



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. 2117 du Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation

concernant l'accident

de l'avion American General Aircraft Corporation AA-1A, HB-UBI

survenu le 29 juin 2010

sur l'aérodrome de Neuchâtel (LSGN), commune de Colombier/NE

Ursache

Der Unfall ist auf eine starke Abbremsung bei einer Notlandung infolge eines Leistungsverlustes des Motors zurückzuführen. Dieser wurde wahrscheinlich durch einen Defekt der Treibstoffzufuhr verursacht.

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/incident grave.

Conformément à l'art. 3.1 de la 10^{ème} édition de l'annexe 13, applicable dès le 18 novembre 2010, 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.

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.

Rapport final

Type d'aéronef	American General Aircraft Corporation AA-1A	HB-UBI
Exploitant	Club Phil'Air, Aérodrome Colombier-Neuchâtel, CH-2013 Colombier	
Propriétaire	Privé	
Pilote	Citoyen suisse, né en 1958	
Licence	Pilote commercial CPL(A), établie la première fois par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) le 5 mai 1982	
Qualifications de classe/type	SEP (land), valable jusqu'au 21 mars 2012 Qualification d'instructeur de vol FI(A)	
Certificat médical	Class 1, valable jusqu'au 14 avril 2011, limitation: VDL (<i>shall wear corrective lenses</i>)	
Heures de vol	total vol à moteur 8877:32 h	au cours des 90 derniers jours 120:03 h
	sur le type en cause 270:44 h	au cours des 90 derniers jours 12:29 h
Lieu	Aérodrome de Neuchâtel (LSGN), dans le prolongement de la piste 05, env. 250 m sur la gauche	
Date et heure	29 juin 2010, à 7 h 31 min	
Type d'utilisation	VFR, privé	
Phase de vol	Montée initiale	
Nature de l'accident	Atterrissage d'urgence	

Personnes blessées

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

Dommmages à l'aéronef Gravement endommagé

Dommmages à des tiers Champ cultivé légèrement endommagé

1 Renseignements de base

1.1 Généralités

La description du déroulement de l'accident ainsi que des événements qui ont précédé sont basés sur les déclarations du pilote et de témoins.

1.2 Faits antécédents

1.2.1 Vols précédents

Le 24 mai 2010, l'avion HB-UBI effectue un vol à destination de Locarno. Lors du décollage de Colombier, le pilote constate une brève perte de puissance à une hauteur d'environ 150 m. L'avion n'avait plus volé depuis 17 jours.

Le 28 mai 2010, l'avion effectue trois vols. Aucun dysfonctionnement du moteur n'est notifié par le pilote.

Le 29 mai 2010 a lieu un vol aller à destination de Biel-Kappelen (LSZP) avec un retour à Neuchâtel (LSGN) en fin d'après-midi. Après ce vol, le plein de carburant AVGAS 100LL est avitaillé par le pilote qui est également l'exploitant de l'aéronef. L'avion est ensuite placé dans un hangar de l'aérodrome de Neuchâtel. Depuis ce moment, l'avion HB-UBI n'a plus volé jusqu'au jour de l'accident le 29 juin 2010.

1.2.2 Contrôles pré vol et mise en marche du moteur

Vers 7 h le pilote se présente à l'aérodrome de Neuchâtel. Il dépose un plan de vol et imprime les documents nécessaires au déroulement du vol prévu à la borne AIS MET Information Environment (AMIE). Ensuite le pilote se rend au hangar, sort l'avion et effectue les contrôles pré vol. Il vérifie le niveau d'huile du moteur, la jauge indique 5¼ qts (min. 4 qts / max. 6 qts) et purge les deux réservoirs de carburant. Il vérifie également visuellement la quantité de carburant à l'aide des deux jauges tubulaires installées dans le cockpit. Après avoir nettoyé le pare-brise, il s'installe dans la cabine et effectue les contrôles en vue de la mise en marche.

A 7 h 22 min, soit 8 minutes avant le décollage prévu, le pilote actionne à cinq reprises la pompe du primer et n'enclenche pas la pompe à essence auxiliaire. Il actionne le démarreur et le moteur démarre sans problème. Aucune odeur de carburant n'est perçue par l'occupant. A 7 h 24 min, l'avion HB-UBI roule pour le point d'attente. Le pilote s'annonce sur la fréquence de l'aérodrome et informe qu'il va remonter la piste 05. Pendant cette phase de roulage, il manipule à titre préventif la commande du réchauffage carburateur en prévision d'un éventuel givrage du carburateur.

Au seuil de piste 05, le pilote vérifie les paramètres du moteur et procède aux contrôles avant le décollage. Selon ses déclarations, il enclenche la pompe électrique et le sélecteur d'essence est sur «*left*».

1.3 Déroulement du vol

Vers 7 h 30 min, le pilote positionne l'avion HB-UBI en seuil de piste 05 de l'aérodrome de Neuchâtel. Il met plein gaz avec les freins serrés. Après avoir constaté un régime moteur de 2200 tours/min, il lâche les freins et l'avion accélère normalement.

L'avion atteint la vitesse de décollage de 60 MPH vers le milieu de la piste avant d'entamer une phase de montée à 75 MPH. Le moteur fonctionne normalement jusqu'à une hauteur estimée entre 30 et 50 mètres alors que l'avion survole le seuil de piste 23. A cet instant survient une forte perte de puissance du moteur.

Le pilote corrige l'assiette de l'avion et effectue un virage de 20° vers la droite. Il réalise que le passage des obstacles n'est plus assuré, même si le moteur retrouvait sa pleine puissance.

Le pilote entame un virage sur la gauche. Le moteur redonne brièvement de la puissance avant de la reperdre à nouveau. Dans cette phase de vol, le pilote modifie sa trajectoire en accentuant son virage à gauche afin d'éviter un terrain de sport et une station de pompage. Quelques instants avant de toucher le sol, le moteur fournit à nouveau sa pleine puissance. L'avion ne regagne pas de hauteur et prend brutalement contact avec le sol dans un champ de maïs à environ 250 mètres du seuil de la piste 23. Il s'arrête sur une distance estimée à 5 m (voir annexe 1). Le pilote entend le fonctionnement de la pompe à essence auxiliaire qu'il déclenche, ainsi que divers interrupteurs et le contact principal. Puis il tourne la commande du robinet d'essence sur la position «*off*».

Le pilote légèrement blessé déverrouille sa ceinture de sécurité et quitte par ses propres moyens l'appareil fortement endommagé. Il annonce l'accident à la REGA avec son téléphone portable.

1.4 Conditions météorologiques

1.4.1 Généralités

Les informations contenues dans les chap. 1.4.2 et 1.4.3 ont été fournies par MétéoSuisse.

1.4.2 Situation générale pour la Suisse

La répartition des pressions est assez faible sur une partie de l'Europe et les courants à toutes les altitudes restent faibles. Une zone plus humide qui s'avance depuis la France rendra la masse d'air plus humide et instable, augmentant ainsi le risque orageux.

1.4.3 Conditions météorologiques à l'endroit et au moment de l'accident

<i>Nébulosité</i>	<i>2-3/8, base autour de 30 000 ft AMSL</i>
<i>Temps</i>	<i>brumeux</i>
<i>Visibilité</i>	<i>environ 10 km</i>
<i>Vent</i>	<i>est 1 – 3 kt</i>
<i>Température/point de rosée</i>	<i>18 °C / 15 °C</i>
<i>Pression</i>	<i>QNH LSGG 1019 hPa, QNH LSZH 1019 hPa</i>
<i>Position du soleil</i>	<i>azimut 073°, élévation 16°</i>
<i>Dangers</i>	<i>néant</i>

1.5 Renseignements sur l'aéronef

Immatriculation	HB-UBI
Type d'aéronef	American General Aircraft Corporation, AA-1A
Caractéristiques	monomoteur biplace côte à côte à ailes basses, de construction métallique. Avec train d'atterrissage tricycle fixe.
Constructeur	American General Aircraft Corporation (USA)
Année de construction	1971
N° de série	0087
Certificat d'immatriculation	Etabli par l'OFAC, le 28 août 2007 / N° 6
Certificat de navigabilité	Etabli par l'OFAC, le 28 août 2007
Certificat d'examen de navigabilité	Délivré par l'OFAC le 5 novembre 2009 à 2394:58 TSN, valable jusqu'au 21 novembre 2010
Champ d'utilisation	VFR de jour et de nuit
Balise de détresse	ARTEX ME 406
Moteur	Constructeur: Lycoming Engines, Williamsport, USA Caractéristiques: Moteur à 4 cylindres de type boxer, refroidissement à air, d'une puissance maximale de 108 HP (80,6 kW) Type: O-235-C2C N° de série: L-10547-15 Année de construction: 1970
Hélice	Constructeur: Mc Cauley Propeller Systems, Wichita, USA Caractéristiques: Bipale métallique à pas fixe Type: 1A105/SCM7153 N° de série: G-13275 Année de construction: 1974
Heures totales d'exploitation	Au moment de l'accident, la cellule et le moteur totalisaient 2423:12 h TSN ¹ . L'hélice totalisait 1754:16 TSN et 618:12 TSO ² .
Masse maximum au décollage MTOW	680 kg
Masse et centre de gravité	Au moment de l'accident, la masse et le centre de gravité étaient dans les limites prescrites.
Carburant	AVGAS 100LL
Capacité des réservoirs	Capacité totale des deux réservoirs 24 US gal (90.8 l), dont 22 (83.25 l) US gal utilisable.

¹ TSN = *time since new*

² TSO = *time since overhaul*

Quantité de carburant embarqué	Selon les déclarations du pilote, les réservoirs ont été complétés après le vol du 29 mai 2010. Après l'accident, env. 65 litres de carburant ont été retirés des deux réservoirs.
Entretien	Le dernier contrôle 100 h a été effectué le 26 octobre 2009 à 2392:29 h TSN par l'entreprise Airla Flugzeug Service AG à Bleienbach/BE.

1.6 Renseignements sur l'impact

1.6.1 Dommages à l'aéronef

L'avion s'est immobilisé dans un champ de maïs. La jambe du train avant s'est rompue et s'est partiellement arrachée lors de l'impact. Le train d'atterrissage principal, la structure avant du fuselage, la cloison pare-feu et les deux ailes ont été fortement endommagés. Les deux pales de l'hélice ont subi d'importants dégâts, elles sont recourbées et légèrement vrillées vers l'avant. Les bords d'attaques des pales présentent d'importantes traces d'impact. Ces dégâts démontrent que le moteur fournissait de la puissance au moment du contact avec le sol. Le champ de maïs a subi de légers dégâts. Aucun signal de la balise de détresse ELBA n'a été détecté.



Fig. 1: Position finale de l'avion HB-UBI après l'impact.

1.7 Renseignements complémentaires

1.7.1 Circuit carburant

L'avion HB-UBI est doté de deux réservoirs de carburant intégrés dans le longeron tubulaire de chaque aile d'une capacité totale de 24 US gal (90.8 l). Les jauges sont constituées de tubes transparents verticaux munis d'une bille flottante (*fuel float*). Elles sont fixées sur les parois latérales intérieures de la cabine. Le robinet d'essence dispose de quatre positions: *Both Off*, *Left 11 Gal*, *Right 11 Gal* et *Both Off*.

A partir du robinet d'essence, le carburant transite par la pompe à essence auxiliaire électrique *auxiliary electric fuel pump*, avant d'atteindre la pompe mécanique du moteur. Le carburant est ensuite canalisé vers le carburateur.

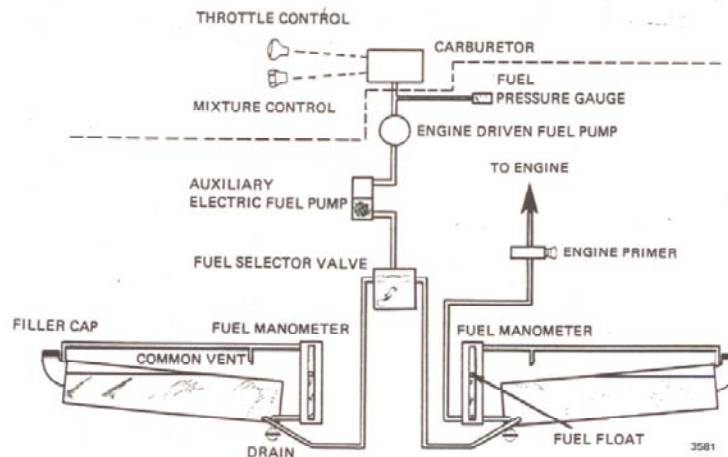


Fig. 2: Schéma du système carburant de l'American AA-1A, HB-UBI.

1.7.2 Liste de vérifications du constructeur

Dans le manuel de vol du constructeur, la *Section II «Operation Checklist and Instructions»*, apporte les précisions suivantes pour la mise en marche du moteur:

1. *Prime engine: 1 – 3 strokes.*
2. *Mixture control: Full Rich.*
3. *Throttle: Closed.*
4. *Carburator heat: ON.*
5. *Master Switch: ON.*
6. *Auxiliary fuel pump ON. Check for operation (Pressure 0.5 to 8 psi), then turn fuel pump OFF.*
7. *Clear propeller.*
8. *Ignition switch: ON BOTH.*
9. *Press starter button.*
10. *Check oil pressure. If no pressure indication in 30 seconds, shut engine down and determine trouble.*
11. *Warm up engine at 800 to 1200 RPM.*

1.7.3 Manuel d'entretien du constructeur

Dans le *«Maintenance Manual»* du constructeur de l'aéronef, le contrôle du filtre de la pompe est prescrit lors des contrôles périodiques de 50 et 100 h. Selon le programme d'inspection *«annual or 100 hour inspection procedure»*, le texte suivant figure au point 14:

«Check fuel pump for proper operation and secure mounting. Pressurize fuel system with electric pump and inspect fuel system and lines for leaks. Check fuel primer for operation and line leaks.»

Le manuel de maintenance du constructeur ne fait pas mention d'un remplacement périodique du joint du couvercle de la pompe à essence auxiliaire.

1.8 Essais et recherches

1.8.1 Vérification du carburant et du circuit carburant

Les résultats de l'examen du carburant ont montré sa conformité.

La tuyauterie du circuit carburant de l'avion a été déposée et examinée. La commande du sélecteur montre des traces de réparation avec de la résine de type Epoxy, elle était correctement installée et ne montrait pas d'anomalie. Les ventilations des réservoirs ne présentaient pas d'obstruction. Les tubes transparents des jauges avaient perdu leur transparence. Les billes flottantes d'indication de niveau étaient difficilement visibles, surtout du côté gauche. Le joint supérieur de la jauge droite était endommagé. Les filtres principaux des réservoirs ont été contrôlés et trouvés sans impureté. Le flexible de sortie du réservoir gauche, reliant le réservoir à la purge gauche était fortement craquelé et présentait une légère fuite.

1.8.2 Constatations sur le moteur et ses accessoires

L'installation du moteur sur l'avion, ses différentes connexions et les accessoires ont été examinés. Une pompe à essence auxiliaire électrique du type *Facet*, p/n 478360 était installée sur la paroi pare-feu. Lors de la vérification du filtre à essence de cette pompe, la partie inférieure a été trouvée anormalement sèche. Au niveau du carburateur, le flotteur était de construction métallique et ne présentait pas d'anomalie. Lors de l'ouverture de la purge du carburateur, environ 1 dl de carburant a été récupéré. Les compressions des cylindres ont été mesurées et correspondent aux normes du constructeur. Lors de l'examen boroscopique des cylindres, un léger dépôt de plomb a été constaté dans les parties chaudes des cylindres. Les bougies inférieures de deux cylindres présentaient une accumulation de plomb plus importante. Toutes les bougies ont fonctionné lors du test. Aucun défaut n'a été constaté lors de l'examen interne de l'échappement.

1.8.3 Essai moteur

Le moteur et la pompe à essence auxiliaire électrique ont ensuite été déposés, puis transportés dans un atelier spécialisé dans le but de les tester sur un banc d'essai. Les constatations sont les suivantes:

«Le moteur a été installé sur le banc d'essai avec sa pompe mécanique ainsi que la pompe électrique de l'avion. Lors de la mise en route du moteur, nous avons constaté une fuite d'essence au niveau du couvercle de fermeture du filtre de la pompe électrique».

Les défauts de la pompe à essence électrique sont relevés au § 1.8.4. *«Après la correction de la fuite d'essence de la pompe électrique, tous les tests moteur effectués sont conformes au manuel du constructeur».*

1.8.4 Défauts de la pompe à essence auxiliaire

La pompe à essence auxiliaire *Facet*, p/n 478360, installée sur l'avion HB-UBI, correspond aux prescriptions du constructeur de l'aéronef. Les raccords et la partie extérieure de la pompe à essence auxiliaire montrent des traces de corrosion. Lors de l'examen de la pompe, l'enquête a permis de constater plusieurs défauts. De l'usure a été remarquée sur le système de verrouillage par rotation du couvercle du filtre, ce qui a pour effet de diminuer la pression sur le joint d'étanchéité. De l'usure et des traces de vieillissement du joint d'étanchéité en matière caoutchoutée ont également été constatés. Le joint d'étanchéité du couvercle n'est pas conforme aux normes du constructeur et n'a pas pu être identifié. L'enquête n'a pas permis de déterminer à quel moment le joint de la pompe a été remplacé. En comparaison avec les dimensions d'un joint neuf p/n 479136 préconisé par le constructeur, il manque 3,3 mm sur le diamètre extérieur et 0,3 mm sur l'épaisseur.



Fig. 3: Pompe à essence électrique du HB-UBI.



Fig. 4: Joint défectueux et non-conforme.



Fig. 5: Joint conforme selon le constructeur, p/n 479136.

1.8.5 Test de la pompe à essence auxiliaire

La pompe à essence auxiliaire a été placée sur un banc d'essai afin d'effectuer les tests de comparaison de pression et de débit avec une pompe neuve. Le problème de la fuite a été corrigé avant ce test.

<i>Test fuel pump</i>	<i>New fuel pump</i>	<i>HB-UBI fuel pump</i>
<i>P/N</i>	<i>478360^F</i>	<i>478360</i>
<i>Leaks test</i>	<i>OK</i>	<i>OK</i>
<i>Max. PSI @ no flow</i>	<i>4 PSI</i>	<i>1 PSI</i>
<i>Max. flow</i>	<i>185 PPH (30 USG/Hr.)</i>	<i>125 PPH (20.83 USG/Hr.)</i>
<i>PSI @ max. flow</i>	<i>0 PSI</i>	<i>0 PSI</i>

Ce test a permis de constater que les valeurs de débit et de pression de la pompe en cause sont nettement inférieures à celles d'une pompe neuve.

1.8.6 Conclusions de l'expertise technique du moteur

«(...) la pompe à essence électrique ne fonctionne pas correctement. Lors de la mise en route du moteur au banc d'essai, nous avons constaté une fuite d'essence sur la pompe électrique. Cette fuite d'essence pourrait provoquer un manque d'alimentation en essence du moteur et donc provoquer un mauvais fonctionnement de celui-ci.»

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

2.1.1 Généralités

Le pilote n'a pas observé d'anomalie dans le fonctionnement du moteur lors des essais au sol et de la phase initiale de décollage.

2.1.2 Examen de la pompe à essence auxiliaire

L'examen de la pompe à essence auxiliaire a mis en évidence un déficit d'entretien.

2.1.3 Perte de puissance

Comme le démontre l'expertise du moteur, la perte de puissance est probablement due à une alimentation insuffisante en carburant.

Du fait que le moteur n'a pas été mis en marche durant un mois, l'essence qui se trouvait normalement dans le filtre de la pompe à essence auxiliaire après le dernier vol s'est probablement évaporée en raison du mauvais état du joint et du couvercle du filtre. Ceci pourrait expliquer le dessèchement du joint. Il est probable que la fuite existait depuis un certain temps déjà. Lors du vol du 24 mai 2010, le pilote a expérimenté une brève baisse de régime dont l'origine provient vraisemblablement de ce défaut d'alimentation.

2.2 Aspects opérationnels et humains

2.2.1 Déroulement du vol

Au moment de la perte de puissance, l'avion se trouvait à faible hauteur au niveau du seuil de la piste 23. Dans un premier temps, le pilote a rapidement modifié sa trajectoire vers la droite de manière à s'aménager de l'espace sur la gauche pour un virage d'évitement. En effet une rangée d'arbres se présentait devant lui et son franchissement n'était plus assuré. Constatant que la puissance du moteur fluctuait, le pilote a judicieusement opté pour un virage à gauche de manière à rester au-dessus d'un sol dégagé d'obstacle. Au terme de ce virage, il a dû se résoudre à un atterrissage d'urgence sur le champ qui se présentait devant lui. Le fait d'avoir gardé le contrôle de l'avion jusqu'au sol lui a permis de se sortir de cette situation à haut risque avec un minimum de blessures.

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Aspects techniques

- L'aéronef était admis à la circulation pour le vol selon les règles de vol à vue VFR.
- Le dernier contrôle de 100 h a été effectué le 26 octobre 2009 à 2392:29 h TSN.
- L'avion n'avait pas volé entre le 29 mai 2010 et le 29 juin 2010, jour de l'accident.
- Lors du décollage, le moteur a fonctionné normalement jusqu'à une hauteur estimée entre 30 et 50 mètres, soit à la verticale du seuil de piste 23.
- L'enquête n'a pas mis en évidence de défaillance du moteur ayant pu provoquer la perte de puissance.
- Le type de la pompe à essence électrique *Facet*, p/n 478360, installée sur l'avion HB-UBI, correspond aux prescriptions du constructeur de l'aéronef.
- La pompe à essence électrique manquait de débit et de pression.
- Le joint d'étanchéité du filtre à essence de la pompe électrique n'était pas conforme aux prescriptions du constructeur de l'aéronef.

3.1.2 Aspect opérationnels

- Les documents fournis indiquent que le pilote était titulaire d'une licence adéquate.
- Aucun élément n'indique qu'il était affecté dans son état de santé au moment de l'accident.
- Au moment de l'accident, les valeurs de masse et de centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites par le constructeur.
- La quantité de carburant embarquée était suffisante pour effectuer le vol projeté.

3.1.3 Environnement

- Les conditions météorologiques n'ont pas joué de rôle prédominant dans cet accident.

3.2 Cause

L'accident est dû à une forte décélération lors d'un atterrissage d'urgence consécutif à une perte de puissance du moteur vraisemblablement imputable à un défaut d'alimentation en carburant.

Payerne, le 22 septembre 2011

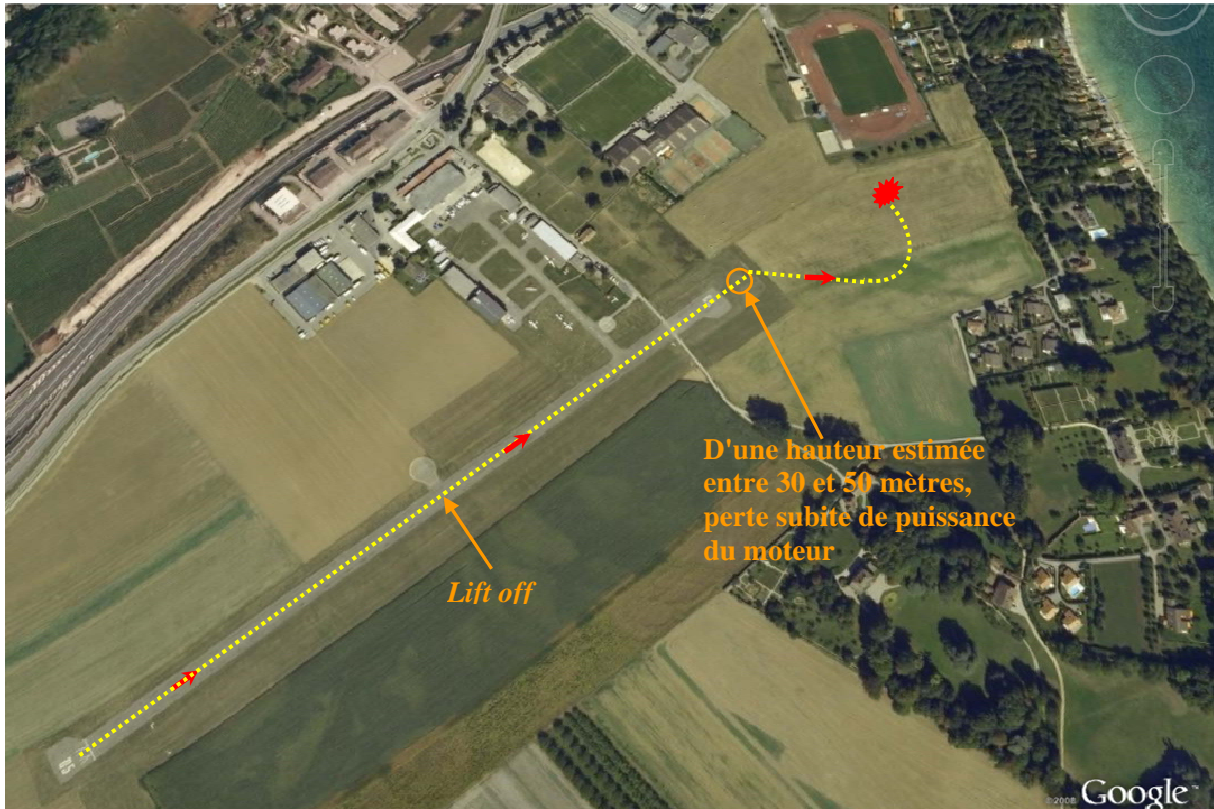
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation

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/incident grave.

Conformément à l'art. 3.1 de la 10^{ème} édition de l'annexe 13, applicable dès le 18 novembre 2010, 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.

Annexe 1



Tracé du décollage de l'avion HB-UBI sur l'aérodrome de Neuchâtel (LSGN) et lieu de l'impact.