



**MINISTERE DES
COMMUNICATIONS
ET DE
L'INFRASTRUCTURE**

**MINISTERIE VAN
VERKEER EN
INFRASTRUCTUUR**

**RAPPORT D'ENQUETE ETABLI SUITE A
L'ACCIDENT SURVENU A L'AERONEF
PARTENAVIA – P.68 B « VICTOR »
IMMATRICULE OO-TPN
A BREENDONK LE 18 OCTOBRE 1982**

**CELLULE D'ENQUETES
D'ACCIDENTS
ET D'INCIDENT D'AVIATION**

**CEL VOOR ONDERZOEK VAN
LUCHTVAART
ONGEVALLLEN-EN INCIDENTEN**

ROYAUME DE BELGIQUE
MINISTERE DES COMMUNICATIONS
ADMINISTRATION DE L'AERONAUTIQUE.

RAPPORT D'ENQUETE

ETABLI SUITE A L'ACCIDENT SURVENU A BREENDONK(PUURS)

LE 18 OCTOBRE 1982 A L'AVION PARTENAVIA - P.68.B.

IMMATRICULE OO-TPN.

Bruxelles, janvier 1986.

Le présent rapport est un document technique qui rend compte des faits, des conditions et des circonstances de l'accident et des facteurs qui l'ont provoqué, afin d'en déterminer les causes.

Conformément à l'Annexe 13 à la Convention relative à l'Aviation Civile Internationale, l'enquête technique n'a nullement visé à la détermination des fautes ou des responsabilités. Son objectif fondamental est la prévention de futurs accidents.

RAPPORT D'ENQUETE ETABLI SUITE A L'ACCIDENT SURVENU A
BREENDONK (PUURS) LE 18 OCTOBRE 1982 A L'AVION PARTENAVIA-P.68B
IMMATRICULE OO-TPN.

1. RENSEIGNEMENTS GENERAUX.

- 1.1. Lieu : Commune de Breendonk (Puurs), Belgique.
1.2. Date et heure : 18 octobre 1982, à 18.42 G.M.T. (nuit).

NOTE: Toutes les heures sont exprimées en temps universel (G.M.T.).
L'heure locale en Belgique est G.M.T. + 1.

- 1.3. Aéronef : PARTENAVIA - P.68 B "VICTOR".
1.4. Propriétaire : HESSENATIE - SOTRAMAT AVIATION, N.V.
Luchthaven Antwerpen,
2100 DEURNE.
1.5. Occupants : Cinq.
1.6. Type d'utilisation : Vol privé.
1.7. Phase de vol : Descente (approche initiale).
1.8. Nature de l'accident : Rupture de cellule en vol.

1.9. Brève description de l'accident.

A l'issue d'un vol Avignon (France) - Bruxelles, l'avion approche de sa destination, sous contrôle radar, au niveau de vol 70. Il reçoit l'autorisation de descendre à 2000 ft. En descente, l'avion s'engage à partir de 6400 ft. dans une spirale à gauche. La cellule se rompt en vol par surcharge aérodynamique: les empennages horizontaux, l'aile extérieure gauche et les bords d'attaque des deux ailes se détachent de l'avion. L'avion désemparé s'écrase au sol. Les cinq occupants sont tués.

2. RENSEIGNEMENTS DE BASE.

2.1. Déroulement du vol.

Le 17 octobre, un plan de vol VFR est déposé qui prévoit le décollage le 18 octobre à 13.15 H., avec six personnes à bord.

Le plein de carburant est fait, l'autonomie prévue de l'avion est de 5 H 30 m.

Le 18 octobre, cinq personnes prennent place dans l'avion.

Une panne du démarreur du moteur droit provoque un délai et l'avion décolle à 15.31 H. A 15.26 H., pendant le roulement au sol, le contrôleur informe le pilote que le coucher du soleil, plus 30 minutes, est à 17.22 H. Le pilote communique à la tour de contrôle qu'il passera en IFR vers la fin du parcours. A 1824:27h, après le passage de la frontière belge, sur l'axe Chatillon-Chièvres, l'avion entre en contact radio avec Bruxelles - Approche.

Il est au niveau de vol 70.

A 1834:55h, le pilote signale le passage de la balise DENDER.

Il se dirige ensuite vers BRUNO, toujours au niveau de vol 70.

A 1838:16h, le contrôleur d'approche autorise le pilote à descendre à 2000 ft.

A 1840:16h, le pilote signale son passage au niveau de vol 60, en descente vers 2000 ft.

Environ 12 N.M. après DEN, légèrement au Nord de l'axe DEN-BRUNO, le contrôleur voit l'écho radar de l'avion effectuer un virage à gauche. Afin d'obtenir confirmation de cette manoeuvre, le contrôleur demande aussitôt à l'avion de lui indiquer son cap. Cet appel reste sans réponse. L'écho-radar de l'avion disparaît de l'écran. Divers appels lancés sur la fréquence de Bruxelles - Approche ainsi que sur la fréquence d'urgence restent sans réponse. L'avion s'est écrasé au sol sur le territoire de la commune de Breendonk (Puurs).

2.2. Victimes.

Blessures.	Equipage.	Passagers.	Autres personnes.
Mortelles.	2	3	0
Graves.	0	0	0
Légères/ aucune.	0	0	

2.3. Dommages à l'aéronef.

L'aéronef est détruit.

2.4. Autres dommages.

Néant.

2.5. Renseignements sur l'équipage.

2.5.1. Commandant de bord:

-Nom :

-Nationalité : Belge.

-Né à Uccle le 13 mai 1955.

-Licence de pilote privé d'avion n° 6036/13478, délivrée le 04 août 1977, revalidée le 30.09.81 et valable jusqu'au 27 juillet 1983.

-Licence restreinte de radio téléphoniste.

-Qualifications:

- avions terrestres monomoteurs de moins de 5700 kg.

- vols VFR seuls autorisés.

- vol local de nuit.

-Note: Monsieur avait obtenu le 23 mai 1980, sur avion PIPER PA-34, la qualification "multimoteurs de moins de 5700 kg.,,. Cette qualification ne fut pas maintenue lors du dernier renouvellement de la licence, le 30 septembre 1981, pour cause de manque d'expérience récente.

-Expérience: l'expérience totale du pilote au dernier renouvellement de sa licence, le 30 septembre 1981, peut être estimée à 356 heures de vol.

-Expérience sur PARTENAVIA P-68B:

- Monsieur et un autre pilote ont été lâchés sur P-68B par leur instructeur le 1.7.82, après un vol de 41 minutes sur l'avion OO-TPN.

- Monsieur a ensuite effectué au total 13 H 08' de vol sur P-68B, dont 10 H 25' comme commandant de bord et 2 H 43' comme copilote, y compris les heures prestées au dernier vol.

2.5.2. Copilote:

-Nom :

-Nationalité : Belge.

-Né à Hollogne aux Pierres, le 08 mai 1957.

-Licence de pilote privé d'avion n° 6957/16031, délivrée le 27 août 1980, valable jusqu'au 25 octobre 1982.

-Licence restreinte de radio-téléphoniste.

-Qualifications:

- avions terrestres monomoteurs de moins de 5700 kg.
- vols VFR de jour seuls autorisés.
- Expérience: l'expérience totale du pilote au 29 septembre 1982 est de 358 heures de vol.
- Expérience sur PARTENAVIA P-68B:
Aucune expérience connue.

2.6. Renseignements sur l'aéronef.

- Marque et type: PARTENAVIA, P-68B "VICTOR".
- Numéro de série: 088.
- Date de construction: mars 1977.
- Immatriculation: OO-TPN.
- Propriétaire: HESSENATIE-SOTRAMAT N.V.
Luchthaven Antwerpen,
2100 DEURNE.
- Certificat d'immatriculation : n° 2738, délivré le 26.10.78.
- Certificat de navigabilité : n° 2738, délivré le 03.06.77, valable jusqu'au 21.10.82.
- Catégorie : normale.
- Mention d'emploi: transport public de personnes et de marchandises.
- Types de vols autorisés:
 - vols à vue,
 - vols aux instruments de jour et de nuit,
 - vols en atmosphère modérément givrante.
- Masse et centrage au moment de l'accident:
 - masse: 1.812 Kg.
 - centrage : 345 mm.
- Limites de centrage à 1812 kg : 298 à 526 mm.
- Masse maximum autorisée à l'atterrissage: 1890 kg.
- Antécédents de la cellule:
 - Heures de vol totales: 1981 H 33 m.
 - Heures de vol depuis dernière inspection annuelle du 22.10.81: 467 H 52 m.
- Antécédents des deux moteurs:
 - Marque et type : LYCOMING, IO-360-A 1B6.
 - Moteur gauche:
 - n° de série : L-15140-51A.
 - Heures de vol totales: 1981 H 33 m.
 - Moteur droit:
 - n° de série: L-15139-51A.
 - heures de vol totales : 1981 H 33 m.

-Antécédents des deux hélices:

- Marque et type : HARTZELL, HC-C2YK2 CUF

- Hélice gauche :

n° de série : AU 4528

heures de vol totales : 1981 H 33 m.

heures de vol depuis révision : 466 H 52 m.

- Hélice droite :

n° de série : AU 4529.

heures de vol totales : 1.981 H 33 m.

heures de vol depuis révision: 466 H 52 m.

-Modifications et inspections obligatoires.

Toutes les modifications et inspections obligatoires prescrites par les Autorités italiennes (Prescrizione di Aeronavigabilita du R.A.I.) et par les Autorités américaines (Airworthines Directives de la F.A.A.), tant pour la cellule que pour les moteurs et les équipements, ont été effectuées.

-Maintenance de l'avion:

Les travaux de maintenance de l'avion sont effectués par la société Hossenatie-Sotramat, propriétaire de l'avion, conformément au programme de maintenance recommandé par le constructeur.

La dernière inspection 100 HV. a été effectuée le 01.09.82 à 1.907 H 44 m.

La dernière inspection 50 HV. a été effectuée le 06.10.82 à 1.955 H 39 m.

Depuis le 13 octobre 1982, deux systèmes de bord sont hors d'usage:

- le dégivrage des bords d'attaque des ailes;
- le pilote automatique.

2.7. Conditions météorologiques.

Le lieu de l'accident se trouve à 18,5 km et à 20 km respectivement des aéroports de Bruxelles-National et d'Antwerpen-Deurne.

Les conditions météorologiques observées à ces deux aéroports sont :

<u>G.M.T.</u>		<u>BRUXELLES.</u>	<u>ANTWERPEN.</u>
17.20	Vent :	170°/10 kt	160°/11 kt.
	Visibilité:	>10 km	7 km
		Orage	Orage
		2/8 Cu 2500 ft	(fin des précipitations)
		2/8 Cb 3000 ft	3/8 Cb 4000 ft
		5/8 Sc 5000 ft	6/8 Sc 6000 ft
	Température:	12°C	13°C
	Point de rosée:	11°C	11°C
	QNH :	1006.6 mb	1006 mb.

<u>GMT.</u>	<u>BRUXELLES</u>	<u>ANTWERPEN.</u>
		- 7.
17.32	Fin de l'orage.	-
17.50	Vent: 190°/12 kt	150°/09 kt.
	Visibilité: > 10 km	>10 km
	1/8 Cu 2500 ft	2/8 Cb 4000 ft
	3/8 Sc 5000 ft	6/8 Sc 7000 ft
	Température: 13°C	12°C
	Point de rosée: 11°C	11°C
	QNH : 1006.9 mb.	1006 mb.
18.20	Vent: 210°/10 kt.	170°/5 kt.
	Visibilité: CAVOK	> 10 km.
	-	Orage sans précipitation entre 18.00 et 18.20.
	6/8 Sc 5000 ft.	6/8 Sc 6000 ft.
	Température: 13°C	12°C
	Point de rosée: 11°C	11°C
	QNH : 1006.9 mb.	1006 mb.
18.20	-	Eclairs.
18.35		
18.35	-	Plus de précipitations ni d'orage.
18.50	Vent: 210°/10 kt.	180°/5kt.
	Visibilité: CAVOK	> 10 km.
	6/8 Sc 5000 ft.	7/8 Sc 6000 ft.
	Température: 12,8°C	12°C
	Point de rosée: 10,5°C	10°C
	QNH : 1007.5 mb.	1007 mb.

Les températures en altitude, à 18.00, sont :

à 2000 ft : + 9°
à 5000 ft : + 5°C
à 7000 ft : + 0,5°C.

La situation atmosphérique générale s'établit comme suit à 1800 h:
Une occlusion se trouve sur la Belgique, couvrant environ la région Ostende-
Bruxelles-Namur. Cette occlusion se déplace très lentement vers le Nord-Est
et provoque localement des orages et des averses.
L'air est instable, l'instabilité étant la plus forte près de l'occlusion.
A 15 30, les renseignements SIGMET ont été établis signalant entre-autres:
"Cb and thunderstorm observed and forecasted mainly over W and SW of FIR EBBR,
moving North. Risk of moderate to severe ice and turbulence,,."

L'observation au radar de Bruxelles montre, à 18.00, une zone active allant de Bruxelles à Rotterdam et de St.Niklaas à Diest.

Les noyaux les plus actifs se situent sur la Campine, au N.E. de Bruxelles. Breendonk se trouve dans la région avoisinante, qui donne des échos fragmentés de type convectif.

Les précisions météorologiques générales pour la période du 18 octobre à 17.00 jusqu'au 19 à 07.00 sont :

- situation synoptique : le front froid sur la Belgique occidentale se déplace vers l'E.N.E. et est suivi d'une crête;
- isotherme de 0°C : 2400 m, devenant 1700 m.
- indice de givrage: modéré à sévère, plus tard léger à nul.

2.8. Aides à la navigation.

Toutes les aides radio-électriques à la navigation fonctionnent normalement. L'avion a suivi correctement l'axe Chièvres-Dender, où il a viré à droite pour suivre l'axe Dender - Bruno, sous contrôle radar, en vue d'un atterrissage sur la piste 25 L de Bruxelles National.

2.9. Télécommunications.

Les communications par radio VHF ont été normales entre l'avion et les services de contrôle du trafic aérien. A partir de 1824:27 l'avion est en communication avec le contrôle d'approche de Bruxelles National.

La transcription des communications est reproduite en annexe.

2.10. Renseignements sur l'aérodrome.

Sans objet dans cet accident.

2.11. Enregistreurs de bord.

Aucun enregistreur n'est requis ni installé sur cet avion.

2.12. Renseignements sur l'épave et sur l'impact.

2.12.1. Examen général de l'épave.

L'avion s'est écrasé au sol dans une prairie de la commune de Breendonk (Puurs) en bordure de la route Antwerpen - Boom - Bruxelles.

L'impact a été extrêmement violent, sous un angle de descente très rapide et une forte inclinaison latérale à gauche. Le fuselage est orienté au cap 135°. Les flaps sont en position rentrée.

Certains éléments structuraux se sont détachés de la cellule en vol: l'aile extérieure gauche, les bords d'attaque des deux ailes, le panneau supérieur de la nacelle du moteur droit et les deux plans stabilisateurs horizontaux. Ces éléments ont été retrouvés alignés, à des distances s'échelonnant entre 100 et 1400 m de l'épave principale.

Les informations suivantes ont pu être relevées dans le poste de pilotage :

- commandes de vol: la violence de l'impact final et les effets de ruptures en vol ne permettent plus d'attribuer une signification particulière aux positions des commandes de vol primaires et de compensation.
- commandes des groupes moto-propulseurs:

<u>commande.</u>	<u>moteur gauche.</u>	<u>moteur droit.</u>
- manette des gaz	arrière.	arrière.
- manette de pas d'hélice	entre milieu et avant.	entre milieu et avant.
- manette de richesse	avant.	avant.
- switch magnétos	" both ON,,	" both ON,,
- switch pompe carburant	OFF	OFF
- sélecteur réservoirs.	entre "ENG SHUT OFF,, et "CROSSFEED,,	ON

- instruments de bord:

- aucune indication valable ne peut être relevée sur les instruments de bord.
- calages des 2 altimètres : 1005 mb.
- totalisateur horaire : 525 h 25 m.

- équipement de radio-communication et de radio-navigation:

- COMM 1 : 118,6 MHz (fréquence BRUSSEL'S TOWER)
- COMM 2 : 118,25 MHz (fréquence BRUSSEL'S APPROACH)
- NAV 1 : 108,90 MHz (fréquence ILS - RWY 25 R)
- NAV 2 : 110,75 MHz (était probablement sur 110.6, fréquence du VOR de BRUNO).
- DME : ON, NAV 2, sélecteur : en route.
Distance : 20 N.M.
Bearing : 022,2.

- positions des interrupteurs des systèmes électrique et de dégivrage :

- "strobe light,, : ON
- "nav. lights,, : ON
- "instrument lights,, : ON
- "pitot heat,, : OFF
- "pneumatic de- icer,, : OFF (système hors d'usage)
- "propeller de- icer,, : OFF
- "landing light,, : OFF

- "taxi light,, : OFF
- "cold air,, : OFF
- "master switch,, : OFF
- " R field,, : OFF
- " L field,, : OFF

- groupes moto-propulseurs:

L'hélice gauche semble être en drapeau: les pales sont peu déformées, en position horizontale, à grand angle de calage.

L'hélice droite a une pale déformée, fichée en terre; l'autre pale est intacte. Les deux pales semblent avoir un angle de calage normal. Le moteur droit est libre de tourner. Le bouchon d'huile est manquant et l'huile a giclé sur l'extrados de l'aile extérieure droite. Il n'y a pas d'essence dans le filtre.

La vanne d'arrivée d'essence est en position "ON,, c.à.d. ouverte, le moteur droit connecté au réservoir droit.

Le moteur gauche est libre de tourner. Le filtre ne contient que peu d'essence: 2 à 3 cm³. La vanne d'arrivée d'essence est dans une position intermédiaire entre "OFF,, et "CROSSFEED,, , cependant le passage d'essence vers le moteur est fermé.

2.13. Renseignements médicaux et pathologiques.

Un dosage d'alcool et d'oxyde de carbone a été pratiqué sur les deux pilotes. Les résultats sont favorables et rien ne permet de supposer que les pilotes n'étaient pas en bonne condition physique.

2.14. Incendie.

Il n'y a pas eu d'incendie.

2.15. Questions relatives à la survie des occupants.

La violence de l'impact permet d'affirmer que l'accident n'était pas survivable.

2.16. Essais et recherches.

2.16.1. Examen détaillé de l'épave.

Les débris de l'avion ont été amenés dans les bâtiments de la Direction Technique de l'Administration de l'Aéronautique en vue de pouvoir reconstituer la structure.

Les deux empennages horizontaux sont rompus par flexion vers le bas, se séparant du fuselage au droit de l'emplanture. Les plans sont arrachés du tube de torsion et les volets de compensation de la profondeur sont arrachés.

Celui du plan gauche n'a pas été retrouvé. Toutes les ruptures sont caractéristiques d'une rupture statique par surcharge aérodynamique. Aucune trace d'un endommagement éventuel par fatigue n'a pu être trouvée. L'aile extérieure gauche s'est rompue par flexion vers le haut, à l'extérieur de la nacelle gauche.

Le flap est cassé en deux, la partie extérieure étant retrouvée à proximité de l'aile.

Les bords d'attaque, en résine renforcée de fibres de verre, sont arrachés des ailes sur toute l'envergure. Le panneau supérieur de fermeture de la nacelle droite est arraché et n'a pas été retrouvé.

Toutes les ruptures sont des ruptures statiques dues à des surcharges aérodynamiques. Aucun endommagement par fatigue n'a pu être décelé.

L'empennage vertical s'est détaché du fuselage à l'impact au sol et gît derrière le fuselage auquel il est encore relié par les câbles de commande de direction et de compensation.

Tous les dommages relevés dans les commandes de vol et les gouvernes sont consécutifs à l'accident.

Aucun défaut pré-existant, pouvant entraîner une perte de contrôle, n'a pu être décelé.

La résistance chauffante du tube de pitot a été trouvée en bon état de fonctionnement. L'interrupteur de commande du réchauffage est dans la position "OFF". Il est coincé dans son logement par la déformation du tableau de bord dans la position qu'il avait au moment de l'impact au sol de l'avion.

2.16.3. Examen des moteurs.

Les deux moteurs ont été complètement démontés: aucun défaut mécanique n'a pu être mis en évidence. L'état des bougies est normal. Aucune trace de limaille n'est visible dans les filtres à huile. Les pompes à essence contiennent encore de l'essence.

Le démarreur du moteur droit a fait l'objet d'un essai au banc, suivi d'un démontage complet. Aucun défaut n'a été décelé. La panne de démarreur constatée au départ d'Avignon pourrait être attribuée à un manque de lubrification du mécanisme d'enclenchement.

Les deux moteurs sont dans un bon état mécanique et aucun indice ne permet de mettre leur fonctionnement en cause.

2.16.3. Examen des hélices.

- Hélice gauche: n° de série A U 4528.

Les deux pales sont légèrement pliées.

Les angles de calage mesurés sont : (référence: manuel n° 117 D de Hartzell; "Handbook, overhaul instructions").

- pale n° C-86267 : 89,5°

- pale n° D-17707 : 74,5°

Les positions limites des pales sont normalement:

- butée petit pas : 14,2° ± 0,2°

- butée grand pas : 81,2° ± 0,3° (position drapeau)

Il n'y a pas de pression d'air dans le dôme de l'hélice (normalement 2,7 Kg/cm² à température ambiante).

La tige de commande de changement de pas ("pitch change rod,, p.n. B-2491) est fléchiée et cassée au droit de la fixation de la fourche ("fork unit,, p.n. B-2457), à la sortie du filetage. La cassure est purement statique en traction et ne présente aucune trace de fatigue.

Le pion de commande de changement de pas ("button,, p.n. A-3212-1) au pied de la pale n° C-86267 est plié.

De l'huile moteur est présente dans le moyeu de l'hélice.

- Hélice droite: n° de série A U 4529.

La pale n° D-24539 n'a aucune déformation apparente. Son angle de calage est de 21,3°.

La pale n° D-8413 était fichée en terre et est pliée par l'impact.

La mesure de son angle de calage n'est plus possible.

Il n'y a pas de pression d'air dans le dôme de l'hélice.

La pièce de retenue en polyamide ("spring retainer,, p.n. B-1592-1) du ressort de mise en drapeau ("feathering spring,, p.n. B-1594-1) est cassée, libérant le ressort lors du démontage de l'hélice. Cette rupture n'a aucune influence sur le fonctionnement de l'hélice.

En conclusion, les dégâts survenus aux deux hélices sont consécutifs à l'impact au sol. Aucun élément ne permet de supposer qu'il y ait eu une défaillance quelconque des hélices en vol, qui aurait pu avoir une influence sur la conduite du vol ou les performances de l'avion.

L'état de déformation des pales des hélices permet de conclure qu'aucun des deux moteurs ne développait de la puissance au moment de l'impact au sol, ce qui concorde avec la position des manettes des gaz.

Aucune des manettes de commande des moteurs ni des hélices ne se trouve dans une position correspondant à la mise en drapeau d'une hélice.

2.16.4. Trajectoire de l'avion.

L'avion était équipé d'un transpondeur avec report automatique d'altitude. L'enregistrement des échos radar effectué par Eurocontrol a permis de reconstituer la trajectoire de l'avion. Elle est reproduite en annexe.

2.16.5. Performances de l'avion.

La reconstitution de la trajectoire à partir des enregistrements du radar secondaire permet d'estimer qu'en vol de croisière au niveau de vol 70, la vitesse vraie (TAS) de l'avion vaut en moyenne 154,6 kt. La vitesse indiquée correspondante vaut 140 KIAS.

Dans ces conditions, chaque moteur développe une puissance de 130,1 ch, ou 64% de sa puissance nominale. Cette puissance peut être obtenue au régime de 2450 t/min. avec une pression absolue d'admission (MAP) de 20,75 pouces de mercure.

Quand l'avion entame sa descente à partir du niveau de vol 70, il garde, jusqu'au niveau 58, un taux de descente stable de 592 ft/min.

Pendant la descente stabilisée, sa vitesse moyenne vraie augmente d'abord jusqu'à 168 kt, ensuite jusqu'à 183 kt.

Un calcul des performances de l'avion en descente montre que, dans l'hypothèse où la puissance utilisée en croisière est maintenue pendant la descente au taux de 592 ft/min., la vitesse vraie de l'avion devrait atteindre la valeur de 169 kt. Dans l'hypothèse où les deux moteurs sont poussés à leur puissance maximum, la vitesse vraie de l'avion, en descente à 592 ft/min., devrait atteindre 182 kt.

3. ANALYSE.

L'enregistrement des échos radar de l'avion montre que le déroulement du vol est normal tant que l'avion est en croisière au niveau de vol 70.

Dès qu'il reçoit l'autorisation de descendre à l'altitude de 2000 ft., le pilote entame la descente.

Entre les niveaux de vol 70 et 58, le taux de descente moyen est stabilisé à 592 ft/min., tandis que la vitesse de l'avion augmente jusqu'à atteindre la valeur calculée dans l'hypothèse où les deux moteurs développent leur puissance maximum. Ceci permet d'exclure l'éventualité d'une panne de moteur.

A partir de 18.41h, après avoir franchi le niveau de vol 58, l'avion perd très rapidement de l'altitude. Un écho du radar secondaire reçu à 18.41:28h indique le niveau de vol 33.

Le dernier écho reçu de l'avion est à 18.41:38h, au niveau 15.

A partir de 18.40h, alors que l'avion franchit en descente le niveau de vol 64, la trace des échos radar montre que la trajectoire de l'avion dévie progressivement vers le Nord. Au passage du niveau 60, répondant à une interrogation du contrôleur d'approche, le pilote annonce son altitude et confirme sa descente jusqu'à 2000 pieds. Il ne fait mention d'aucune difficulté. Comme l'avion poursuit son virage à gauche, manoeuvre tout à fait inhabituelle, le contrôleur d'approche interroge à nouveau le pilote à 18.41:30h afin qu'il confirme son cap. Mais le pilote ne répond plus à cet appel.

L'avion s'est engagé dans une spirale descendante à vitesse élevée, très supérieure à sa vitesse de manoeuvre (125 KIAS). Dans ces conditions, une action vive sur l'empennage horizontal en vue de redresser l'avion amène les charges aérodynamiques à dépasser les limites structurales pour lesquelles l'avion est calculé. Le sens des ruptures des empennages et de l'aile gauche est caractéristique de la sollicitation apparaissant au cours d'une ressource. C'est au moment où l'avion commence la descente que le déroulement du vol devient anormal.

L'avion au niveau 70 se trouve dans des masses d'air instable, dans une situation orageuse, à une température voisine de 0°C avec risque de givrage.

Ces conditions de vol imposaient au pilote d'utiliser le réchauffage du tube de Pitot et des hélices, ainsi qu'il est prévu au Manuel de vol de l'avion. Les interrupteurs qui commandent le fonctionnement de ces systèmes ont été trouvés bloqués dans la position "OFF".

En outre, le système de dégivrage des bords d'attaques des ailes n'est pas en état de fonctionnement.

L'avion n'ayant qu'un seul tube de Pitot, les deux indicateurs de vitesse du tableau de bord sont raccordés à la même ligne de pression totale. Toute anomalie de fonctionnement du système anémométrique affectera de façon identique les deux indicateurs, qui donneront ainsi toujours des indications semblables.

Dans l'hypothèse où le tube de Pitot vient à se boucher par la formation de glace à l'entrée, le pilote peut ne pas s'en apercevoir tant qu'il vole à vitesse et altitude constantes. Dès que l'altitude diminue, l'augmentation de la pression statique amène les indicateurs de vitesse à sous-estimer la vitesse. Ceci pourrait expliquer pourquoi le pilote, voyant sa vitesse indiquée diminuer, et cherchant à rétablir la vitesse initiale, augmente la puissance délivrée par les moteurs.

La vitesse de l'avion augmente mais le pilote ne peut la contrôler, les deux anémomètres donnant des lectures erronées.

L'avion s'engage alors dans une spirale à gauche que le pilote ne parvient pas à maîtriser.

Une ressource tentée dans ces conditions provoque la rupture de la cellule.

4. CONCLUSIONS.

4.1. Faits établis.

- 4.1.1. L'avion avait un certificat de navigabilité valable.
- 4.1.2. L'équipage n'avait ni les licences ni les qualifications requises pour effectuer le vol.
- 4.1.3. Aucun défaut mécanique de l'avion n'a pu être mis en évidence qui aurait contribué à l'accident.
- 4.1.4. Les conditions atmosphériques mauvaises, avec risque de givrage, ont probablement été un facteur contribuant à l'accident.
- 4.1.5. Le système de réchauffage du tube de Pitot a été trouvé dans la position "OFF".
- 4.1.6. Pendant la descente, le pilote a perdu le contrôle de l'avion qui s'est engagé en spirale à gauche.
- 4.1.7. L'avion s'est rompu en vol sous l'effet de charges aérodynamiques dépassant les limites structurales, se développant au cours d'une ressource effectuée à vitesse élevée.

4.2. Cause probable de l'accident.

L'accident est dû à une perte de contrôle de l'avion au cours d'un vol en descente dans des conditions de vol aux instruments, et d'un dépassement des limites structurales de la cellule.

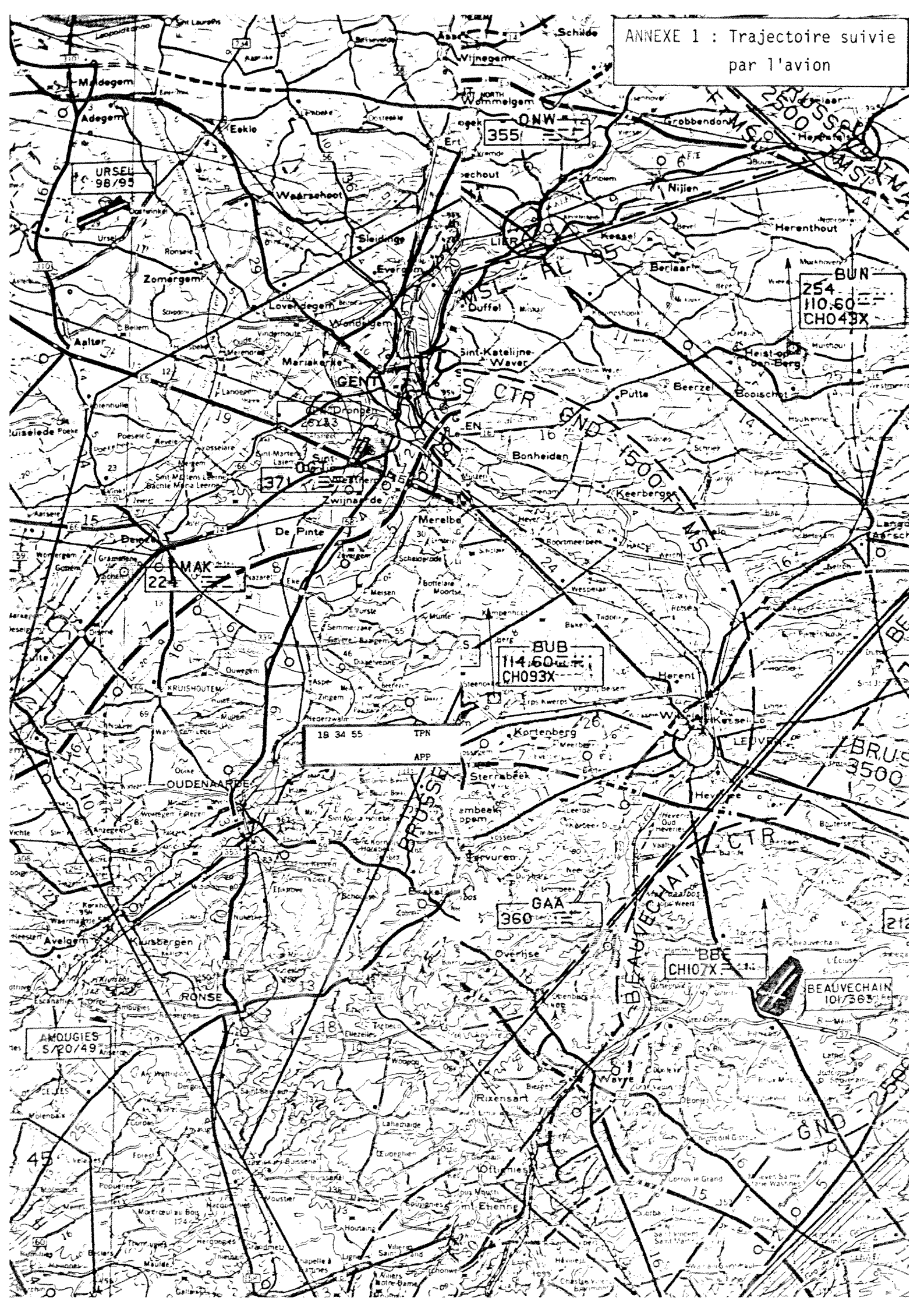
Les conditions atmosphériques comportant un risque de givrage d'une part et le manque d'expérience et de qualification de l'équipage sur avion bimoteur et au vol dans des conditions de vol aux instruments d'autre part ont été des facteurs contribuant à l'accident.

A N N E X E S.

=====

1. Trajectoire suivie par l'avion.
2. Transcription des communications échangées par radio entre l'avion OO-TPN et Bruxelles Approche, sur 118,25 MHz.
3. Répartition des débris au sol et reconstitution de l'épave.
4. Evolution de l'altitude, exprimée en niveau de vol, d'après les enregistrements du radar secondaire.

ANNEXE 1 : Trajectoire suivie par l'avion



URSEL
98/95

ONW
355

BUN
254
110.60
CH043X

MAK
22

BUB
114.60
CH093X

TPN
18 34 55
APP

GAA
360

BBC
CH107X

BEAUVECHAIN
10/363

ANOUGIES
5/20/49

ANNEXE 2.


Transcription de l'enregistrement des communications échangées
entre l'avion OO-TPN et Bruxelles Approche, le 18 octobre 1982 sur 118,25 MHz.

<u>HEURE.</u>	<u>SATION.</u>	<u>COMMUNICATION.</u>
18 24 27	TPN	Brussels Approach, OO-TPN, good evening, level 70.
	APP	PN good evening, report DEN, QNH 1006.
	TPN	DEN, 1006, euh PN, and what is the level DEN.
	APP	70 sir.
	TPN	70 roger.
18 34 55	TPN	Brussels from PN, passing DEN now.
	APP	Roger, PN.
18 38 16	APP	OPN descend to 2000 feet QNH 1006.
	TPN	2000 - 1006 - PN.
18 40 13	APP	OPN report level.
18 40 16	TPN	Level 60, actually descending to 2000 feet.
	APP	Roger.
18 41 30	APP	OPN report heading.
	APP	OO-TPN, Brussels...

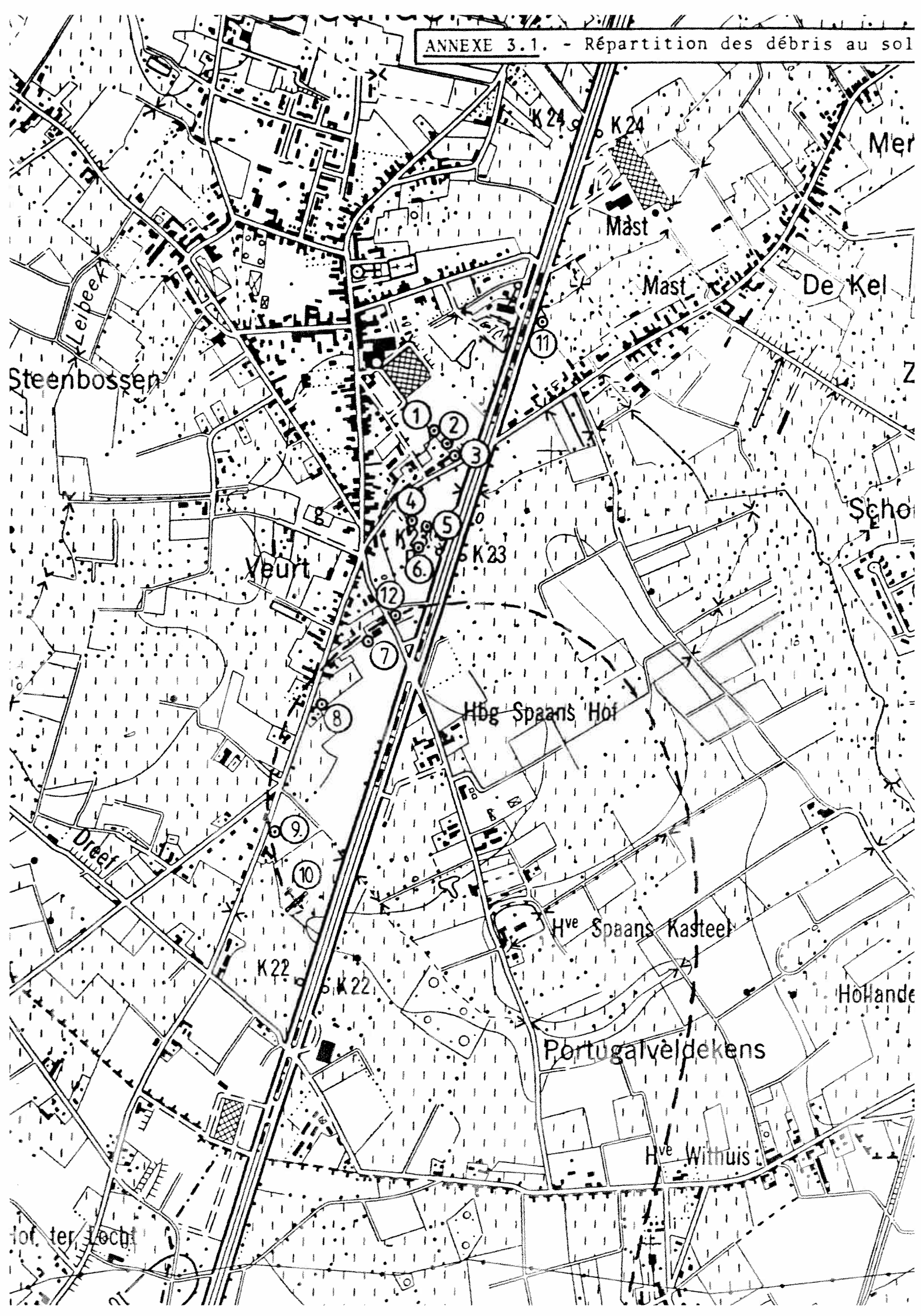
A N N E X E 3.0.

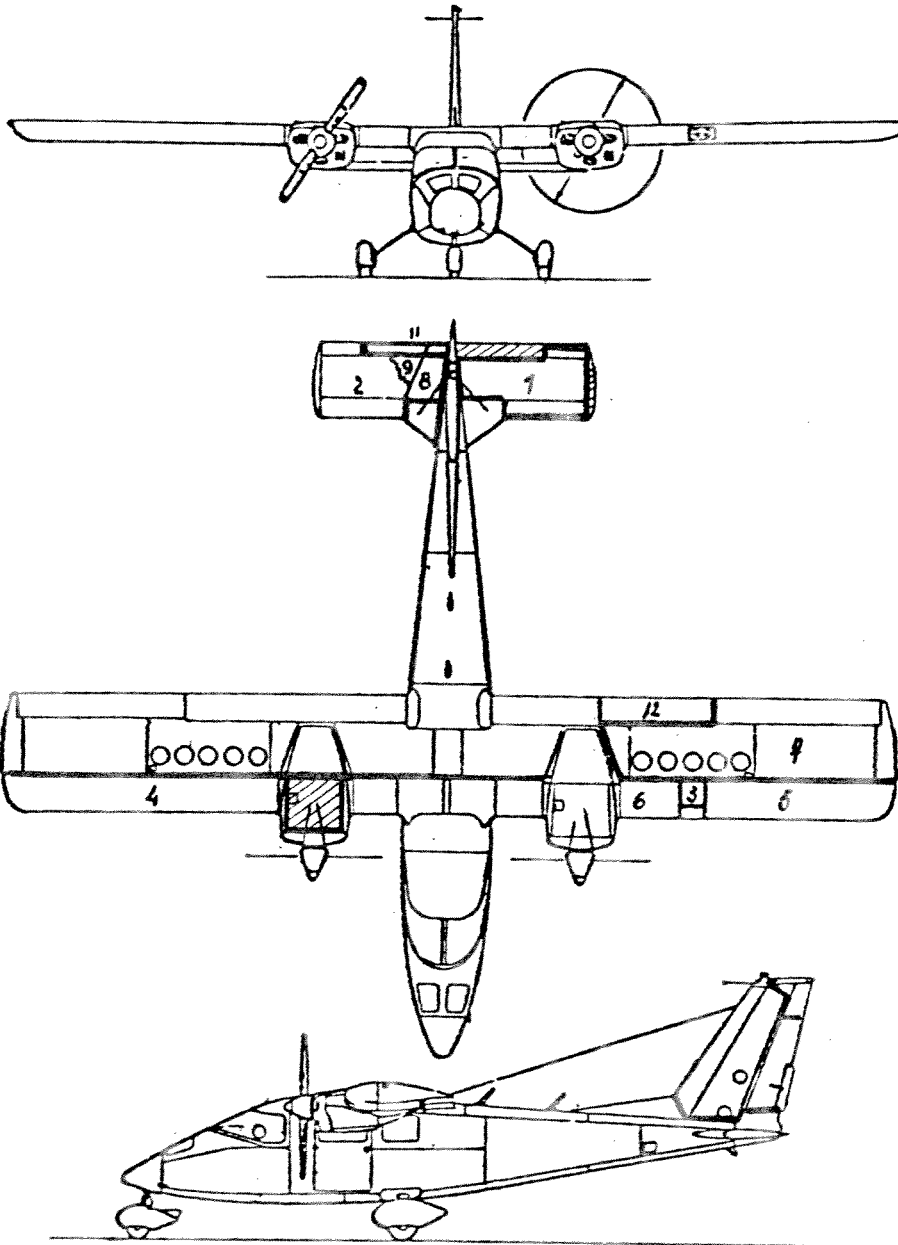
Répartition des débris au sol et reconstitution de l'épave.

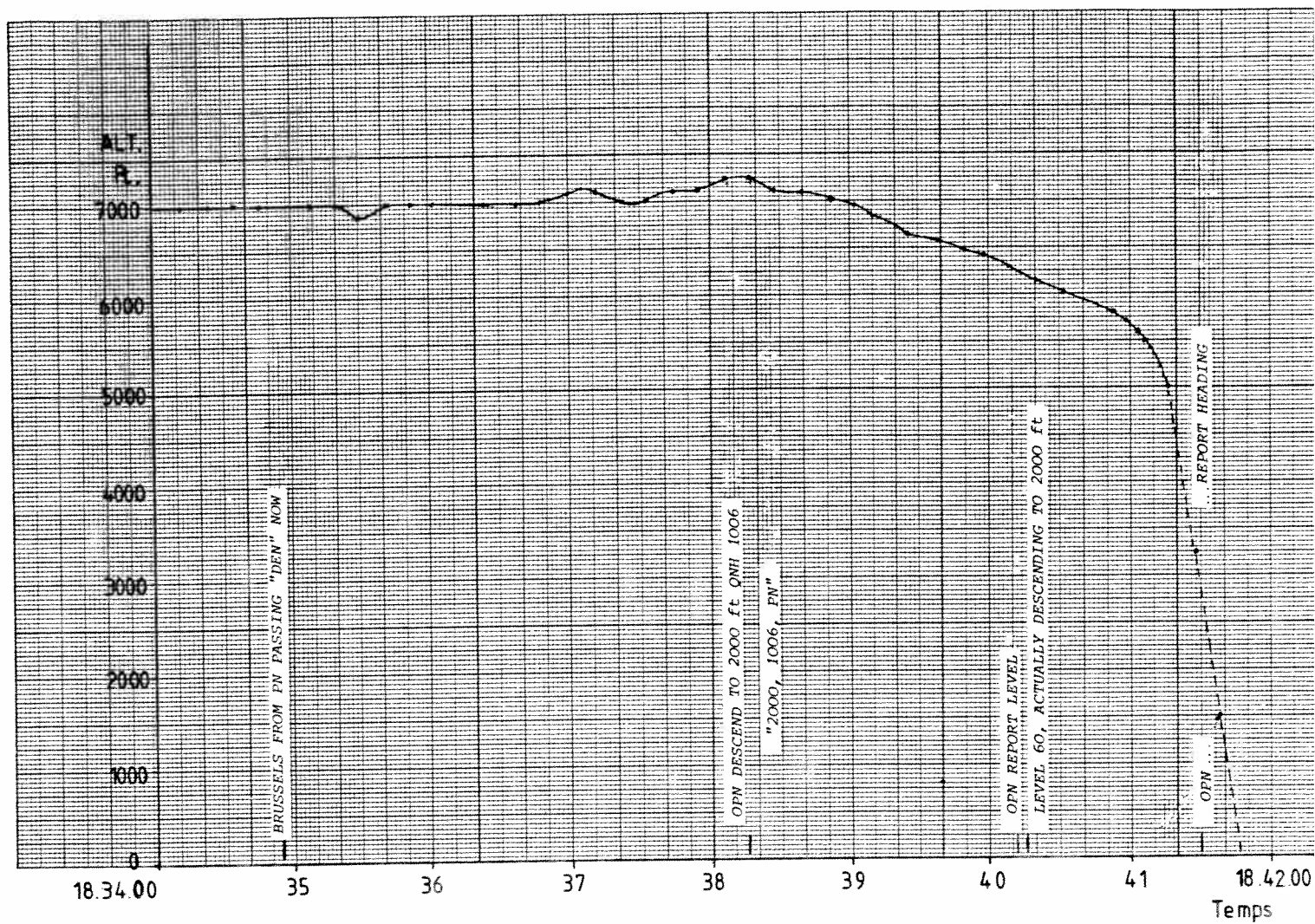
L E G E N D E.

- 1 : Plan de profondeur gauche.
- 2 : Plan de profondeur droit.
- 3 à 6 : Bord d'attaque des ailes.
- 7 : Aile extérieure gauche.
- 8 - 9 : Débris du plan de profondeur droit.
- 10 : Epave principale.
- 11 : Volet de compensation de profondeur.
- 12 : Morceau de volet hypersustentateur gauche.
-  Eléments non retrouvés.

ANNEXE 3.1. - Répartition des débris au sol







Evolution de l'altitude d'après les enregistrements du radar secondaire.