cas précédents, le vilebrequin du F-GEAL s'est rompu au voisinage de la portée du joint spi. Cette zone est peu accessible, ce qui rend son inspection difficile.

En l'absence de fuite d'huile sur la surface externe du vilebrequin, il est peu probable qu'une inspection visuelle puisse détecter une fissuration en fatigue similaire à celle survenue au F-GEAL.

2.3 Diffusion d'informations relatives au maintien de navigabilité

Au vue de la réglementation européenne, la mention « *mandatory* » figurant sur le SB Lycoming n°482 ne peut avoir un caractère contraignant similaire à celui d'une AD.

L'événement du F-GEAL, ainsi que ceux cités au § 1.18.2, montrent qu'il est ainsi probable que les exploitants n'avaient pas connaissance du SB n°482.

L'intervalle de 10 heures de vol de voltige incluant des figures en catégorie « *unlimited* » entre deux inspections du vilebrequin prescrites par ce SB, est faible, comparé aux autres intervalles des visites périodiques (50 et 100 heures). De plus, la complexité et le temps nécessaire à la réalisation des tâches prescrites par le SB n°482 rendent son application contraignante et sa prise en compte peu réaliste par les exploitants.

Enfin, la notion de figures de catégorie « *unlimited* » fait référence à une catégorie de compétitions de voltige pour désigner des figures à effets gyroscopiques. Cela peut contribuer à la confusion des exploitants réalisant de telles figures dans un cadre de loisir hors compétition.

2.4 Prise en compte de l'information de sécurité par les autorités de navigabilité

Lycoming a eu connaissance d'événements mentionnant des criques dans les vilebrequins à la suite de manœuvres de voltige à effets gyroscopiques. Depuis sa publication en 1988, le SB n°482 n'a pas été amendé.

L'enquête a montré que l'utilisation conjointe des moteur Lycoming AEIO-540 et des hélices Hartzell bipales métalliques, lorsqu'ils sont utilisés pour des vols de voltige comportant certaines manœuvres avec un fort effet gyroscopique, constituait un facteur de risque accru.

Malgré l'émission de deux AD additionnelles par deux autorités différentes, la FAA n'a pas réévalué ce SB rendant « *obligatoire* » une inspection peu pratique, avec une périodicité faible et dont les conséquences potentielles en cas de non application peuvent être considérées comme catastrophiques.

3 - CONCLUSION

3.1 Faits établis par l'enquête

- ❑ Lycoming a publié le SB n°482 le 3 juin 1988 ; il prévoit notamment d'inspecter visuellement et fréquemment une zone du vilebrequin située en arrière de la flasque porte l'hélice des moteurs Lycoming AEIO-540-D utilisés en voltige « *unlimited* ».
- ❑ L'autorité australienne de l'aviation civile (CASA) a rendu obligatoire l'application du SB n°482 de Lycoming par une AD supplémentaire le 22 juin 1988.
- ❑ À la suite de l'événement survenu le 1^{er} décembre 2004 au Pitts S-1S immatriculé ZK-WIZ, l'autorité de l'aviation civile de Nouvelle Zélande a rendu obligatoire l'application du SB n°482 de Lycoming par une AD supplémentaire le 26 mai 2005.
- ❑ Cette autorité a informé Lycoming et la FAA de l'émission de l'AD.
- ❑ Le pilote détenait les licences et qualifications nécessaires à la réalisation du vol. De plus, il était qualifié conformément à la Part 66.
- ❑ L'avion était entretenu conformément à un programme d'entretien approuvé par l'autorité.
- ❑ Les recommandations du SB n°482 ne figuraient pas dans le programme d'entretien approuvé.
- ❑ L'avion détenait un certificat d'examen de navigabilité valide.
- ❑ Aucune fuite d'huile pouvant provenir du vilebrequin n'avait été remarquée par le pilote, propriétaire de l'avion et assurant son entretien, lors de la révision de l'hélice, environ 40 heures de vol avant l'accident.

3.2 Causes de l'accident

Les efforts de flexion rotative, appliqués lors de certaines manœuvres de voltige par l'hélice bipale métallique Hartzell sur le vilebrequin, ont conduit à sa fissuration progressive en fatigue, puis sa rupture, entraînant la perte de l'hélice.

La diffusion de l'information sur le risque préexistant par l'intermédiaire du SB Lycoming n°482 de 1988, tant par son ciblage, sa publicité ou son accessibilité, n'a pas permis à l'exploitant ou aux organismes de maintenance agréés de prendre connaissance des recommandations de ce bulletin. Par ailleurs, il est peu probable qu'un contrôle visuel, tel que prescrit par ce SB, ait pu permettre la détection précoce de ce type de fissuration en fatigue.

4 - RECOMMANDATIONS DE SECURITE

Rappel : conformément aux dispositions de l'article 17.3 du règlement n° 996/2010 du Parlement européen et du Conseil du 20 octobre 2010 sur les enquêtes et la prévention des accidents et des incidents dans l'aviation civile, une recommandation de sécurité ne constitue en aucun cas une présomption de faute ou de responsabilité dans un accident, un incident grave ou un incident. Les destinataires des recommandations de sécurité rendent compte à l'autorité responsable des enquêtes de sécurité qui les a émises, des mesures prises ou à l'étude pour assurer leur mise en œuvre, dans les conditions prévues par l'article 18 du règlement précité.

Le vilebrequin du moteur Lycoming AEIO-540 du F-GEAL, a rompu en fatigue, suite aux efforts de flexion rotative, appliqués par l'hélice bipale métallique Hartzell lors de manœuvres comportant des effets gyroscopiques.

L'enquête a montré que Lycoming, conscient qu'il existait un problème de sécurité, a publié un bulletin de service, portant le numéro 482 et classé « *Mandatory* » en 1988. Ce SB prend acte que la localisation de la zone de propagation rend la détection précoce de cette fissuration en fatigue difficile et qu'elle peut survenir rapidement. De fait, les opérations de maintenance préconisées avec une périodicité très courte sont irréalistes. De surcroît le contrôle visuel prescrit paraît insuffisant.

La rupture en vol du vilebrequin peut être considérée comme catastrophique et d'autres événements antérieurs impliquant une telle rupture avaient montré que les exploitants n'avaient pas connaissance des consignes contenues dans le SB n°482, ni des risques associés qu'ils encouraient.

Des événements similaires peuvent survenir à d'autres avions de voltige équipés de vilebrequins et d'hélices similaires.

À partir de 1996, plusieurs modèles d'hélices tripales en composite sont installés sur ce type de moteur, y compris pour des évolutions de voltige. Le BEA n'a pas connaissance de ruptures de vilebrequin avec ces configurations, liées à des manœuvres induisant des efforts importants sur le vilebrequin.

En conséquence le BEA recommande que:

- **La FAA interdise les évolutions de voltige « unlimited » telles que définies par le bulletin de service n°482 de Lycoming, sur les avions équipés des moteurs visés dans le SB considéré et d'hélices bipales métalliques Hartzell. [Recommandation 2019-FRAN-031]**
- **Et que la FAA définisse des mesures de surveillance appropriées pour les avions équipés des moteurs visés dans le SB Lycoming 482 et d'hélices bipales métalliques Hartzell et qui ont effectué des évolutions de voltige « unlimited » comme définies par le bulletin de service n°482 de Lycoming. [Recommandation 2019-FRAN-032]**
- **Sans attendre l'action de la FAA, que l'AESA informe les exploitants des avions équipés des moteurs visés dans le bulletin de service n°482 de Lycoming et d'hélices bipales métalliques Hartzell, des risques de ruptures de vilebrequin associés à la pratique d'évolutions de voltige de type « unlimited ». [Recommandation 2019-FRAN-033]**

ANNEXES

Annexe 1

Bulletin de Service n°482 de Lycoming

Annexe 2

Extrait de la publication «Technical Tips» de l'IAC

Annexe 1
Bulletin de Service n°482 de Lycoming

TEXTRON Lycoming

652 Oliver Street
Williamsport, PA 17701 U.S.A.
717/323-6181

MANDATORY
SERVICE BULLETIN

DATE: June 3, 1988 **Service Bulletin No. 482**
Engineering Aspects are
FAA Approved

SUBJECT: Crankshaft Flange Area Cracking

MODELS AFFECTED: All AEIO-540-D series, IO-540 (250 & 260 horsepower) engines converted for aerobatic flight or any other 540 engines employing a 2-3/8 diameter main bearing seal used in unlimited category aerobatic maneuvers.

TIME OF COMPLIANCE: Visual inspection within next 10 hours and at each 10 hour interval of unlimited aerobatics or earlier at owner's discretion.

Reports from the field indicate that a few of the above mentioned engines have encountered cracking in the crankshaft area during unlimited category aerobatic maneuvers.

Textron Lycoming certified the "AEIO" engine models for prolonged inverted flight and for normal aerobatic maneuvers. In recent years, aircraft performance and competitive requirements have caused these maneuvers to become increasingly severe.

Unlimited category maneuvers such as multiple snap rolls, inverted flat spins, lomcevaks, etc. produce severe bending loads on the propeller flange area. Exceeding the engine maximum rated speed and/or using the aircraft in maneuvers which produce rapid angular propeller centerline acceleration may result in crankshaft failure. Any engine which has been subjected to unlimited category aerobatic maneuvers must be inspected for cracks in the crankshaft flange area within the next 10 hours. See Figure 1.

After each additional 10 hours of aerobatic flight involving unlimited category maneuvers, close visual inspection for cracks in the crankshaft flange area back to the oil slinger is required. The proper

logbook entry should be made to indicate that these inspections have been completed.

VISUAL INSPECTION PROCEDURE

1. Make sure the ignition switch is in the "off" position.
2. Remove a spark plug from each cylinder to allow easier crankshaft rotation.
3. Remove the propeller and starter ring gear and using a black marking pen, mark the two bushings directly in line with the propeller blades as shown in Figure 1.
4. Remove crankshaft oil seal.

CAUTION

WHEN REMOVING THE CRANKSHAFT SEAL, USE EXTREME CARE NOT TO SCRATCH THE CRANKSHAFT OIL SEAL JOURNAL SURFACE.

5. Clean the area to be inspected by using Methyl-Ethyl-Ketone (MEK) or equivalent.

Page 1 of 2

6. Using an inspection mirror and suitable light, visually inspect the entire crankshaft flange area rotating the crankshaft 360 degrees. Pay special attention to the area behind the two bushings that were marked with black marking pen as instructed in step 3.

7. If the crankshaft is found to be cracked, it must be replaced. If crankshaft is determined serviceable,

install a new crankshaft oil seal. Refer to the latest edition of Service Instruction No. 1324.

8. Reinstall starter ring gear.

9. Reinstall propeller per airframe manufacturers instructions.

10. Reinstall spark plugs.

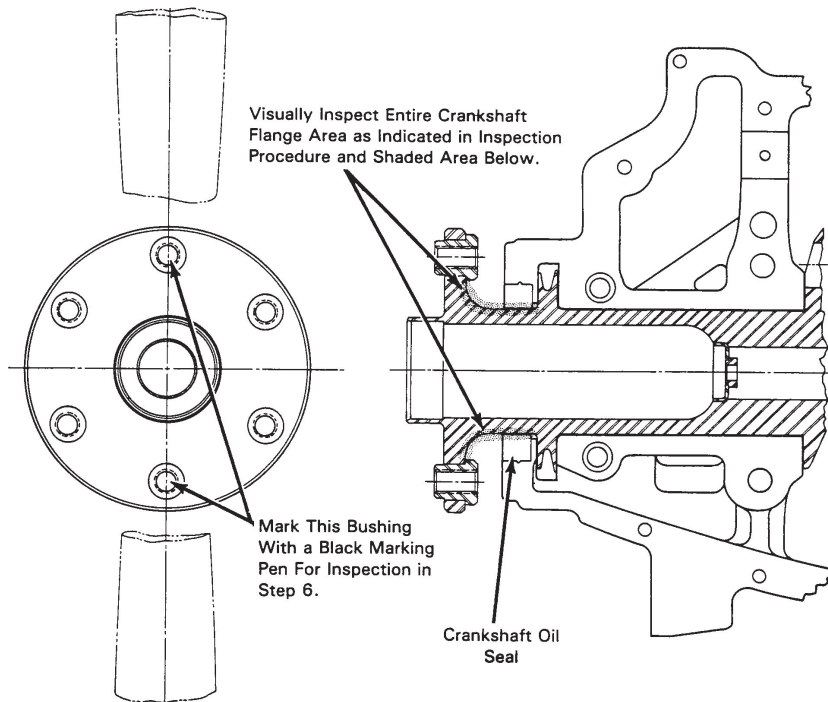


Figure 1. Visual Inspection of Crankshaft Flange Area

Annexe 2

Extrait de la publication «Technical Tips» de l'IAC

FLANGE BREAKAGE

was cracked radially. Consequently, I ended up overhauling the bottom end with a fresh crankshaft.

"In retrospect I realize I was lucky; all it cost me was money, not my life had I lost the prop. It also goes to show, as you have said before, even the littlest problem can be the tip of the iceberg."

Note that the nose seal was the first item suspected of causing the oil leak problem and it was replaced several times before the crankshaft was checked for cracks. This is the same drill that has been mentioned by other IAC members making reports of cracked crankshafts. Anytime an oil leak near the front of the engine develops, one must put "check crankshaft for cracks" as one of the first things to do.

In the above report, dye penetrant was first used to detect the cracks in the crankshaft, followed by magnetic particle inspection (magnafluxing). For a quick check that is easy to do and easy to clean up, first clean the area in question and then just spray the dye penetrant DEVELOPER over the suspect area. The developer will pull the oil out of the crack which will show up as a brown stain on the white developer. This is not as good as using the complete dye penetrant method (cleaner, penetrant, and developer) and it is not as good as magnafluxing. It is only mentioned as a quick and simple, somewhat effective inspection technique.

Many thanks to the IAC member who made the above report. The IAC brotherhood itself is our primary source of tech safety information. We must pool our experiences for our mutual benefit.

MORE ON CRANKSHAFT FAILURES

IACers are well aware of the series of tech safety articles in SPORT AEROBATICS related to crankshaft nose/flange breakage. The last article in this series was in the May 1988 issue. Since that time a couple more things have transpired.

First, the IAC Tech Safety Committee has received another report of a between-the-lightening-holes crank failure on an S-1S Pitts (no further details reported). Although we are not keeping an exact count, this last reported failure brings the total number of crank failures that IAC is aware of to about 35.

Secondly, our committee received some very interesting input from Gerd Muehlbauer, President of MT Propellers, located in West Germany. Gerd's letter is as follows:

"I just got the May 1988 issue of SPORT AEROBATICS magazine with your article about crankshaft failures. As you perhaps know, I have tried over the years to promote the use of propellers with wood-composite blades for acrobatic-type aircraft.

"As chief engineer at Hoffmann for years and now producing/developing my own propellers, I was well aware about the problem of crankshaft failures. When we designed the three-blade propeller for the ZLIN Z-50-L, the engine manufacturer (Lycoming) told us the limits of crankshaft stresses resulting from gyroscopic forces due to the high maneuverability of such acrobatic competition type aircraft.

"As far as I know, there was never a crankshaft failure over the past 10 years on the Zlin with the AEIO-540-() engine, no matter whether it was the 260 HP or 300 HP engine, and some of these air-raft have more than 1000 hours on.

CRANKSHAFT FAILURES

"As far as I also know, we have never heard about a crankshaft failure on aircraft using our two-blade propeller MTV-2-B-C/193-02 for the Lycoming AEIO-360 series or the three-blade propeller MTV-3-B-C/200-01 for the Lycoming AEIO-540 series engines. (We recommend the two-bladers for the four-cylinder and the three-blader for the six-cylinder engines.)

"Even with three blades, the MTV-3-B-C/200-01 with 79-inch diameter has only about 50% of the gyroscopic force than a two-blade propeller with metal blades and 80-inch diameter, as in general is used on such installations like the Pitts S-2().

"We have these propellers available, and the three-blade MTV-3-B-C/200-01 is now LBA-approved (our airworthiness authorities in Germany) on the Lycoming AEIO-540-L1B5D, as used on the Zlin Z-50-LS. The new EXTRA 300 will use our newly developed MTV-9-B-C/C200-15 propeller which has about five pounds less weight than the MTV-3-B-C. This propeller is not yet approved, but the flight testing is on the way."

Based on members' reports, past IAC tech safety articles have tried to come up with a profile of an aircraft that might be considered as having a "high risk" of crankshaft failure. These articles noted that aircraft that have constant speed props should be monitored more closely for crankshaft nose/flange problems than aircraft that have fixed pitch props.

While those statements about propellers perhaps have the correct implications, they are really not precise enough. The concern is propeller weight (mass) and mass distribution and their effect on inertia or gyroscopic forces. Obviously, engine speed also affects the gyroscopic forces.

Props that are relatively heavy and have a relatively large amount of weight distributed some distance from the prop centerline and that are operated at high RPM will impose higher loads on the crankshaft nose/flange than will light props with a mass concentration on the prop centerline and operated at low RPM. In Gerd's letter he comments on these effects and clarifies the issue.

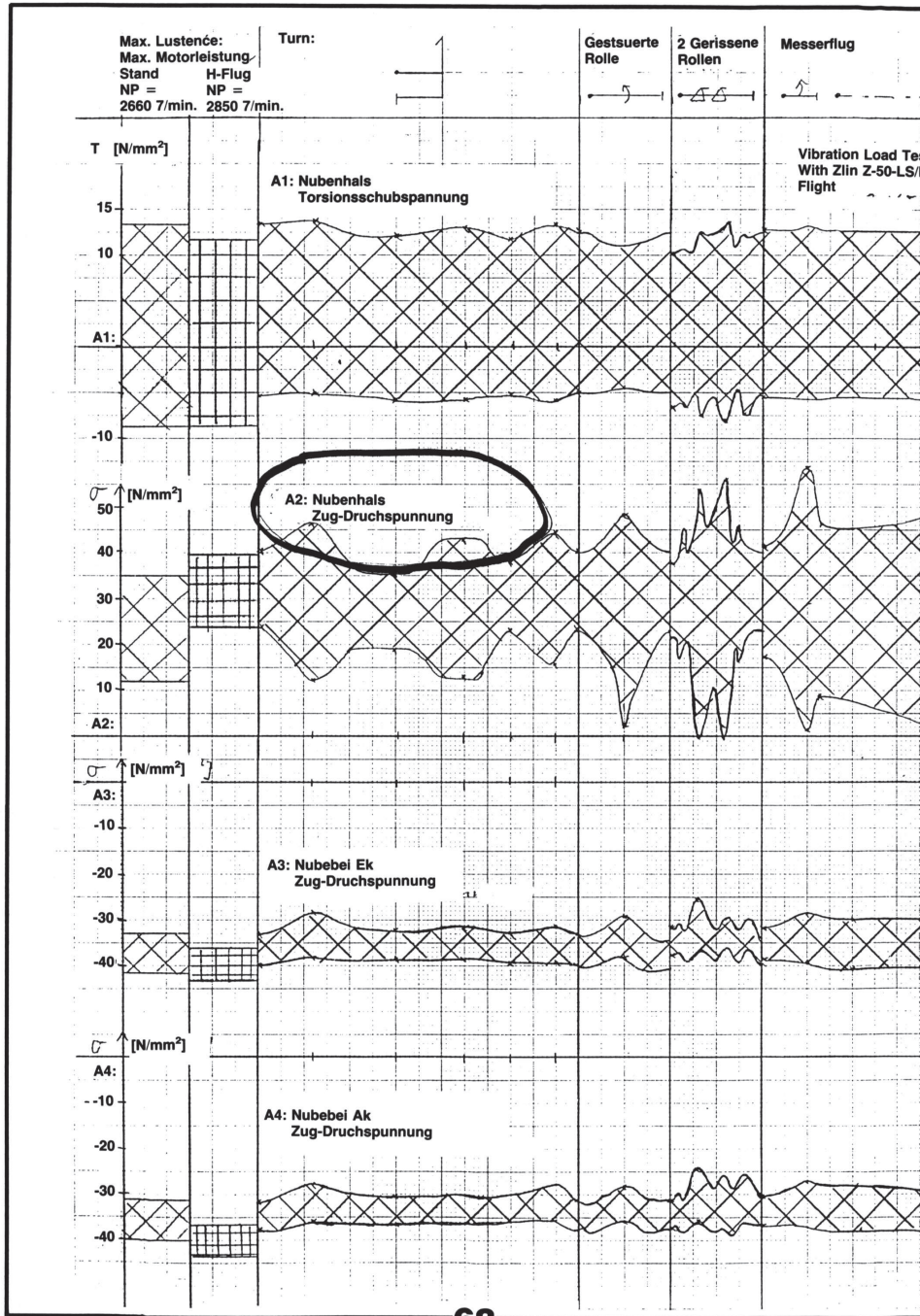
Many IACers have expressed their opinions as to what aerobatic maneuvers impose the greatest loads on the end of the crankshaft. In order, most usually say snap rolls, Lomcovaks, flat spins, and occasionally someone will suggest torque rolls. With his letter, Gerd enclosed a very interesting chart of vibration load and bending forces versus various aerobatic maneuvers for a Zlin 50 with an MT prop. And of the maneuvers shown, the torque roll imposed the highest loads on the prop hub.

The chart shows vibration (shear stress) and bending forces in Newton's per square millimeter. To convert N/mm^2 to pounds per square inch (PSI), units that many IACers may be more familiar with, just multiply $N/mm^2 \times 145.037$ to get PSI. For example, the torque roll bending forces run from a max of $+55 N/mm^2$ or 7,977 PSI to a minimum of $(-)13 N/mm^2$ or $(-)1,885$ PSI.

It should also be mentioned that the crankshaft failures that have occurred have been fatigue failures — not just a one-time catastrophic overload. A fatigue failure is the result of loading AND cycling. Gerd's chart shows only the loads incurred but does not show the frequency (or cycles per second or cycles per minute). However, if the loads are low enough it can take many, many cycles before a given component fails. Recall that the photos of the failed crankshaft that were in the May 1988 issue of SPORT AEROBATICS showed many failure initiation points, suggesting that the crank was subjected to very high bending loads.

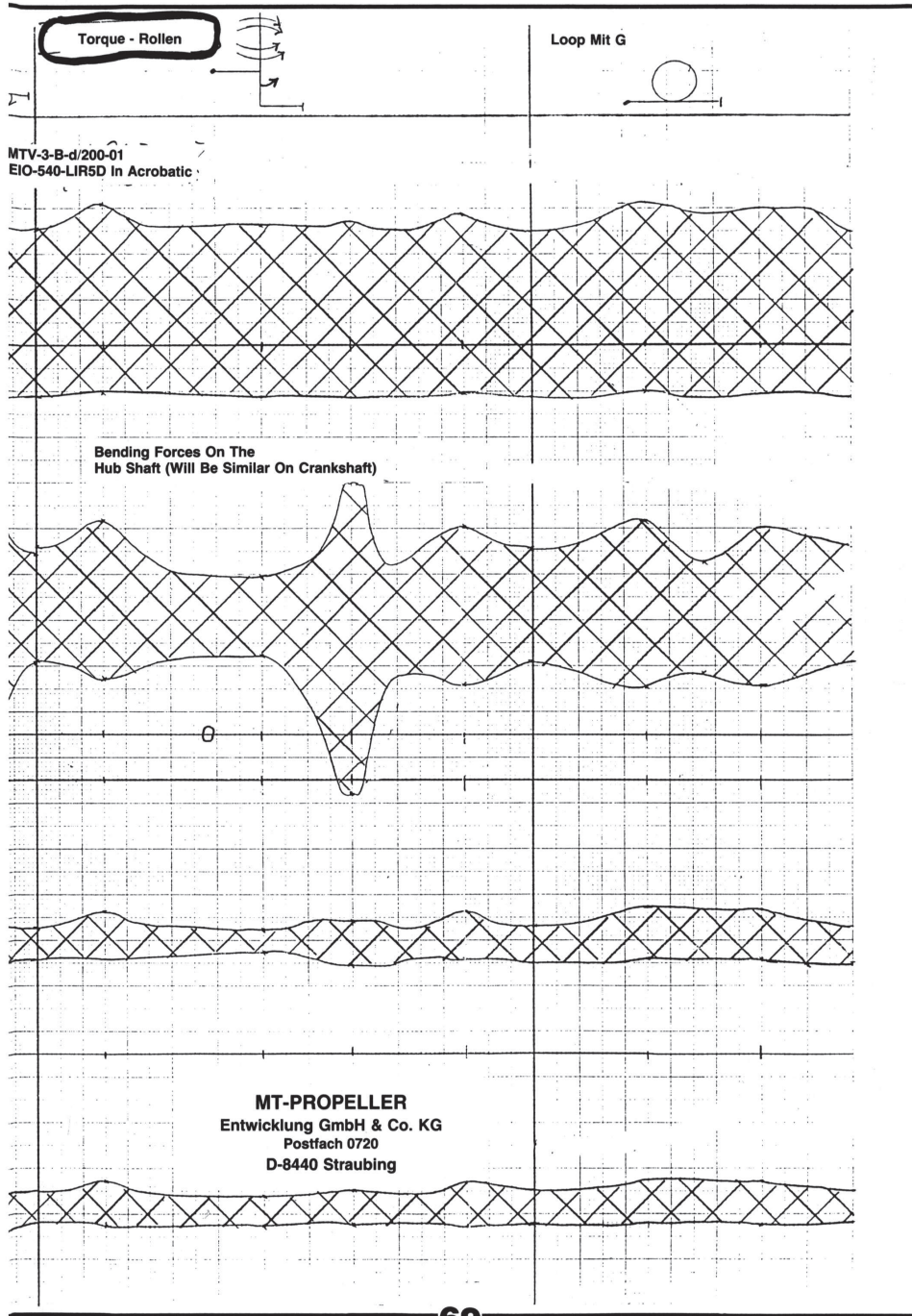
IAC thanks Gerd Muehlbauer/MT Propeller for the above input. Every piece of information gathered helps us to better understand the aerobatic environment and upgrades our safety level.

CRANKSHAFT FAILURES



68

CRANKSHAFT FAILURES



CRANKSHAFT FAILURE

The following report has just recently been received from an IAC member:

"On New Year's Day the crankshaft on my Pitts S-2B failed in flight. Fortunately, a safe landing was accomplished at my base airport and home, Willis Gliderport. The propeller, spinner, and the forward seven inches of the crankshaft landed in a harvested pepper field adjacent to the airport.

"I was just concluding a 15 or 20-minute aerobatic session when I climbed to 3,000 feet AGL to perform a flat inverted spin. I entered an inverted spin and advanced the power to full. The spin flattened out and had rotated about one turn at full power when I heard a loud 'THUNK!!' Then silence.

"Recovery from the flat spin was immediate, with no bad characteristics. I estimate the failure occurred at approximately 2,500 feet, as recovery was to level at 2,000 feet. The good news was that I was at 2,000 feet mid-field on a close downwind for runway 9 at Willis Gliderport.

"With the aft CG condition (three inches aft of the aft limit), aircraft controllability was excellent with only change in characteristic being a light elevator. Very noticeable, however, was the improved power off glide angle. An extended pattern and severe slipping was necessary to descend to a safe emergency landing.

"The particulars about the equipment:

— Stock Pitts S-2B manufactured March 1985.

— Lycoming AEIO-540 manufactured January 1985.

— 330.58 hours since new.

— Crankshaft was the new, beefed up, thick flange, no lightening hole configuration.

— Failure occurred BETWEEN the front oil seal and the front main bearing.

— The engine has been returned to Lycoming for evaluation.

— Aircraft flown in Unlimited category.

"Some opinions and observations:

— The Pitts S-2B has excellent flight characteristics in the event of propeller loss.

— Gyroscopic maneuvers impose heavy crankshaft loading.

— The beef up of the crankshaft may have moved the weak point to a hard-to-detect position aft of the oil seal.

— The availability of a reliable, durable, lightweight constant-speed propeller for the aerobatic application is essential to continued safety in the sport.

— Practice within gliding distance of a landing site whenever possible.

"Through cooperation from Lycoming and Christen Industries a replacement engine and propeller were obtained quickly. Thanks to Mike Mays of Southern Aerobatics, my 'B' was back in the air in record time.

"Until we sort out what caused the failure, it's no lumps or flat spins for me!!"

To give us a little better understanding of things, it might be helpful to relate some of the above input to some prior Tech Safety reports.

IACers are well aware that reported crankshaft failures seem to fall into two groups: (1) the crankshaft flange cracks between the lightening holes, or (2) the crankshaft cracks in the shank just aft of the flange. Most of the crankshaft failures reported to the IAC Tech Safety Com-



mittee have been cracks between the lightening holes. In an attempt to eliminate the crankshaft breaking problem Lycoming released some crankshafts with thicker prop mounting flanges and no lightening holes. As noted in the April 1984 issue of SPORT AEROBATICS, the Lycoming crank flange thicknesses are:

Engine	Flange Thickness (Inches)
O-235	.195-.205
O-320	.270 (old), .380 (new)
O-360	.380 (old), .440 (new)
O-540	.440

As far as the shaft area behind the prop flange goes, a quote from the November 1985 issue of SPORT AEROBATICS may be appropriate: "Lycoming has previously advised that the shaft wall thickness in the area behind the flange has NOT been increased. Several IACers have expressed concern that we may be chasing the problems from cracking between the lightening holes to shaft breakage just aft of the prop mounting flange."

The chasing the problem idea is pretty much the same conclusion the IACer who sent in the above safety report noted (item #3 under "Some opinions and observations"). While there have been a few reported crankshaft failures in the area aft of the prop flange, and while some persons have expressed the opinion that strengthening the flange may stop flange cracking but may also aggravate cracking of the shaft in the area behind the flange, it is very important to note that in the above report the crankshaft failed not only in the area behind the flange but also behind the front oil seal. This is the first report that IAC has of a crankshaft failing that far behind the prop flange. The area behind the front nose seal is visually "uninspectable."

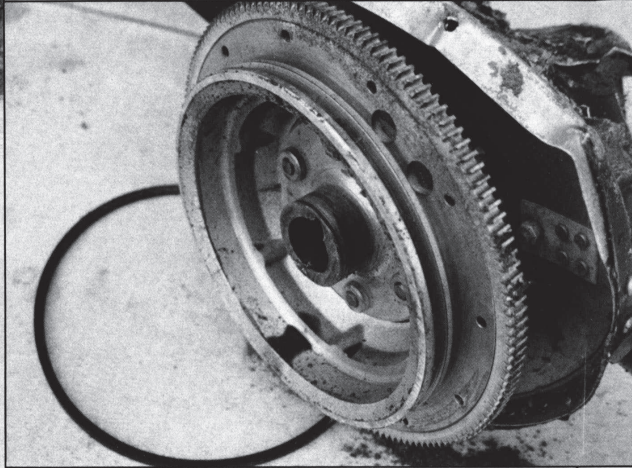
Also, after studying the photographs of the O-540 crank it appears that the crank failed due to reverse bending. A close examination reveals several ratchet marks at the outer edges of the crank cross section indicating the failure was initiated at multiple points. This would seem to indicate severe overloading.

Note how closely the failed crankshaft in this article resembles the failed crankshaft shown in the November 1985 issue of SPORT AEROBATICS. Both crankshafts had solid (holeless) flanges and both crankshafts failed aft of the prop mounting flange in what appears to be bending/fatigue failures.

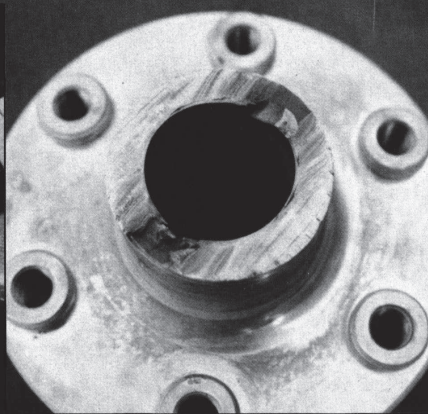
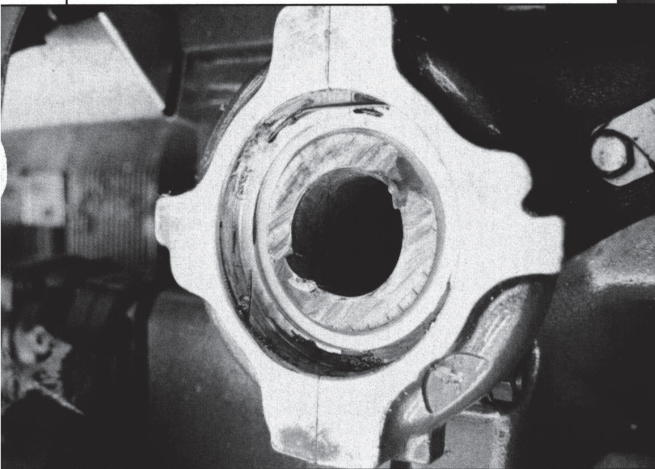
Based on reports of crankshaft breakage so far received, some best guesses might be:

CRANKSHAFT FAILURES

TECHNICAL SAFETY REPORT



Photos/IAC Member



CRANKSHAFT FAILURES

TECHNICAL SAFETY REPORT

(1) If the crankshaft has lightening holes in the prop mounting flange, the most likely failure will be cracks between the lightening holes, with the initial cracks starting in those holes aligned with the prop blades. The mode of failure will probably be reverse-bending.

(2) If the crankshaft has lightening holes in the prop mounting flange, the SECOND most likely failure will be the area to the rear of the flange between the flange and the nose seal — and sometimes under the nose seal. A failure in this area most probably will take the form of a longitudinal crack with a 45-degree runner on one or both ends. These failures seemed to be torsional mode type failures. The first clue in these failures may be an oil leak.

(3) If the crankshaft has a solid (no-hole) prop flange, the most likely area for a failure to occur is between the flange and the front main bearing. This failure would most probably be a reverse-bending type failure with the initiation points aligned with the prop. (Note the accompanying photos.) This best guess summary list may help point to the most highly suspect areas — areas that should warrant extra attention when inspecting the crankshaft nose/prop flanges. As more is learned the above guess list may change, but present knowledge seems to indicate the above noted trends.

Another important item to note in the above report is that although the aircraft's center of gravity (CG) moved very far aft after the separation of the prop, spinner and front section of the crankshaft, the plane remained controllable. Several IACers have stated that they were concerned about their aircraft possibly becoming uncontrollable (especially at low airspeeds where aerodynamic control forces would be lessened) if they lost a prop and had the CG shift very far aft.

One IAC member who did encounter crankshaft breakage and prop separation on a Pitts S-1T did advise that after the prop left, it took immediate full-forward stick to keep the aircraft's nose from pitching up. In this particular case, the plane was at very low altitude when the crankshaft broke, and a crash occurred shortly thereafter precluding very much testing of the effect of CG shift.

A third important issue mentioned in the above report was that of improved glide ratio. The improved glide ratio on the S-2B was no doubt in part due to the aft movement of the CG and in part due to drag reduction because of the departed propeller (as opposed to a stopped, windmilling, or idling prop).

IACers may recall a safety article written by T.J. Brown entitled, "Glide Ratio," which appeared in the June 1977 issue of SPORT AEROBATICS (also in TECH TIPS I) in which T.J. described an engine stoppage problem he encountered with an S-1 Pitts (no propeller separation). He stated, "... My glide ratio was cut in half at best." That dramatic reduction in glide ratio was attributed to the increased drag of a stopped propeller (as opposed to a windmilling, or idling prop).

If one encounters an engine related, in-flight emergency, the propeller condition — separated, stopped, windmilling, or at idle — may have a very pronounced effect on where you will eventually land.

A large IAC thank you is due the IAC member who made the above report of the failed crankshaft — and thanks also to those who have previously provided info that permitted the additional comments to the primary report. All of us working together can have a positive impact on the safety of our sport.

CRANK PROP FLANGE BREAKAGE

IAC members are well aware of the numerous articles in SPORT AEROBATICS related to crankshaft propeller flange breakage. The IAC Tech Safety Committee is not keeping a box score on this problem but we believe the number of failures that we are now aware of is somewhere near thirty. Therefore, it behooves all of us to closely monitor our engines for this potential problem. Recently, one IAC member made the following report of a failed crankshaft prop flange.

"(I) will relate (a) problem that might benefit the membership. The aircraft is a stock factory Pitts S1S, 620 hours on aircraft and engine. Most of these hours are aerobatic, the last 250 or more being in the Advanced category with no Unlimited time on aircraft or engine.

"The engine is the stock Lycoming aerobatic engine, Model AEIO360B4A. Oil is changed every 25 hours and oil usage is slightly less than one quart every 12 hours. It has been the best aircraft engine I have ever owned and has been run over the redline a lot of the time.

"Conforming to the Lycoming AD of a couple of years ago, I have regularly inspected the crank each 25 hours and magnafluxed each 50. The crankshaft is the old type with lightening holes in the flange where the prop is attached. Just aft of this a crack was found during magnaflux inspection a couple of weeks ago. So, even if your engine runs like a jewel, that last snap may have cracked the crankshaft."

A few points regarding the crankshaft problem maybe need to be reviewed.

First, most of the reported failed crankshafts are in S-1 series Pitts aircraft. The popular opinion is that snap (flick) rolls are the major contributing factor causing the cranks to crack and the high roll rate of the S-1 Pitts aggravates the situation.

This should not be taken to mean that if you fly something other than a Pitts you are guaranteed there will be no problems. It is just that now it is believed that aircraft with high roll rates and pilots using high snap roll entry speeds can be thought of to be in the high risk area regarding crankshaft flange/nose breakage.

Secondly, there seems to be two modes of breakage. Many of the failed crankshafts have cracks running between the lightening holes in the flange — kind of connect the dots. This type of failure is thought to be due to the prop flange bending. From what has been reported, cracks between the lightening holes usually start in the area aligned with the prop blades. The "new" heavy crankshafts have thicker flanges and no lightening holes. To date, the IAC Tech Safety Committee has not received any reports of failures of heavy-flanged cranks.

The second mode of failure is a crack in the crankshaft in the area between the prop mounting flange and the case nose seal. These cracks run parallel to the centerline of the crankshaft and then veer off with a 45° runner on one or both ends. Sometimes one end of the crack connects with a lightening hole. This appears to be a torsional type of failure. One of the first clues of this failure is often an oil leak. And often, at first, the oil leak is thought to be due to a bad crankshaft nose seal when, in fact, the oil leak is due to the crank being cracked.

As usual, a thank you is due the IACer who took the time and made the effort to share his crankshaft experiences with the rest of us. This kind of spirit and interest is the driving force behind the IAC Tech Safety Program. Everyone's help and input is needed.

BEA

Bureau d'Enquêtes et d'Analyses
pour la sécurité de l'aviation civile

10 rue de Paris
Zone Sud - Bâtiment 153
Aéroport du Bourget
93352 Le Bourget Cedex - France
T : +33 1 49 92 72 00 - F : +33 1 49 92 72 03

www.bea.aero

