



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 final no. 2057 du Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation**

concernant l'accident

de l'aéronef expérimental DYN'AERO MCR-01 VLA, HB-YKL

survenu le 4 novembre 2007

Lac Léman, au large de Villeneuve/VD

à env. 3,5 km au sud de Montreux

## Ursachen

Der Unfall ist auf eine Kollision mit der Wasseroberfläche zurückzuführen, weil es nach einem Langsamflug zu einem Kontrollverlust gekommen war.

## Remarques générales sur le présent rapport

Le présent rapport relate les conclusions du Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation (BEAA) sur les circonstances et les causes de cet accident.

Conformément à l'art. 3.1 de la 9<sup>ème</sup> édition de l'annexe 13, applicable dès le 1<sup>er</sup> novembre 2001, de la convention relative à l'aviation civile internationale (OACI) du 7 décembre 1944, ainsi que selon l'art. 24 de la loi fédérale sur la navigation aérienne, l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention d'accidents ou d'incidents graves. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un incident grave. 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.

Toutes les heures indiquées dans ce rapport se réfèrent à l'heure locale (*local time* – LT) en vigueur en Suisse et au moment de l'accident, qui correspondait à l'heure de l'Europe centrale (*central european time* – CET). La relation entre LT, CET et l'heure universelle coordonnée (*co-ordinated universal time* – UTC) est:  $LT = CET = UTC + 1 \text{ h}$ .

## Table des matières

<b>Enquête.....</b>	<b>6</b>
<b>Causes.....</b>	<b>6</b>
<b>1 Renseignements de base .....</b>	<b>7</b>
<b>1.1 Déroulement du vol .....</b>	<b>7</b>
1.1.1 Généralités.....	7
1.1.2 Faits antécédents.....	7
1.1.3 Déroulement du vol de l'accident .....	7
<b>1.2 Personnes blessées .....</b>	<b>8</b>
<b>1.3 Dommages à l'aéronef.....</b>	<b>8</b>
<b>1.4 Autres dommages.....</b>	<b>8</b>
<b>1.5 Renseignements sur le personnel .....</b>	<b>8</b>
1.5.1 Pilote en place gauche .....	8
1.5.1.1 Expérience de vol.....	8
1.5.2 Passager en place droite .....	9
1.5.2.1 Expérience de vol.....	9
<b>1.6 Renseignements sur l'aéronef.....</b>	<b>9</b>
<b>1.7 Renseignements météorologiques.....</b>	<b>11</b>
1.7.1 Généralités.....	11
1.7.2 Situation météorologique générale .....	11
1.7.3 Situation météorologique sur les lieux et à l'heure de l'accident .....	11
<b>1.8 Aides à la navigation .....</b>	<b>12</b>
<b>1.9 Communications.....</b>	<b>12</b>
<b>1.10 Renseignements sur l'aérodrome .....</b>	<b>12</b>
<b>1.11 Enregistreurs de bord.....</b>	<b>12</b>
<b>1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact .....</b>	<b>12</b>
1.12.1 Renseignements sur l'épave.....	12
1.12.2 Renseignements sur la cellule après le renflouage .....	13
1.12.3 Renseignements sur le manche côté gauche .....	13
1.12.4 Renseignements sur le moteur et l'hélice .....	13
<b>1.13 Renseignements médicaux et pathologiques .....</b>	<b>14</b>
1.13.1 Pilote.....	14
1.13.2 Passager.....	14
<b>1.14 Incendie.....</b>	<b>14</b>
<b>1.15 Questions de survie .....</b>	<b>14</b>
1.15.1 Balise de détresse.....	14
<b>1.16 Essais et recherches .....</b>	<b>14</b>
1.16.1 Examen du moteur .....	14
1.16.2 Examen de l'hélice et du système de pas variable.....	15
1.16.3 Examen de la cellule .....	15
1.16.4 Expertise scientifique du manche côté gauche.....	15
1.16.5 Avertisseur de décrochage.....	17
1.16.6 Expertises des instruments .....	17
1.16.7 Expertise du GPS <i>Garmin ColorMap 496</i> .....	18

1.17	Renseignements en matière d'organisation et de gestion .....	19
1.18	Renseignements supplémentaires .....	19
1.19	Techniques d'enquête utiles ou efficaces .....	19
<b>2</b>	<b>Analyse.....</b>	<b>20</b>
2.1	Conduite du vol .....	20
2.2	Aéronef .....	20
2.2.1	Généralités.....	20
2.2.2	Manche côté gauche .....	20
2.3	Facteurs humains .....	21
2.4	Aspects de survie.....	21
2.5	Aspects environnementaux.....	21
<b>3</b>	<b>Conclusions.....</b>	<b>22</b>
3.1	Faits établis .....	22
3.1.1	Conduite du vol .....	22
3.1.2	Aéronef.....	22
3.1.3	Facteurs humains .....	22
3.1.4	Aspects de survie.....	23
3.1.5	Aspects environnementaux .....	23
3.2	Causes .....	23

## Rapport final

Propriétaire	Privé
Exploitant	Privé
Constructeur	<i>Eigenbaul</i> /construction amateur (CH), selon les plans établis par DYN'AERO SA, Darois (France)
Type d'aéronef	DYN'AERO MCR-01 VLA
Pays d'immatriculation	Suisse
Immatriculation	HB-YKL
Lieu	Lac Léman, au large de Villeneuve à env. 3,5 km au sud de Montreux et à 1,8 km au nord-ouest de Villeneuve. L'épave du MCR-01 gisait à une profondeur de 31 m.
Coordonnées suisses	559 089 / 139 597
Latitude	N 46° 24' 40"
Longitude	E 006° 54' 41"
Altitude	1332 ft AMSL / 406 m/M
Carte topographique de la Suisse	Feuille no. 1264, Montreux, échelle 1:25 000
Date et heure	4 novembre 2007, vers 10 h 55 min

### Enquête

L'accident s'est produit aux environs de 10 h 50 min. Il a été notifié aux environs de 11 h 15 min 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 même jour aux env. de 12 h 30 min sur les lieux de l'accident et conduite en collaboration avec la police cantonale vaudoise.

### Causes

L'accident est dû à une collision avec la surface du lac suite à une perte de contrôle de l'avion consécutive à une phase de vol lent.

## 1 Renseignements de base

### 1.1 Déroulement du vol

#### 1.1.1 Généralités

La description des faits antécédents et du déroulement du vol de l'accident repose sur des analyses tirées d'un équipement de navigation dont était équipé l'avion et des dépositions de différents informateurs.

#### 1.1.2 Faits antécédents

Quelques membres du groupe de vol à moteur du Chablais de Bex GVMC désiraient évaluer différents avions de la catégorie Ecolight. Dans cette perspective, plusieurs avions dont le MCR-01 HB-YKL étaient arrivés le 3 novembre 2007 sur l'aérodrome des Placettes à Bex pour une évaluation en vol.

Après s'être posé sur l'aérodrome des Placettes vers 14 h 00 min, l'avion HB-YKL décolle à trois reprises avec le pilote propriétaire en place gauche et trois différents pilotes du groupe de vol à moteur de Bex en place droite. A l'issue de ces trois vols qui se sont déroulés normalement, l'avion est parké à l'extérieur pour la nuit. D'autres vols d'évaluation sont prévus pour le lendemain.

#### 1.1.3 Déroulement du vol de l'accident

Le dimanche matin 4 novembre 2007, le pilote du HB-YKL arrive vers 09 h 20 min à l'aérodrome de Bex en compagnie de trois autres pilotes du GVMC dont son frère. A 10 h 41 min, l'avion décolle sur la piste 15 de l'aérodrome de Bex (LSGB) avec le pilote propriétaire en place gauche et un pilote du GVMC en place droite. L'appareil vire ensuite sur la gauche puis se dirige vers le Lac Léman.

Deux personnes observent le biplace évoluer de la façon suivante: "*...Il dessinait des lignes saccadées faites de virages à grande inclinaison dans un espace restreint... Toutes ces évolutions intervenaient dans une phase de descente durant un laps de temps qui a duré environ cinq secondes.*"

Plusieurs plaisanciers se trouvent sur le lac à bord de leur bateau et ont leur attention attirée par un bruit de moteur. Parmi eux, une personne au bénéfice d'une expérience aéronautique a déclaré ce qui suit: "*Vers 10 h 57 min, j'ai été attiré par le bruit d'un moteur que j'ai identifié comme étant celui d'un avion. Ce bruit était particulier car le moteur sifflait comme s'il était emballé. J'ai levé les yeux au ciel, droit devant, et j'ai remarqué un avion qui tombait en vrille avec une trajectoire quasi verticale. J'avais le sentiment qu'il était tiré par l'hélice vers le bas. J'ai pu observer 4 ou 5 vrilles complètes avant qu'il ne s'abîme dans le lac à très grande vitesse. Je ne suis pas en mesure de vous dire dans quel sens il tournait par contre je pense l'avoir vu pendant 3 à 4 secondes. Je n'ai pas noté de fumée et, selon toute vraisemblance, l'appareil était entier au moment où il a percuté la surface de l'eau.*"

Plusieurs témoins de l'accident avertissent la police et se déplacent avec leur bateau sur la zone de l'accident où ils constatent la présence d'éléments d'avion flottant.

Les deux occupants de l'avion sont mortellement blessés. L'avion est détruit.

**1.2 Personnes blessées**

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Nombre total de personnes à bord	Autres personnes
Mortelles	1	1	2	0
Graves	0	0	0	0
Légères	0	0	0	0
Aucune	0	0	0	Sans objet
Total	1	1	2	0

**1.3 Dommages à l'aéronef**

L'avion est détruit.

**1.4 Autres dommages**

Légère pollution du lac provoquée par la perte de carburant et l'huile du moteur au moment de l'impact.

**1.5 Renseignements sur le personnel****1.5.1 Pilote en place gauche**

Personne	Citoyen suisse, né en 1960
Licence	Pilote privé PPL(A), selon <i>joint aviation requirement</i> (JAR), établie la première fois par l'Office fédéral de l'aviation civile OFAC le 3 juillet 1992 et valable jusqu'au 29 juin 2009
Qualifications	Radiotéléphonie en anglais
Qualifications Classe/Type	Classe SEP ( <i>single engine piston</i> ), valable jusqu'au 22 juin 2008
Qualifications nationales	Extension aux atterrissages en montagne (MOU)
Certificat médical	Classe 2, VDL ( <i>Shall wear corrective lenses</i> ) Valable jusqu'au 25 juin 2008
Dernière visite médicale	23 juin 2006
Début de la formation aéronautique	24 janvier 1992

**1.5.1.1 Expérience de vol**

Heures totales	445:45 h
Sur le type en cause	39:40 h
Au cours des 90 derniers jours	4:07 h
Dont sur le type en cause	4:07 h



1.5.2	Passager en place droite	
	Personne	Citoyen suisse, né en 1963
	Licence	Pilote privé PPL(A), selon OACI établie la première fois par l'OFAC le 3 juillet 1992 et valable jusqu'au 24 mai 2010
	Qualifications Classe/Type	Classe SEP ( <i>single engine piston</i> ) valable jusqu'au 29 avril 2009
	Qualifications	Radiotéléphonie en anglais
	Certificat médical	Classe 2, sans restriction Valable jusqu'au 1er avril 2009
	Dernière visite médicale	21 mars 2007
	Début de la formation aéronautique	6 avril 1991

1.5.2.1	Expérience de vol	
	Heures totales	481:15 h
	Sur le type en cause	Aucune
	Au cours des 90 derniers jours	18:35 h
	Dont sur le type en cause	Aucune

## 1.6 Renseignements sur l'aéronef

Immatriculation	HB-YKL
Type d'aéronef	DYN'AERO MCR-01 VLA
Caractéristiques	Monomoteur biplace côte à côte à ailes basses, de construction mixte. Structure construite en fibre de carbone avec train d'atterrissage tricycle fixe avec roue de poue.
Constructeur	<i>Eigenbau</i> /construction amateur, selon les plans établis par DYN'AERO SA, Darois (France)
Année de construction	2002
N° de série	185
Propriétaire	Privé
Exploitant	Privé
Moteur	Constructeur: Bombardier Rotax GmbH & Co. KG, Gunskirchen (A) Type: Rotax 912 ULS/FR, 4 cylindres opposés horizontalement Puissances: maximale 5800 RPM 100HP/74.5 kW (5 minutes) En continu 5250 RPM 79 HP/58.1 kW

	N° de série: 4.429.695 Année de construction: 2001 Rapport de réduction moteur / hélice 2.43/1
Hélice	Constructeur: MT-Propeller Gerd Mühlbauer GmbH, Atting (D) Caractéristiques: Tripale en bois renforcé avec du composite à pas variable électrique Type: MTV-7-A N° de série: 981102 Année de construction: 1998 Maximum Propeller Rotation Speed 2400 RPM
Heures totales d'exploitation	Au moment de l'accident, la cellule et le moteur totalisaient 427:00 h <i>time since new</i> TSN. L'hélice totalisait TSN 435:00 h et 40:32 h <i>time since overhaul</i> TSO.
Equipements	1 Garmin COM/NAV/GPS GNS 430 1 Garmin GPSMAP 496 1 Transponder Garmin GTX 327 1 Moving map display Flytronic GmbH 1 Gyro Horizon électrique 1 Autopilot Navaid Devices AP-1
Système de secours	L'aéronef n'était pas équipé d'un système de parachute de secours BRS ( <i>BALLISTIC RECOVERY SYSTEM</i> ).
Balise de détresse	L'aéronef était normalement équipé d'une balise de détresse. La balise n'était pas à bord au moment de l'accident.
Certificat d'immatriculation	Etabli par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) le 15 décembre 2004.
Certificat de navigabilité	Catégorie <i>Sonderkategorie</i> , sous-catégorie <i>Eigenbau</i> , établi par l'OFAC, le 15 décembre 2004.
Champ d'utilisation	Exploitation privée, VFR de jour
Masse et centre de gravité	Masse max. au décollage est de 490 kg, les limites de centrage vont de 15% à 45% de MAC ( <i>Mean Aerodynamic Cord</i> ) au moment de l'accident, la masse était d'env. 485 kg et le centre de gravité se situait à env. 41% de MAC.
Entretien	L'avion a été acquis par l'exploitant sous forme de Kit. L'assemblage de la structure a été exécuté par l'exploitant dans les locaux du concepteur du kit en janvier 2001.

	<p>Le montage final a été réalisé au domicile de l'exploitant selon les directives du concepteur du kit. Le premier vol a eu lieu à Granges/SO en août 2002.</p> <p>L'entretien a été accompli régulièrement par l'exploitant, ce dernier est au bénéfice d'une autorisation pour effectuer l'entretien courant sur cet aéronef.</p> <p>Le dernier contrôle de 100 heures cellule, moteur et hélice a été effectué le 26 septembre 2007 à 418:59 h, soit 08:01 h avant l'accident.</p>
Examen OFAC	<p>Le dernier examen de l'OFAC a été effectué par délégation le 12 septembre 2006 à 309:12 h.</p>
Carburant	<p>Sont utilisés les types de carburants <i>Euro 95 et 98</i>, l'AVGAS peut être utilisé sous certaines conditions.</p>
Capacité du réservoir	<p>Le réservoir de l'aéronef a une capacité de 80 litres avec 1 litre de carburant non utilisable.</p>
Endurance	<p>Selon un témoin, le pilote du HB-YKL a décollé de l'aéroport de Granges/SO avec le réservoir plein de carburant. Toujours selon le témoin, le pilote a effectué, la veille de l'accident, 3 à 6 vols depuis l'aérodrome de Bex. Selon le décompte des heures de vol effectives de l'aéronef, le réservoir devait contenir environ 40 litres de carburant au moment de l'accident.</p> <p>La consommation moyenne horaire est de 18 litres par heure.</p>

## 1.7 Renseignements météorologiques

### 1.7.1 Généralités

Les informations contenues dans les chap. 1.7.2 et 1.7.3 ont été fournies par l'office fédéral de météorologie et de climatologie MétéoSuisse.

### 1.7.2 Situation météorologique générale

*Un anticyclone était centré sur les îles Britanniques, il entraînait un courant de bise sur la Suisse. Sur son flanc Est une faible perturbation se déplaçait de la Pologne au nord des Alpes.*

### 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.

<i>Nébulosité</i>	<i>1-2/8 base autour 3000 ft AMSL, au-dessus 1-2/8 altocumulus et cirrus</i>
<i>Temps</i>	<i>Brume</i>
<i>Visibilité</i>	<i>Environ 4 km</i>
<i>Vent</i>	<i>Surface: sud-sud-est 5 – 7 kt, Coups de vent autour 10 kt 600 m/M: nord-est 15 – 20 kt 900 m/M: nord-est 20 – 25 kt 1200 m/M: nord-est 25 – 30 kt</i>
<i>Température / point de rosée</i>	<i>8 °C / 5 °C</i>
<i>Pression atmosphérique</i>	<i>QNH LSGG 1022 hPa, QNH LSZH 1024 hPa, QNH LSZA 1019 hPa</i>
<i>Position du soleil</i>	<i>Azimut 157°, angle 25°</i>
<i>Dangers</i>	<i>Mauvaise visibilité, turbulences locales mo- dérées possibles</i>

## 1.8 Aides à la navigation

A bord de l'aéronef, le pilote disposait d'un système GPS (*Global Positioning System*) Garmin GNS 430, d'un Garmin GPSMAP 496, d'un *moving map display* Flytronic et d'un *Transponder* Garmin GTX 327. Ces équipements ont fait l'objet d'une expertise approfondie.

## 1.9 Communications

Le HB-YKL était équipé d'un Garmin GNS 430. Aucune information sur les fréquences affichées n'a pu être extraite de cet appareil. Aucun appel de détresse n'a été entendu sur la fréquence de l'aérodrome de Bex 122,150 Mhz et sur la fréquence de Genève Info 126:350 Mhz.

Le sélecteur du *Transponder* Garmin GTX 327 est resté positionné sur *Standby* avec le code 7000.

## 1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

## 1.11 Enregistreurs de bord

Ni installés, ni prescrits.

## 1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

### 1.12.1 Renseignements sur l'épave

Lors de l'impact les ailes ont éclaté, elles se sont détachées du fuselage tout comme la partie arrière du fuselage et de l'empennage. L'aile gauche présente une déformation plus importante que l'aile droite. L'empennage, les commandes de vol et les divers éléments en fibre de carbone des ailes flottaient en surface et ont été récupérés par les sauveteurs. Le moteur, toujours attaché au fuselage, la cabine et une grande partie du fuselage ont coulé après l'impact. Les éléments de l'épave ont été localisés à une profondeur de 31 m et remontés en surface le lendemain de l'accident par les plongeurs de la gendarmerie.

## 1.12.2 Renseignements sur la cellule après le renflouage

- Les positions des interrupteurs électriques et de la commande du compensateur de profondeur, *trim* de profondeur, n'ont pas pu être déterminées.
- La verrière a éclaté au moment du choc. Le levier de commande de la verrière a été trouvé sur "CLOSED".
- Le sélecteur d'essence a été trouvé en position "OPEN".
- Le réservoir d'essence a éclaté lors de l'impact. Le bouchon du réservoir était fermé à clef qui était attachée avec la clef des magnétos.
- L'indicateur de vitesse *United Instrument* p/n 8025 s/n 176716 était bloqué à 52 kt.
- L'altimètre *United Instrument* p/n 5934P-1 s/n 8099, était bloqué à 3994 ft.
- L'indicateur *Autopilote Navaid Devices* AP-1 s/n 002383 était en position "Déclenché".

## 1.12.3 Renseignements sur le manche côté gauche

Le manche côté gauche, emboîté dans un tube relié aux commandes de vol est retenu dans son axe vertical par un rivet du type *pop*. La tête du rivet a été cisailée, le manche a été trouvé désolidarisé de son tube de commande, retenu que par le câblage électrique externe.



Fig. 1 Manche côté gauche désolidarisé

## 1.12.4 Renseignements sur le moteur et l'hélice

- L'état de destruction de l'épave était tel qu'aucune expertise des instruments du moteur n'a pu être effectuée.
- La position des commandes du moteur n'a pas pu être déterminée.
- Les trois pales de l'hélice ont été brisées lors de l'impact.
- La commande du système de variation du pas de l'hélice MT P-120 U/12V p/n 00-3406 était positionnée sur "AUTO" et le potentiomètre de variation de pas sur 2400 t/min.
- Le sélecteur des magnétos a été trouvé avec la clef positionnée sur "BOTH".

## 1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

### 1.13.1 Pilote

L'autopsie du corps du pilote a déterminé que la cause du décès est un poly-traumatisme extrêmement sévère. Aucune maladie préexistante ayant pu interférer avec le décès et/ou l'accident n'a été mise en évidence.

Le dosage de l'alcool pratiqué sur un échantillon de sang périphérique et dans l'urine prélevés lors de l'autopsie a révélé un taux nul dans le sang et des traces dans l'urine ainsi que des traces de codéine dans le sang et dans l'urine.

### 1.13.2 Passager

L'autopsie du corps du passager a déterminé que des lésions traumatiques extrêmement sévères, notamment au niveau crânio-cervical et du tronc, ont causé le décès. Aucune maladie préexistante ayant pu interférer avec le décès et/ou l'accident n'a été mise en évidence.

Des traces d'alcool dans l'urine ont été mises en évidence. Résultat du dosage de l'alcool éthylique: taux moyen d'alcool nul.

## 1.14 Incendie

Aucun incendie ne s'est déclaré.

## 1.15 Questions de survie

Les ceintures de sécurité ont été utilisées et ont résisté aux contraintes. En raison de la violence de l'impact, les occupants de l'avion HB-YKL n'avaient aucune chance de survie. Ils étaient toujours attachés à leur siège. L'équipage de l'aéronef a coulé avec les éléments de l'aéronef et a été remonté en surface le lendemain de l'accident.

Le MCR-01 VLA HB-YKL n'était pas équipé de parachute de secours "*BALLISTIC RECOVERY SYSTEM*" (BRS).

### 1.15.1 Balise de détresse

L'avion est normalement équipé d'une balise de détresse (*emergency location beacon aircraft – ELBA*) *ACK Technologies*, type ACK E-01. Elle n'était pas installée à bord du HB-YKL au moment de l'accident.

## 1.16 Essais et recherches

### 1.16.1 Examen du moteur

Le moteur a été examiné, rien ne laisse supposer qu'il avait un mauvais fonctionnement au moment de l'accident. Toutes les commandes du moteur étaient correctement connectées sur les carburateurs et les autres systèmes. Les systèmes du carburant et de l'allumage ont été vérifiés. Toutes les bougies ont été examinées et ont été trouvées en état de fonctionnement.

Les différentes ruptures des trois pales de l'hélice, fabriquées à base de carbone, indiquent que le moteur fournissait de la puissance lors de l'impact.

## 1.16.2 Examen de l'hélice et du système de pas variable

La commande du système de variation du pas électrique de l'hélice MT P-120 U/12V p/n 00-3406 a été trouvée sur *AUTO* et le potentiomètre de réglage du nombre de tours était positionné sur 2400t/min, soit 5832 RPM moteur. Le moteur Rotax 912 ULS/FR a un rapport de réduction entre le vilebrequin du moteur et l'hélice de 2.43/1.

Selon le *Operation and Installation Manual* du constructeur de l'hélice au chapitre 5.15 *Operation with control units P-120-A, P-120-U: ..."For cruise in mode "AUTO", first reduce the manifold pressure to the data in the AFM and then reduce the RPM to the desired level. The accuracy of the control is  $\pm 30$  RPM or better for any airspeed or power change. Once a RPM is selected, it should be held constant during the entire flight and no readjustment should be necessary. The RPM must constant within the tolerances"*.

L'AFM du constructeur de l'avion, dans le chapitre 5.3 *Additional Information*, relève les données suivantes:

5.3.1. Cruise and endurance

					Power setting 75%	
Altitude (ft)	Power		IAS (kts)	TAS (kts)	Fuel flow l/h	Endurance without res.
	MF	RPM				
3000	24	5000	123	136	21	3.75
6000	23	5000	127	143	21	3.75
9000	20.5	5000	113	134	21	3.75

					Power setting 55%	
Altitude (ft)	Power		IAS (kts)	TAS (kts)	Fuel flow l/h	Endurance without res.
	MF	RPM				
6000	19	4800	90	102	15	5.25
9000	18	4800	92	108	15	5.25

Fig. 2 Performances en croisière

## 1.16.3 Examen de la cellule

Un examen visuel des attaches des commandes de vol, des tiges d'accouplement, des leviers de renvoi, des câbles de traction et des tendeurs n'a fourni aucun indice de défaut préalable.

Après l'expertise du moteur électrique des volets et du système de transmission, l'enquête a permis de déterminer que la position des volets était sur 15° environ au moment de l'accident.

## 1.16.4 Expertise scientifique du manche côté gauche

Les deux manches du HB-YKL sont conjugués et accouplés aux commandes de vol de la profondeur et des ailerons par un système de tringlerie.

Comme le montre la fig. 3, le manche côté gauche s'emboîte dans le support de base d'un diamètre de 18 mm. Le socle du manche est en acier, alors que le manche lui-même est en alliage d'aluminium. Le manche est emboîté dans le so-



cle et maintenu par un rivet de type *POP* en aluminium d'un diamètre de 3.2 mm. Lors de l'examen de l'épave, le manche côté gauche avait été trouvé désolidarisé de son support de base. La tête du rivet *POP* avait été cisailée, seul le corps du rivet était resté dans le support de base.

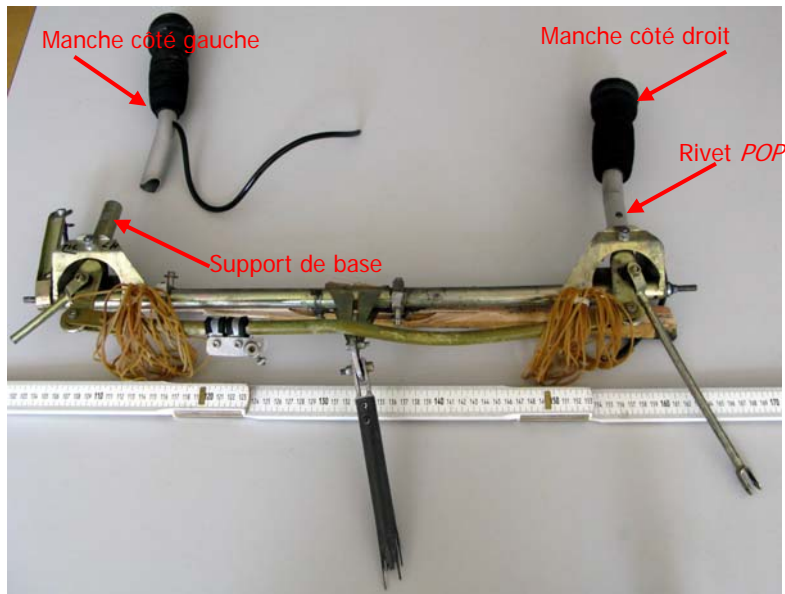


Fig. 3 Système des commandes de vol HB-YKL

Une analyse approfondie par macroscopie prouve que le cisaillement s'est effectué en rotation dans le sens des aiguilles d'une montre.

Un essai de rupture de la tête de rivet effectué sur le manche côté droit a également été réalisé. L'essai a démontré que 5 Nm permettaient le cisaillement de la tête de rivet. En tenant la poignée du manche d'une main et en exerçant une torsion à l'aide d'une clé dynamométrique, celle-ci peut aisément indiquer jusqu'à 10 Nm. C'est le double de l'effort nécessaire pour cisailier la tête de rivet avec une main.

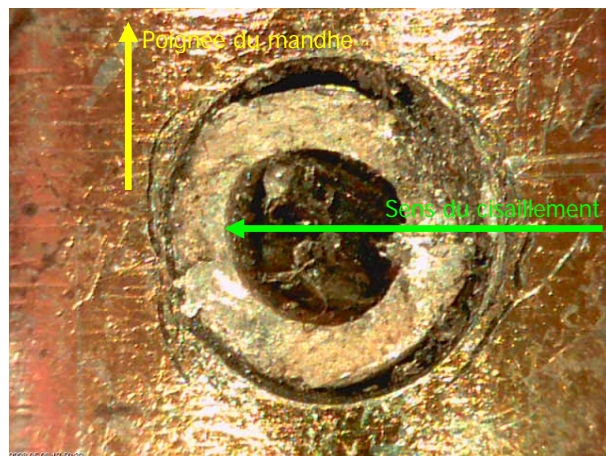


Fig. 4 et 5 Manchette côté gauche, détails du cisaillement du rivet de type *POP* en aluminium de 3.2 x 6

On ne peut pas exclure un affaiblissement possible de la tête du rivet par effet de corrosion. Il est possible que le contact des deux matériaux différents dans la fixation du manche, les tubes en acier et le rivet en aluminium, ait pu fragiliser le rivet.



## 1.16.5 Avertisseur de décrochage

Le HB-YKL de type MCR-01 VLA n'était pas équipé d'avertisseur de décrochage. L'installation reste en option dans l'acquisition du *kit* de construction de l'appareil.

Le constructeur des avions MCR a publié un Bulletin Service BS 05 H 0026 le 31 août 2005, classé "*Obligatoire*", concernant l'installation d'un avertisseur de décrochage sur tous les aéronefs du type MCR CLUB.

La Direction Générale de l'Aviation Civile française - DGAC a publié en date du 28 septembre 2005 la Consigne de Navigabilité (CN) N° F-2005-163 concernant l'installation d'un avertisseur de décrochage sur les avions de type MRC CLUB. Selon cette CN les types VLA ne sont pas concernés.

## 1.16.6 Expertises des instruments

Selon le constructeur de l'écran multifonction *Moving map* Flytronic GmbH, cet instrument ne possède pas de mémoire interne. Un kit carte mémoire peut-être installé en option dans l'avion. Selon l'exploitant ce kit était installé. La carte mémoire n'a pas été retrouvée après l'accident, de ce fait aucune donnée n'a pu être extraite de l'instrument.

L'analyse de l'indicateur de vitesses et de l'altimètre n'a pas permis de déterminer les paramètres des dernières valeurs indiquées au moment l'impact.

Le sélecteur du *Transponder Garmin GTX 327* est resté positionné sur *standby* avec le code 7000. C'est probablement dans ce mode qu'il était positionné lors de l'accident.

1.16.7 Expertise du GPS *Garmin ColorMap 496*

Le GPS *Garmin ColorMap 496* a été examiné. Les données *waypoints et tracks* ont été extraites et analysées. Le profil vertical du dernier vol a également pu être déterminé.

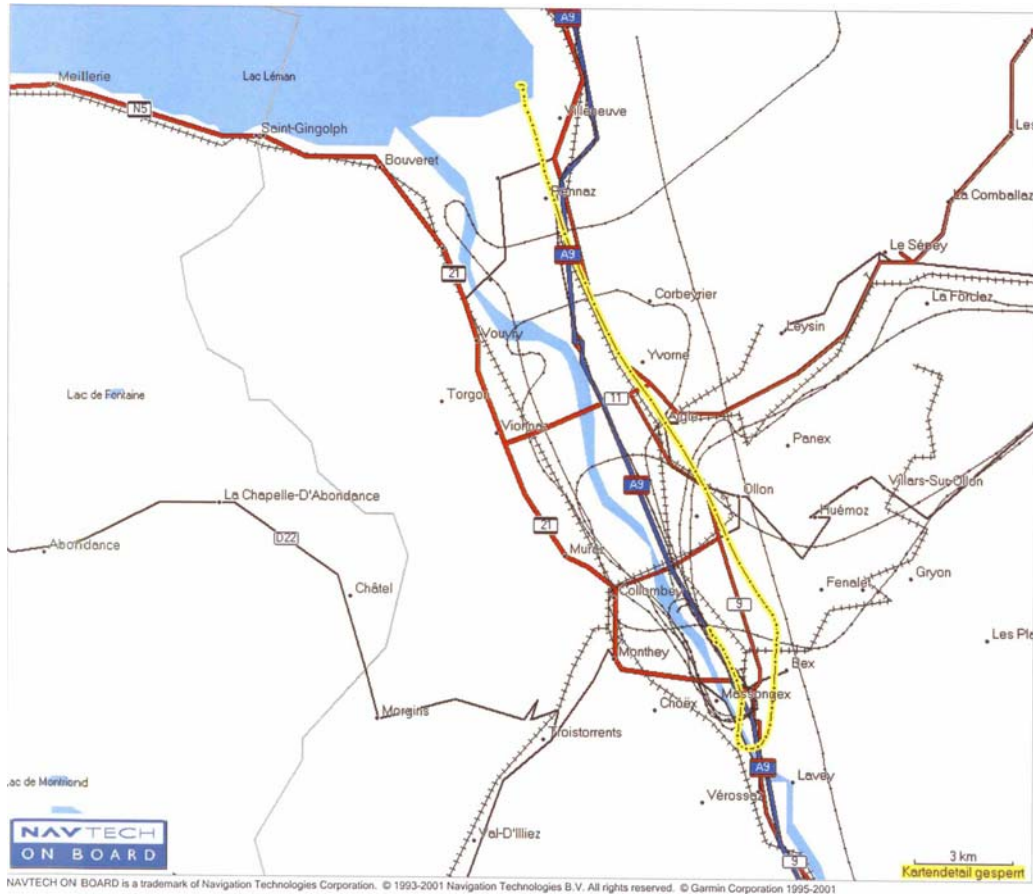


Fig. 6 En jaune, le tracé de la route du HB-YKL effectué lors du vol de l'accident

L'enquête a pu déterminer que le temps du vol de l'accident était de 16 minutes et 44 secondes.

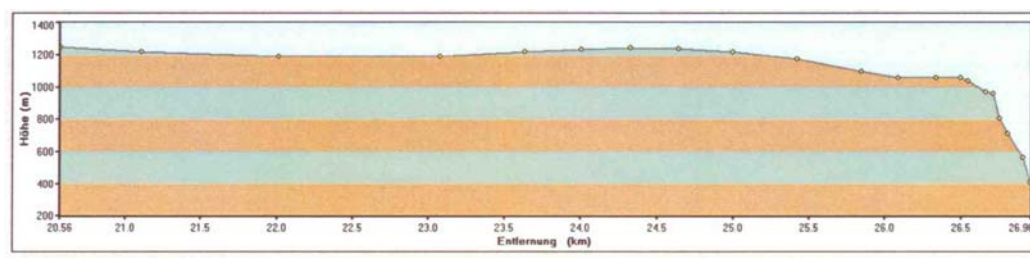


Fig. 7 Profil vertical de la fin du vol du HB-YKL

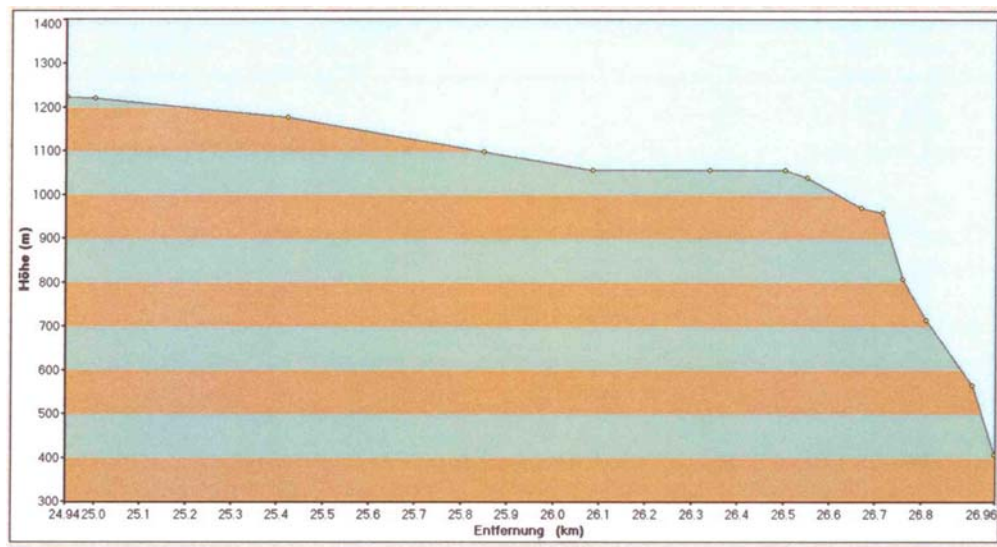


Fig. 8 Agrandissement des derniers points du vol du HB-YKL

### 1.17 Renseignements en matière d'organisation et de gestion

L'avion HB-YKL appartenait et était exploité par les trois copropriétaires, dont le pilote en cause. L'avion était utilisé occasionnellement pour des vols promotionnels.

L'avion a été acquis sous forme de Kit, la phase de l'assemblage de la structure a été effectuée par les copropriétaires dans les locaux du constructeur en janvier 2001. Le montage final a été effectué en Suisse selon les directives du constructeur. Le premier vol technique a eu lieu au départ de l'aérodrome de Granges/SO (LSZG) le 15 août 2002.

### 1.18 Renseignements supplémentaires

Le 18 août 2002, l'avion HB-YKL a effectué des décrochages avec une puissance de 50% et au ralenti. Dans les protocoles de mesure figure en bas de page la note suivante sous description du *buffeting* et du décrochage:

Avec 50% de puissance: "*Nur geringe Stallwarnung. Verhalten wie bei Power off. Stall in Rechsturn abkippen nach rechts.*"

Au ralenti: "*Schütteln im Knüppel und leichtes Schütteln des Flz. ca. 2 kt vor dem Abkippen spürbar. Brüskes, schnelles Abkippen, nach leichtem Stossen des Knüppels sofort wieder steuerbar. Leichtes Schieben oder zu schnelle Fahrtreduzierung vor dem Stall ergibt ein stärkeres Abkippen zur Seite.*"

Par ailleurs, le manuel de vol de l'avion HB-YKL mentionne la procédure d'urgence suivante pour l'arrêt d'une vrille involontaire:

*Recovery from unintentional spin*

*Throttle* .....reduce

*Flaps* .....retract

*Rudder* .....opposite spin direction

*Elevator* .....to neutral

*Aileron* .....to neutral

### 1.19 Techniques d'enquête utiles ou efficaces

Sans objet.

## 2 Analyse

### 2.1 Conduite du vol

Le relevé GPS montre qu'après un décollage de la piste 15, l'avion a viré sur la gauche puis s'est dirigé sur Villeneuve après s'être stabilisé à une altitude d'environ 1300 m/M. Parvenu au-dessus du lac, l'avion a ralenti progressivement sur une distance d'environ 3,5 km, pratiquement en vol rectiligne, puis a perdu de l'altitude à basse vitesse et s'est rétabli vers 950 m/M. Ensuite l'avion s'est engagé dans une phase de vol descendante et tournoyante jusqu'à l'impact avec la surface du lac située à env. 400 m/M, ce qui représente une chute de 550 m.

Le profil de ce vol résulte vraisemblablement d'un exercice de décrochage en ligne droite à titre de démonstration, suivi d'un rétablissement. Puis l'avion a dû s'engager dans des manœuvres tournoyantes au cours desquelles son contrôle a été perdu probablement en raison d'un décrochage dissymétrique qui survient rapidement en cas de bille décentrée. Comme la position des volets était de 15°, un mouvement de lacet inverse a dû se produire lors du décrochage, ce qui a sûrement surpris les occupants par la rapidité d'engagement de la vrille.

Malheureusement la puissance du moteur a dû être poussée à son maximum dans cette attitude de vol, ce qui a amplifié le phénomène tournoyant et ne laissait aucune chance de rétablissement. Ceci s'explique par le fait qu'aucun des deux occupants ne possédait une formation de voltige et ne pouvait analyser correctement cette situation très stressante. La déformation des commandes de vol et la rupture du rivet tendent à prouver que les deux occupants étaient aux commandes durant la phase de vol finale et que leurs efforts se soient parfois contrés. La hauteur de vol relativement basse pour une vrille n'a permis qu'un nombre restreint de tours avant que l'avion ne percute la surface de l'eau. La perte de contrôle a eu lieu au-dessus d'un plan d'eau, ce qui peut fausser l'évaluation de la hauteur et compliquer l'analyse de sa position en raison du petit nombre de repères sur la surface d'évolution.

### 2.2 Aéronef

#### 2.2.1 Généralités

Aucune déféctuosité tant au niveau de la cellule qu'au groupe motopropulseur n'a été décelée. Aucun élément ne laisse supposer un mauvais fonctionnement du moteur au moment de l'accident.

#### 2.2.2 Manche côté gauche

L'essai de rupture de la tête de rivet effectué sur le manche côté droit montre que le cisaillement du rivet par la force d'une main est possible. Il est donc possible que suite à une crispation ou un stress d'un ou des occupants entre la phase de décrochage et l'impact, le manche se soit désolidarisé de son socle, empêchant ainsi le contrôle en roulis et en profondeur depuis la place gauche.

### 2.3 Facteurs humains

Les deux occupants ne se connaissaient pas avant l'exécution de ce vol à caractère de démonstration. Le passager en place droite aurait déclaré vouloir expérimenter les différentes limites de ce type d'avion qu'il ne connaissait pas. Il est probable qu'il ait désiré effectuer des manœuvres à basse vitesse pour apprécier le comportement de ce biplace. Le pilote en place gauche possédait une bonne expérience dans le domaine normal d'utilisation du HB-YKL mais ne disposait ni d'une formation d'instructeur ni de voltige. Tous les témoignages parlent d'un impact à haute vitesse, tournoyant et avec pleine puissance, ce qui indique que les manœuvres de rétablissement n'ont pas été appliquées. Le stress, voire la panique, allié au manque de formation pour ce genre de figure restreignaient grandement les possibilités de rétablissement de la situation.

### 2.4 Aspects de survie

Les forces impliquées lors de l'impact avec la surface du lac ne laissaient aucune chance de survie aux deux personnes. Leur décès a été immédiat.

### 2.5 Aspects environnementaux

L'avion a été acquis par l'exploitant sous forme de kit. L'assemblage de la structure a été exécuté par l'exploitant dans les locaux du concepteur du kit en janvier 2001. Le montage final a été réalisé au domicile de l'exploitant selon les directives du concepteur du kit. Le premier vol a eu lieu à Granges/SO en août 2002. Aucun incident ni accident n'est survenu à cet avion avant l'accident.

### 3 Conclusions

#### 3.1 Faits établis

##### 3.1.1 Conduite du vol

- Le pilote en place gauche était titulaire d'une licence adéquate.
- Le passager en place droite était titulaire d'une licence de pilote.
- Aucun élément n'indique que le pilote et son passager n'aient été affectés dans leur état de santé lors du vol faisant l'objet de ce rapport.
- Aucun appel de détresse n'a été entendu.
- Les deux occupants avaient accès aux commandes de l'avion.
- Les conditions météorologiques n'ont pas influencé le déroulement de l'accident.

##### 3.1.2 Aéronef

- L'aéronef était enregistré auprès de l'OFAC dans la catégorie «*Sonderkategorie*», sous-catégorie «*Eigenbau*» et était admis à la circulation VFR de jour, en exploitation privée.
- L'exploitant était au bénéfice d'une autorisation de l'OFAC pour effectuer les travaux d'entretien courant.
- L'avion était normalement équipé d'une balise de détresse, elle n'était pas installée dans l'aéronef le jour de l'accident.
- L'aéronef n'était pas équipé de parachute de secours "*BALLISTIC RECOVERY SYSTEM*" (BRS).
- L'aéronef s'est désintégré lors de l'impact, des éléments des ailes des commandes de vol et de l'empennage ont été trouvés à la surface du lac.
- La rupture des trois pales de l'hélice indique que le moteur fournissait de la puissance lors de l'impact.
- L'épave ainsi que les occupants ont été localisés à 31 mètres de profondeur.
- L'enquête n'a révélé aucune défectuosité technique ayant pu favoriser ou provoquer l'accident.
- Après le renflouage, le manche côté gauche a été trouvé désolidarisé de son support de base.
- L'examen du manche côté gauche n'exclut pas une rupture du rivet de fixation du manche avant l'impact.
- La quantité d'essence embarquée était suffisante pour effectuer le vol projeté.
- La masse et le centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites.

##### 3.1.3 Facteurs humains

- Les deux occupants ne se connaissaient pas avant le vol.
- Le vol en cause était un vol de démonstration.

#### 3.1.4 Aspects de survie

- La violence de l'impact ne permettait pas la survie des occupants.

#### 3.1.5 Aspects environnementaux

- L'avion a été acquis par l'exploitant sous forme de kit, l'assemblage de la structure a été effectué par lui-même chez le constructeur DYN'AERO SA. Le montage final a été exécuté chez l'exploitant.

### 3.2 Causes

L'accident est dû à une collision avec la surface du lac suite à une perte de contrôle de l'avion consécutive à une phase de vol lent.

Payerne, le 15 décembre 2009

Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation

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

Conformément à l'art. 3.1 de la 9<sup>ème</sup> édition de l'annexe 13, applicable dès le 1<sup>er</sup> novembre 2001, de la convention relative à l'aviation civile internationale (OACI) du 7 décembre 1944, ainsi que selon l'art. 24 de la loi fédérale sur la navigation aérienne, l'enquête sur un accident ou un incident grave a pour seul objectif la prévention d'accidents ou d'incidents graves. L'enquête n'a pas pour objectif d'apprécier juridiquement les causes et les circonstances d'un accident ou d'un incident grave. 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.