



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen BFU
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation BEAA
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici UIIA
Uffizi d'inquisiziun per accidents d'aviatica UIAA
Aircraft accident investigation bureau AAIB

Rapport d'enquête no. u2004 du Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation

concernant l'accident

de l'avion Ecolight, Eurostar EV 97, HB-WAV

survenu le 29 juillet 2006

dans le lac de Neuchâtel à 900 m au large du port,

de la commune d'Auvernier/NE,

5 km au sud-ouest de Neuchâtel

Remarques générales sur le présent rapport

Le présent rapport exprime les conclusions du BEAA sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à la Convention relative à l'aviation civile internationale du 7 avril 1944 (OACI, Annexe 13) et à l'article 24 de la loi fédérale sur l'aviation, l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention de futurs accidents ou incidents. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un grave incident. Le présent rapport ne vise donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des questions de responsabilité civile.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.

La version de référence de ce rapport est rédigée en langue française.

Sauf indication contraire, toutes les heures indiquées dans ce rapport le sont en heure normale valable pour le territoire suisse (*local time* – LT) qui au moment de l'accident correspondait à l'heure d'été de l'Europe centrale (*central european summer time* – CEST). La relation entre LT, CEST et l'heure universelle coordonnée (*co-ordinated universal time* – UTC) est: LT = CEST = UTC + 2 h.

Pour des questions de protection des données et de simplification du texte, ce rapport est exclusivement rédigé au masculin générique.

L'Office et les personnes qui justifient d'un intérêt pour les résultats de l'enquête peuvent, dans les trente jours à compter de la remise du rapport, demander que celui-ci soit soumis à la commission afin qu'elle détermine s'il est complet et concluant; lorsqu'un avion militaire suisse est impliqué, le commandement des troupes d'aviation et de défense contre avions peut aussi présenter une telle requête (art. 22 al. 1 OEAA).

Index

Synopsis	5
Sommaire	5
Enquête	5
1 Renseignements de base	6
1.1 Déroulement du vol	6
1.1.1 Préambule	6
1.1.2 Vol de l'accident	6
1.2 Tués et blessés	7
1.3 Dommages à l'aéronef	7
1.4 Autres dommages	7
1.5 Renseignements sur le personnel	7
1.5.1 Pilote	7
1.5.1.1 Expérience de vol.....	8
1.6 Renseignements sur l'aéronef	8
1.6.1 Informations sur la certification de l'Ecolight en Suisse.....	8
1.6.2 Généralités.....	9
1.7 Conditions météorologiques	10
1.7.1 Généralités.....	10
1.7.2 Situation générale.....	10
1.7.3 Situation météorologique sur les lieux et à l'heure de l'accident	10
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, l'impact et le lieu d'accident	11
1.12.1 Renseignements sur l'épave.....	11
1.12.2 Renseignements sur le moteur et l'hélice	12
1.12.3 Renseignements sur la commande de compensateur de profondeur et des commandes de vols	12
1.12.4 Renseignements sur le parachute de secours (BRS)	12
1.12.5 Renseignements sur le lieu de l'accident	13
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques	14
1.14 Incendie	14
1.15 Questions relatives à la survie des occupants	14
1.16 Essais et recherches	14
1.16.1 Ceintures de sécurité	14
1.16.2 Caractéristiques du système de verrouillage de la verrière	15
1.16.3 Compensateur de profondeur <i>trim</i>	16
1.16.4 Examen des instruments	17
1.16.5 Examen du moteur	17
1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion	17
1.18 Renseignements supplémentaires	17
1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces	17

2	Analyse.....	18
2.1	Aspects techniques.....	18
2.1.1	Généralités.....	18
2.1.2	Parachute de secours BRS.....	18
2.1.3	Verrouillage de la verrière.....	18
2.1.4	Commande du compensateur de profondeur <i>trim</i>	18
2.2	Aspects opérationnels et humains	18
2.2.1	Utilisation de la check-liste	18
2.2.2	Phase initiale du décollage.....	19
2.2.3	Phase du vol avec perte de contrôle	19
3	Conclusions.....	20
3.1	Faits établis	20
3.2	Causes	21

Rapport d'enquête

Propriétaire	AVIAECO, Aéroport, CH-2013 Colombier
Exploitant	AVIAECO, Aéroport, CH-2013 Colombier
Type d'aéronef	Eurostar EV 97 modèle 2000 version R
Pays d'immatriculation	Suisse
Immatriculation	HB-WAV
Lieu	Lac de Neuchâtel, à env. 900 m du port de la commune d'Auvernier/NE
Date et heure	29 juillet 2006, à 17:25 h

Synopsis

Sommaire

Le 29 juillet 2006 le pilote, seul à bord, décolle avec l'aéronef Ecolight HB-WAV de la piste 05 en asphalte de l'aéroport de Neuchâtel. Peu après le décollage, le pilote rencontre une forte résistance dans les commandes de profondeur et tente de stabiliser l'aéronef. L'avion percute la surface du lac de Neuchâtel et coule rapidement. Le pilote, grièvement blessé, s'extrait de l'épave par ses propres moyens puis est rapidement secouru par un couple de plaisanciers navigant à proximité du port d'Auvernier.

Un sous-marin muni d'une caméra est mis en œuvre pour retrouver l'épave localisée à une profondeur d'env. 80 m. En raison de conditions météorologiques défavorables, l'épave n'est repérée que le 05 août 2006 et une tentative de renflouage échoue deux jours plus tard. Le 12 août 2006, l'épave est treuillée à bord d'un bateau de la police du lac, ramenée jusqu'au port d'Auvernier, puis transportée par hélicoptère à l'aéroport de Neuchâtel.

Enquête

L'accident s'est produit le 29 juillet 2006 à 17:25 h. Il a été notifié aux environs de 17:30 h par la Garde Aérienne Suisse de Sauvetage REGA au Bureau fédéral d'enquête sur les accidents d'aviation (BEAA). L'enquête a été ouverte le jour même vers 18:00 h sur les lieux de l'accident et conduite en collaboration avec la Police cantonale neuchâteloise.

L'accident est dû à une collision de l'aéronef avec un plan d'eau suite à une perte de son contrôle par le pilote.

Facteurs ayant joué un rôle dans l'accident durant la phase de décollage:

- ouverture de la verrière non verrouillée;
- compensateur de profondeur *trim* positionné sur "*nose up*".

1 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

1.1.1 Préambule

Le samedi 29 juillet 2006 vers 17:00 h, le pilote se rend sur le champ d'aviation de Neuchâtel dans le but d'effectuer un vol local avec l'Ecolight Eurostar EV 97 HB-WAV. Il se rend ensuite dans le local réservé aux pilotes pour la préparation de son vol et accomplit les formalités d'usage. Selon ses dires, il effectue sa visite prévol dans le hangar. Après la mise en marche de l'Ecolight, il accomplit un contrôle du moteur à l'endroit prévu à cet effet.

1.1.2 Vol de l'accident

Vers 17:20 h, le pilote de l'avion HB-WAV, seul à bord, s'engage sur la piste 05 en asphalte de l'aérodrome de Neuchâtel et décolle peu avant 17:25 h. Après avoir franchi la rangée d'arbres situés dans le prolongement de la piste, le pilote rencontre une forte résistance dans les commandes de profondeur. Dans sa déposition du 25 août 2006 le pilote a déclaré: «...J'étais à 5200 tours, j'ai ensuite arrêté la booster pump, mis les flaps sur zéro, réduit la puissance sur 4800 tours comme le prescrit l'AFM et vérifié la vitesse qui se trouvait sur 110 km/h....Après avoir baissé le nez, quelques temps après, j'ai remarqué que l'avion avait tendance à fortement piqué du nez. J'ai alors dû tirer fortement sur le manche, j'ai remis pleine puissance, l'avion est revenu un peu dans une assiette normale, tout en devant maintenir une forte pression sur le manche. J'ai alors essayé de trimmer l'avion, mais je n'ai pas trouvé tout de suite le levier de trim. J'ai tenté de regarder où il était, en vain. Puis j'ai regardé à nouveau dehors pour voir que l'avion piquait à nouveau, j'ai alors tiré à nouveau sur le manche et l'avion a touché l'eau....Le moteur fonctionnait parfaitement. Aucune vibration à signaler. Pas de changement de bruit particulier.»

Grièvement blessé, le pilote parvient à s'extraire par ses propres moyens de l'avion accidenté. Il est rapidement pris en charge par un couple de plaisanciers avant l'arrivée des secours qui a déclaré ce qui suit:

Déclaration 1: «...Je naviguais sur mon bateau en direction du port d'Auvernier lorsque j'ai entendu le bruit de moteur d'un avion qui a attiré mon attention. Là, j'ai vu en levant les yeux, qu'il volait particulièrement bas. J'ignore si l'avion décollait mais le régime moteur était peu élevé, comme au ralenti. Je connais un peu ce domaine car j'apprécie tout ce qui vole. J'ai remarqué, alors que l'avion était en élévation de 45° par rapport à moi, que la verrière était ouverte....Je voyais l'appareil de derrière donc je n'ai pas vu le pilote. Le bruit du moteur était oscillant.....Dès que j'ai vu l'avion dans l'eau, j'ai appelé la gendarmerie. J'ai aussi indiqué à la police les coordonnées GPS du point d'impact après que j'ai pu m'approcher du pilote.»

Déclaration 2: «...Nous n'avons pas vu sortir le pilote. Je me disais "Il est où, il est où?" Je suis allée à l'arrière du bateau pour chercher des cordes et la bouée de sauvetage. C'est à ce moment-là que j'ai vu qu'un homme était agrippé à la queue de l'avion. L'avant était en train de couler. Je lui ai tout de suite demandé s'il était seul. Il m'a dit que oui.Je me souviens qu'il a dit: "Comme je suis bête" ce qui laisse penser qu'il a fait une erreur de pilotage. Je lui ai lancé la bouée et je lui ai dit de se glisser dedans. Nous l'avons tiré vers notre bateau. Quand nous avons essayé de le hisser dans le bateau, il a dit qu'il n'arrivait plus à bouger ses jambes et qu'il ne sentait plus rien. Il est donc resté dans l'eau à l'intérieur de la bouée jusqu'à l'arrivée des secours.»

Grièvement blessé, le pilote est hélicopté à l'hôpital. L'avion coule à une profondeur d'environ 80 m (Annexe 1).

1.2 Tués et blessés

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Nombre total de personnes à bord	Autres personnes
Mortelles	0	0	0	0
Graves	1	0	1	0
Légères	0	0	0	---
Aucune	0	0	0	---
Total	1	0	1	0

1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion a été détruit.

1.4 Autres dommages

Légère pollution du lac suite à une fuite d'hydrocarbure.

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1

Pilote

Personne

Citoyen suisse, année de naissance 1947

Licence

Licence de pilote privé PPL(A) selon *joint aviation requirement* (JAR), délivrée le 30.10.2003 par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC)

Qualifications

Qualification de classe monomoteur (SEP), valable jusqu'au 27.10.2007

Extensions de qualifications nationales

Extension de vol de nuit (NIT), obtenue le 30.01.2006

Certificat médical

Classe 2, VDL (doit porter des lunettes)
Validité du 14.01.2006 au 31.01.2007

Dernière visite médicale

14.01.2006

Début de la formation aéronautique

2001

1.5.1.1 Expérience de vol

Remarque: Les carnets de vol du pilote ont disparu lors de l'accident. L'expérience de vol a été reconstituée grâce aux données fournies par le "Groupe de Vol à Moteur du Club Neuchâtelois d'Aviation" dans lequel le pilote a effectué sa formation et par l'instructeur responsable pour la catégorie Ecolight.

Avion monomoteur SEP	Au total 137:40 h de vol effectif Total effectué les 90 derniers jours: 5:30 h
Ecolight	La formation sur cet avion a débuté le 24 juin 2006 et s'est terminée le 7 juillet 2006. Expérience de vol totale pour la catégorie Ecolight: 8:31 h dont 4:44 h de formation et 3:47 h de vol privé.

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Informations sur la certification de l'Ecolight en Suisse

Selon l'*aeronautical information circular* (AIC) B 007/06 datée du 30 mars 2006 sur l'exploitation d'avions ultra-légers étrangers dans l'espace aérien suisse, les informations publiées sont les suivantes:

Depuis le 1^{er} juillet 2005, les avions de la catégorie d'aéronefs Ecolight peuvent être certifiés et admis à la circulation en Suisse.

Remarque: à l'étranger, les aéronefs entrant dans la catégorie Ecolight utilisée en Suisse sont désignés sous le nom de microlight, ultralight, avions ultra-légers, ultra-léger motorisé (ULM) etc.

Les avions Ecolight sont des aéronefs répondant entre autres aux exigences suivantes:

- *Avions trois axes d'une charge alaire égale ou supérieure à 20 kg/m².*
- *Sont certifiés conformes aux normes de certification LTF-UL.*
- *Satisfont les prescriptions environnementales suisses.*
- *Sont agréés par l'organisme de certification Swiss Microlight Federation (SMF) conformément aux prescriptions de l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC).*

Certificat de navigabilité et marques d'immatriculation:

- *Les avions Ecolight inscrits dans le registre matricule suisse des aéronefs bénéficient d'un certificat de navigabilité reconnu par l'OACI (catégorie spéciale).*
- *Les avions Ecolight sont inscrits dans le registre matricule suisse des aéronefs sous les marques HB-W__.*

L'aéronef Ecolight Eurostar EV 97 modèle 2000 version R a été certifié en Suisse par l'organisme *Swiss Microlight Federation* (SMF) conformément aux prescriptions de l'OFAC, le 24.02.2006.

1.6.2	Généralités	
	Immatriculation	HB-WAV
	Type d'aéronef	Eurostar EV 97 modèle 2000 version R
	Caractéristiques	Ecolight, monomoteur biplace côte à côte à ailes basses, de construction métallique à roue de proue avec train d'atterrissage tricycle fixe
	Constructeur	Evektor-Aerotechnik A.S., Kunovice, République Tchèque
	Année de construction	2006
	N° de série	2006-2721
	Propriétaire	AVIAECO, Aéroport, CH-2013 Colombier
	Exploitant	AVIAECO, Aéroport, CH-2013 Colombier
	Certificat de navigabilité	L'Ecolight HB-WAV a été importé à l'état de neuf de la République Tchèque en Suisse le 23.06.2006. L'aéronef était au bénéfice d'un certificat de navigabilité provisoire établi par l'OFAC le 30.06.2006. Valable jusqu'au 31.12.2006
	Champ d'utilisation	VFR non commercial
	Moteur	Constructeur: Bombardier Rotax GmbH & Co.KG, Günskirchen (A) Type: Rotax 912 ULS, 4 cylindres opposés horizontalement, configuration "Boxer" Puissances: maximale (5 minutes) 5800 RPM 100CV / 73.5 KW maximale (soutenue) 5500 RPM 95CV / 69.0 KW croisière 4800 RPM 50.6CV / 37.7 KW N° de série: 2006-2721 Année de construction: 2006
	Hélice	Constructeur: Duc Hélices, Lentilly (F) Type: SWIRL 174, tripale fabriquée à partir de nappe de carbone, à pas fixe, calage des pales au sol
	Equipement	VHF-COM TX/RX Filser ATR-600, Transponder TX/RX Filser TRT-800, Garmin GPS MAP 296, EFIS-D10A Dynon Avionics
	Système de secours	Parachute <i>Emergency System "Parachute pyrotechnique Magnum 501", "BALLISTIC RECOVERY SYSTEM"</i> (BRS) N° de série: 181 SP Année de construction: 06/2006
	Heures d'exploitation	29:20 heures de fonctionnement depuis neuf

Masse et centre de gravité	Pour l'Ecolight Eurostar EV 97 modèle 2000 version R, la masse maximale au décollage <i>MTOM</i> est fixée à 472.5 kg selon la réglementation en vigueur. La masse et le centre de gravité étaient dans les limites prescrites au moment de l'accident.
Entretien	Le HB-WAV était au bénéfice d'un certificat provisoire de navigabilité. L'examen d'entrée effectué par l'OFAC n'avait pas encore eu lieu au moment de l'accident. Le premier contrôle de 25 h a été effectué par l'exploitant le 18.07.2006 au total de 23:05 h de vol.
Carburant	Les types de carburants <i>Euro 95 et 98</i> sont utilisés, l'AVGAS peut être utilisé dans les cas d'urgence seulement. Pour le HB-WAV, le carburant était stocké au moyen d'un jerrycan placé dans une armoire fermée à clé se trouvant dans le hangar.
Capacité du réservoir	Le réservoir de l'aéronef a une capacité de 65 l de carburant avec 2,9 l de carburant non utilisable.
Quantité de carburant embarqué	Avant le vol, le pilote a ajouté 10 litres de carburant. La quantité de carburant total, environ 45 l, était suffisante pour effectuer le vol prévu.
Balise de détresse	Pas équipé

1.7 Conditions météorologiques

1.7.1 Généralités

Les informations contenues dans les chapitres 1.7.2 et 1.7.3 ont été fournies par MétéoSuisse.

1.7.2 Situation générale

A l'arrière d'un front froid affaibli de l'air toujours assez humide a été dirigé vers la région alpine.

1.7.3 Situation météorologique sur les lieux et à l'heure de l'accident

Les indications suivantes concernant les conditions météorologiques locales au moment de l'accident se basent sur une interpolation spatiale et temporelle des observations faites dans plusieurs stations météorologiques.

Nébulosité 2-3/8 base vers 5500 ft AMSL et
4-5/8 base vers 10 000 ft AMSL
Des ondées dans les entourages

Visibilité Autour de 20 km

Vent Est 2-4 kt, coups de vent de 8 kt

Température / point de rosée 26 °C / 17 °C

Pression atmosphérique LSZH 1012hPa, LSGG 1012 hPa, LSZA 1008 hPa

Position du soleil *Azimut: 258°* *Élévation: 36°*
Dangers *néant*

1.8 Aides à la navigation

A bord de l'aéronef, le pilote disposait d'un système GPS (*Global Positioning System*) et d'un système EFIS (*Electronic Flight Information System*). Les données de ces appareils n'ont pas pu être récupérées.

1.9 Télécommunications

Selon un témoin sur écoute de la fréquence de l'*aerodrome flight information service* – AFIS 123.600 MHz, l'annonce effectuée avant le décollage par le pilote a été correctement exécutée. Ce même témoin positionné vers le bureau "C" a tenté d'entrer en contact radio avec le pilote, après avoir constaté que l'aéronef déviait de sa trajectoire. Il n'a pas obtenu de réponse. Le pilote n'a pas lancé d'appel de détresse.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Le champ d'aviation de Neuchâtel situé en bordure du lac de même nom est un aérodrome privé. L'aérodrome est muni d'une piste en herbe de 550 X 30 m et d'une piste en asphalte de 700 X 20 m orientées 05/23. Une distance de 700 m est disponible pour un décollage sur la piste en asphalte 05.

1.11 Enregistreurs de bord

Pas concerné.

1.12 Renseignements sur l'épave, l'impact et le lieu d'accident

1.12.1 Renseignements sur l'épave

Les points suivants ont été constatés après le renflouage de l'épave:

- Le dessous de la partie avant du fuselage est fortement enfoncé. Le train avant s'est replié vers l'arrière et le carénage de la roue a transpercé le plancher de la cabine. Le système du palonnier s'est désolidarisé avec un déplacement vers l'arrière.
- La verrière n'est plus en place, les rotules de fixation et les tiges des amortisseurs d'extension sont arrachées.
- L'aile gauche est fortement endommagée et le train d'atterrissage gauche arraché.
- L'aile droite présente des dégâts superficiels. Le fuselage a subi de grandes déformations. Les gouvernes de profondeur, de direction, les volets de *trim* et les empennages fixes n'ont subi que peu de dégâts.
- Le harnais de sécurité gauche a été utilisé, la partie ventrale a résisté aux contraintes. En revanche, le câble de retenue de la partie dorsale n'a pas résisté au choc.
- Un cadenas verrouille la manette de fonction du parachute de secours "*BALLISTIC RECOVERY SYSTEM*" (BRS) et empêche toute utilisation immédiate du système (voir Fig. 3).
- Le sélecteur d'essence est positionné sur "*Ouvert*".
- La clef du sélecteur magnétos est positionnée sur "*Both*".

- L'interrupteur batterie et les interrupteurs *IC*, *Socket* et *Ldg Light* sont positionnés sur "ON"; la pompe à essence sur "OFF".
- Les *circuits breakers* du *COM* et du *Ldg Light* ont été trouvés sur sortis.
- La commande de *trim* a été trouvée positionnée en arrière sur "nose up" à 8 mm de la butée.
- La commande des volets d'atterrissage est positionnée sur "RETRACTED".
- La tirette du "parking brake" a été trouvée en position tirée.

1.12.2 Renseignements sur le moteur et l'hélice

- Les capots du moteur sont partiellement arrachés. Les ruptures des pales de l'hélice indiquent que le moteur fournissait de la puissance lors de l'impact.
- Toutes les commandes du moteur sont correctement connectées sur les carburateurs et les autres systèmes. La commande de gaz est positionnée à 30 mm de la butée plein gaz. La course maximale est de 70 mm. La commande de "Choke" est sur "Poussé".

1.12.3 Renseignements sur la commande de compensateur de profondeur et des commandes de vols

- La commande du compensateur de profondeur *trim* est placée entre les deux sièges, à proximité du levier des volets de courbure. Sur le support de coulissement de la commande du *trim* sont collés trois symboles des différentes positions "nose up", "neutral" et "nose down".
- Le positionnement des volets de compensation *trim* se fait par l'intermédiaire de deux câbles fixés sur la commande munie d'un pommeau. La fonction s'effectue grâce à un coulissement horizontal.
- Les câbles de commande de *trim* sont protégés par des gaines; ils sont fixés aux extrémités par des boulons percés sur le guignol de commande dans la cabine et sur les volets de *trim* en dessus et au dessous de la gouverne de profondeur.
- Un examen visuel des raccords d'ailerons, des tiges d'accouplement, des leviers de renvoi, des câbles de traction et des tendeurs ainsi que les gaines de guidage du système de *trim* n'a fourni aucun indice de défaut préalable.

1.12.4 Renseignements sur le parachute de secours (BRS)

L'Eurostar EV 97 HB-WAV est équipé d'un "Parachute pyrotechnique Magnum 501", "BALLISTIC RECOVERY SYSTEM" (BRS). Cet équipement en option est installé à l'avant du fuselage, entre la paroi pare-feu et le tableau de bord. Après avoir arrêté le moteur, ce système peut être activé par le pilote en tirant la manette située sur la partie inférieure au centre du tableau de bord. Cette commande est identifiée par un placard avec l'inscription suivante: "RESCUE SYSTEM IN EMERGENCY PULL TO ACTIVATE". Selon la documentation du constructeur, moins de 4 secondes sont nécessaires pour ouvrir le parachute de secours BRS dans une plage de vitesse comprise entre 100 et 300 km/h. Parachute ouvert, le taux de chute est de 7.33 m/s.

- Sur la tôle de recouvrement de l'avant du tableau de bord, deux placards signalent la présence du danger. La cartouche pyrotechnique du parachute a été légèrement endommagée par l'impact.



Fig. 1: Identification du *BRS* sur la tôle de recouvrement de l'avant du tableau de bord



Fig. 2: Cartouche pyrotechnique du système parachute *BRS*

Un cadenas installé sur la manette d'activation du système de parachute de secours bloquait toute manipulation immédiate du système. La clef du cadenas était attachée au même porte-clef que celle du sélecteur de magnétos. Une seconde clef a été trouvée dans le vide poche latéral gauche de l'avion.



Fig. 3: Cadenas installé sur la commande du parachute de secours

1.12.5 Renseignements sur le lieu de l'accident

Lieu de l'accident	Lac de Neuchâtel, à env. 1800 m du seuil de piste 23 de Neuchâtel (LSGN)
Coordonnées suisses	557 980 / 202 221
Latitude (WGS84)	N 46° 58' 11"
Longitude (WGS84)	E 6° 53' 11"
Altitude	1410 ft AMSL / 430 m/M
Situation	A env. 900 m au large du port d'Auvernier
Carte topographique de la Suisse	Feuille no. 1164, Neuchâtel, échelle 1:25 000



Fig. 4: Renflouage de l'épave

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Le pilote a subi de graves blessures à la colonne vertébrale.

Les analyses du sang et de toxicologie du pilote se sont révélées négatives.

1.14 Incendie

Aucun incendie ne s'est déclaré.

1.15 Questions relatives à la survie des occupants

Le pilote a pu déboucler son harnais de sécurité avant de s'extraire de l'épave. Il s'est d'abord agrippé au fuselage alors que le nez de l'avion était déjà sous l'eau. Avant que l'épave ne coule, le pilote a été secouru par un couple de plaisanciers. Par la suite, il a été héliporté dans un centre hospitalier.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Ceintures de sécurité

Le système de ceintures de sécurité est constitué de deux harnais à quatre points d'attache. Le harnais gauche présente une rupture du câble de retenue de la partie dorsale. Le résumé de l'analyse de la rupture de ce câble est le suivant: «...Sowohl die makroskopische als auch die mikroskopische Begutachtung ergaben, dass duktile Gewaltbrüche vorliegen. Der Zugversuch am visuell noch intakten Rückhalte kabel (rechts) ergab eine Bruchkraft von 7211 n bei einem Weg von 15 mm.»

Traduction:

«...Les analyses macroscopique et microscopique ont révélé l'existence de ruptures ductiles dues à une surcharge. L'essai de traction effectué sur le câble de retenue qui paraissait visuellement encore intact (harnais droit) a montré une force de rupture de 7211 N avec un allongement de 15 mm.»

Fin de traduction

L'interprétation des résultats de l'analyse conclut que cette rupture est due à l'apparition soudaine d'une surcharge survenue lors de l'impact.

1.16.2 Caractéristiques du système de verrouillage de la verrière

La verrière s'ouvre par pivotement vers l'avant. Les deux axes de pivotement se trouvent entre la paroi pare-feu et le tableau de bord. La verrière est maintenue en position ouverte par deux amortisseurs fixés à la hauteur du tableau de bord. L'accès au poste de pilotage se fait en montant sur les ailes.

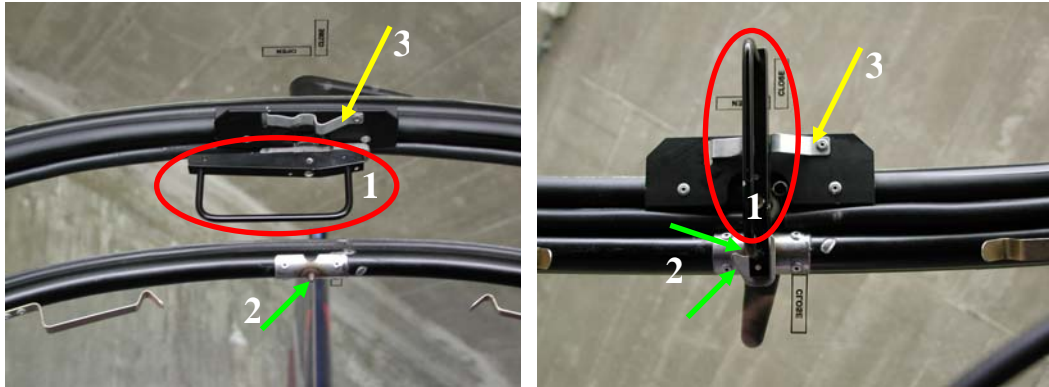


Fig. 5 et 6: 1) Poignée de verrouillage. 2) Doigt et crochet de verrouillage. 3) Lamelle de ressort

En tirant sur la poignée de verrouillage depuis la place du pilote, on parvient à refermer la verrière. Lors de sa fermeture, elle se positionne à l'aide des plaques métalliques latérales servant de guides sur le cadre de structure arrière. Si la poignée de verrouillage est positionnée parallèlement au cadre, elle est alors en position "ouvert" (Fig. 5). Par contre, si la poignée est positionnée dans le sens de vol, elle est alors en position "verrouillée" (Fig. 6). Dans cette position, le verrouillage se fait à l'aide d'un crochet venant s'arrimer sur le doigt installé (2) sur le cadre de structure arrière. Un système de sécurité constitué d'une lamelle ressort assure la poignée en position verrouillée (3).

L'expertise du système de verrouillage a permis de conclure qu'en cas d'ouverture violente avec arrachage de la verrière correctement verrouillée, des traces spécifiques devraient apparaître à l'arrière du doigt et sur son côté gauche. Or le doigt de verrouillage ne présentait que des traces d'usure normales.

Le rapport de l'analyse poursuit (traduction): «*Nous en concluons que le crochet de verrouillage ne bloquait pas le doigt au moment du crash de l'appareil et lorsque la verrière a été arrachée; celle-ci n'était donc pas verrouillée...*»

Plusieurs éléments (traces de déformation de la charnière de la verrière, des traces de griffure, d'écorchure et de frottement sur le capot moteur, déformation de la tige de vérin gauche, dommages subis par le revêtement dans la partie située à l'avant des trous gauche et droite laissant passer les tiges de vérin et forme des zones de cassures au niveau des deux tiges) nous conduisent à conclure que la verrière du cockpit qui n'était pas verrouillée a été totalement arrachée lors du crash de l'avion avant d'être finalement projetée en avant.»

En 2004, des tests en vol avec la verrière ouverte ont été effectués par le constructeur dans le but de contrôler entre autres la manoeuvrabilité et la contrôlabilité de l'Eurostar EV 97. Dans les conclusions, on peut lire:

«The flight test has demonstrated an acceptable controllability and manoeuvrability of EV-97 aeroplane at flight with opened wide canopy...Wake behind opened canopy causes vibrations of the tail units, the amplitude of horizontal tail unit tips was within +/- 70 mm...In case of canopy unintentional opening during a solo flight an attempt of the pilot to close the canopy would require from him an increased effort and control skills and could reduce safety of flight....»

1.16.3 Compensateur de profondeur *trim*

L'équerre gauche du support de système de coulissement du levier de commande de *trim* a été endommagée en flambage (Fig. 7).



Fig. 7: Position du levier du compensateur de profondeur (*trim*)

Une expertise de ce système a permis de déterminer la position du compensateur de la commande de *trim* avant l'impact. En conclusion, le rapport dit ceci: (traduction): «Nous en concluons que le levier du *trim* se trouvait à l'origine près de la butée arrière "nose up". Lors du crash de l'avion, le levier du *trim* n'a pas été poussé ou alors seulement légèrement. De la sorte, le levier du *trim* et donc les volets de compensation se trouvaient au moment du crash de l'appareil à peu près dans les positions dans lesquelles on les a trouvés. De notre point de vue, des forces longitudinales, résultant du flambage du cache métallique des leviers du *trim* et de la commande des volets, qui pousseraient la tôle de gauche à angle plat (180°) contre la tige de levier seraient insuffisantes pour entraîner un déplacement du levier compensateur....Cela signifie que lorsque l'avion s'est déformé au moment de heurter l'eau au niveau du nez, il n'en a résulté aucune traction sur le câble reliant par l'arrière le levier du *trim* aux volets de compensation. Au vu de ce qui précède, la position du levier du *trim* et des volets de compensation au moment du crash n'a pas pu être modifiée sous l'effet du choc.»

Concernant le flambage de l'équerre gauche du support du système de coulissement du compensateur de profondeur *trim*, le rapport d'expertise conclut que la déformation a été provoquée par le choc lors de la prise de contact avec la surface de l'eau.

1.16.4 Examen des instruments

L'analyse en laboratoire de l'indicateur de vitesse et du compteur de nombre de tours (RPM) n'a pas permis de déterminer avec précision les paramètres des dernières valeurs indiquées avant l'impact.

L'instrument de navigation GPS MAP 296 et l'écran multifonction EFIS D10A ont été analysés dans un laboratoire spécialisé. Aucune information n'a pu être extraite de ces appareils.

1.16.5 Examen du moteur

L'examen du moteur n'a pas révélé de défectuosité en relation avec le déroulement de l'accident.

1.17 Renseignements sur les organismes et la gestion

L'avion HB-WAV était exploité par l'association à but non lucratif AVIAECO basée sur l'aérodrome de Neuchâtel. Cette association avait été créée au mois de juin 2006 dans le but de promouvoir l'aviation économique et écologique. Au moment de l'accident, cette association n'exploitait que cet avion.

1.18 Renseignements supplémentaires

Dans sa première déposition, le pilote a exposé sa vision des faits de la manière suivante: *«...décollage 05 avec volets 1^{er} cran et puissance maximale (5200 tours), jusqu'aux arbres avant la rive, tout va bien, arrivé aux arbres j'arrête la booster pump, rentre les volets, réduits à 4800 tours et baisse un peu le nez, contrôle de vitesse, 110 km/h, l'avion est un peu trop cabré, je pousse encore un peu sur le manche qui me paraît dur. Tout à coup l'avion montre une forte tendance à piquer, j'essaie de compenser en tirant fortement sur le manche, puis remet des gaz pour essayer de gagner de l'altitude, avec un succès partiel, la descente est freinée mais le maintien d'altitude approximatif. Je recherche la commande de trim de la main droite pour voir si je peux avec elle soulager la pression sur le manche; dans l'énerverment je ne la trouve pas et je la cherche des yeux. Avant de la visualiser je regarde de nouveau dehors et constate que je me suis remis à descendre et que je suis très bas sur l'eau même si l'altitude est difficile à estimer en raison de l'eau calme et de la légère brume. Je tire encore une fois sur le manche dans l'espoir de gagner de l'altitude mais je ne parviens pas à arrondir suffisamment la trajectoire pour éviter le contact avec l'eau qui se fait à grande vitesse et violemment...»*

Par ailleurs, le pilote expose les faits suivants sur le déroulement du vol, au sujet de la commande de trim: *«...Je l'ai mise au neutre (marque de couleur) lors du check "before take-off". Elle se manipule très facilement...»*

Au sujet de la position de la verrière, il a ajouté: *«...j'ai eu une inquiétude à ce sujet lorsque je me suis trouvé dans l'eau car à cet instant elle était absente. En réfléchissant après coup, je me rappelle toutefois avoir effectué le mouvement de fermeture de la verrière, mais était-elle verrouillée? Je ne peux pas l'assurer... Quand j'ai vu la verrière manquante, j'ai tout de suite pensé que j'avais oublié de la verrouiller.»*

1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces

Sans objet.

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

2.1.1 Généralités

L'avion HB-WAV était à l'état de neuf et aucune défectuosité tant au niveau de la cellule qu'au groupe motopropulseur n'a été décelée.

2.1.2 Parachute de secours BRS

L'Eurostar EV 97 HB-WAV est équipé d'un "Parachute pyrotechnique Magnum 501", "BALLISTIC RECOVERY SYSTEM" (BRS). En cas de problème, ce système pouvait être activé par le pilote en tirant sur une manette identifiée "RESCUE SYSTEM IN EMERGENCY PULL TO ACTIVATE".

Cette action n'était toutefois pas possible puisqu'un cadenas était installé sur la manette d'activation du système de parachute de secours et empêchait toute utilisation immédiate du système (Fig. 3). L'installation d'un cadenas n'est pas en adéquation avec la philosophie du système.

2.1.3 Verrouillage de la verrière

Sur ce type d'appareil, l'accessibilité de la poignée de fermeture de la verrière une fois le pilote sanglé n'est pas aisée en raison de sa position reculée sur le cadre arrière de la verrière.

L'analyse du système de verrouillage de la verrière a permis de constater que le crochet de verrouillage ne se trouvait pas en position "close". Comme la verrière n'était pas verrouillée, elle s'est d'abord entrouverte en vol puis a été arrachée lors de l'impact. Le rapport d'expertise de ce système exclut la possibilité que le crochet de verrouillage se soit tourné et ouvert suite au choc frontal de l'avion (Fig. 5 et 6). Le pilote a vraisemblablement fermé la verrière avant le décollage sans toutefois la verrouiller.

2.1.4 Commande du compensateur de profondeur *trim*

Le pilote déclare qu'il a bien positionné la commande de *trim* sur "neutral". Or, lors du renflouage cette commande a été trouvée sur "nose up" à 8 mm de la butée arrière (Fig. 7). L'analyse technique montre que cette commande n'a pas pu se déplacer lors de l'impact. Le pilote affirme également qu'il a rencontré des conditions anormales après avoir rentré les "flaps". Il a alors essayé de modifier la position de la commande du système de compensation de la profondeur mais ne l'a pas trouvée.

2.2 Aspects opérationnels et humains

2.2.1 Utilisation de la check-liste

Les expertises ainsi que l'examen visuel de l'épave montrent que des points des listes de contrôle n'ont pas été effectués. Par exemple, le cadenas empêchant toute utilisation immédiate du système de parachute de secours est resté en place. La position du levier de commande de *trim* "nose up" n'a probablement pas été vérifiée. Celle-ci correspond à la position utilisée lors de la phase d'atterrissage.

2.2.2 Phase initiale du décollage

Durant la phase d'accélération au sol et jusqu'au changement de régime et de configuration, aucune perturbation aérodynamique n'a influencé le comportement de l'avion. D'une part la verrière était encore en position fermée, ce qui est corroboré par des témoins, et d'autre part l'effet de la position inadéquate de la commande de *trim* était sûrement compensé par la position des volets de courbure au décollage. La verrière s'est vraisemblablement ouverte durant la phase des manipulations après le décollage. Le phénomène d'ouverture peut s'expliquer par le changement du régime de vibrations et l'augmentation de la vitesse suite à la rétraction des volets de courbure.

2.2.3 Phase du vol avec perte de contrôle

Les tests en vol avec la verrière ouverte effectués par le constructeur, concluent en une manoeuvrabilité acceptable de l'avion et en une augmentation des forces sur le manche dans l'axe de tangage en raison de la création de turbulences affectant la gouverne de profondeur. Toutefois la poursuite du vol demandait davantage d'aptitudes. De plus, l'action consistant à fermer la verrière tout en pilotant n'est pas aisée. La faible expérience du pilote sur ce type d'avion ne lui a pas permis de garder le contrôle de l'Eurostar dont le changement soudain de réponse aux commandes a vraisemblablement provoqué une panique compréhensible et pratiquement donné l'impression d'une défaillance technique.

Le fait que le pilote n'ait pas trouvé la commande de *trim* dans sa précipitation provient vraisemblablement du fait que sa position n'était pas dans la plage prévue pour le décollage mais très en arrière à 8 mm de la butée. Cette position de *trim* dans le secteur arrière conjuguée avec une verrière entrouverte a dû considérablement modifier le comportement aérodynamique de l'avion et augmenter les forces nécessaires à son contrôle selon l'axe de tangage. Probablement, le pilote ne l'a pas trouvée à cause de sa précipitation, ce qui a dû augmenter son niveau de stress en raison du comportement très surprenant de l'avion.

Dans ce genre de situation, il faut bien se représenter que tout se déroule très rapidement et ne laisse pratiquement pas de temps pour l'analyse. La priorité est à la stabilisation de la trajectoire; la faible hauteur ne laissait qu'une marge de manoeuvre très réduite en espace et donc en temps.

L'ultime tentative de redressement de l'appareil n'a pu éviter la collision avec le plan d'eau mais a certainement permis la survie du pilote.

3 Conclusions

3.1 Faits établis

- Le pilote était titulaire de licences de vol adéquates.
- Le pilote avait terminé sa formation sur le HB-WAV environ 3 semaines avant l'accident.
- Aucun élément n'indique qu'il ait été affecté dans son état de santé lors du vol faisant l'objet de ce rapport.
- L'aéronef était au bénéfice d'un certificat provisoire de navigabilité établi par l'OFAC le 30.06.2006, valable jusqu'au 31.12.2006.
- L'aéronef était admis à la circulation VFR privé. L'enquête n'a révélé aucune défectuosité en rapport avec l'accident. L'aéronef totalisait 29:20 heures depuis neuf.
- La masse et le centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites par le manuel de vol.
- La quantité de carburant embarquée était suffisante pour effectuer ce vol.
- Le pilote n'a pas lancé d'appel de détresse.
- Le HB-WAV est équipé d'un "*Parachute pyrotechnique Magnum 501*", "*BALLISTIC RECOVERY SYSTEM*" (BRS). La manette de commande du parachute de secours était verrouillée par un cadenas.
- L'avion n'était pas équipé d'une balise de détresse.
- Après le renflouage, le levier de commande du compensateur de *trim* était positionné dans le secteur "*nose up*".
- La verrière n'était pas verrouillée. Elle s'est désolidarisée de ses attaches lors de l'impact et n'a pas été retrouvée.
- Les examens des commandes de vol et du moteur n'ont fourni aucun indice de défaut préalable.
- La rupture des pales de l'hélice indique que le moteur fournissait de la puissance lors de l'impact.
- Les conditions météorologiques n'ont pas joué de rôle dans cet accident.

3.2 Causes

L'accident est dû à une collision de l'aéronef avec un plan d'eau suite à une perte de son contrôle par le pilote.

Facteurs ayant joué un rôle dans l'accident durant la phase de décollage:

- ouverture de la verrière non verrouillée;
- compensateur de profondeur *trim* positionné sur "*nose up*".

Berne, le 9 octobre 2008

Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation

Le présent rapport exprime les conclusions du BEAA sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à la Convention relative à l'aviation civile internationale du 7 avril 1944 (OACI, Annexe 13) et à l'article 24 de la loi fédérale sur l'aviation, l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention de futurs accidents ou incidents. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un grave incident. Le présent rapport ne vise donc nullement à établir les responsabilités ni à élucider des questions de responsabilité civile.

En conséquence, l'utilisation de ce rapport à d'autres fins que la prévention pourrait conduire à des interprétations erronées.