



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Schweizerische Unfalluntersuchungsstelle SUST
Service d'enquête suisse sur les accidents SESA
Servizio d'inchiesta svizzero sugli infortuni SISI
Swiss Accident Investigation Board SAIB

Domaine aviation

Rapport final no. 2141 du Service d'enquête suisse sur les accidents SESA

de l'accident de l'avion bimoteur,
Raytheon Aircraft Corporation, BE 95-B55,
HB-GDS

survenu le 11 février 2011

au lieu-dit Forcletta,
commune d'Anniviers/VS

Ursachen

Der Unfall ist auf eine Kollision mit dem Gelände infolge eines Kontrollverlusts, der wahrscheinlich durch einen Verlust der Sichtreferenzen im Gebirge verursacht wurde, zurückzuführen.

Zum Unfall beigetragen hat eine den Wetterbedingungen unangepasste Flugtaktik.

Remarques générales sur le présent rapport

Le présent rapport relate les conclusions du Service d'enquête suisse sur les accidents (SESA) sur les circonstances et les causes de cet accident.

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 universelle coordonnée (*universal time coordinated* – UTC). Au moment de l'accident, l'heure normale valable pour le territoire suisse (*local time* – LT) correspondait à l'heure de l'Europe centrale (*central european time* – CET).

La relation entre LT, CET et UTC est: $LT = CET = UTC + 1 \text{ h.}$

Table des matières

Introduction.....	6
Enquête.....	6
Synopsis.....	6
Causes	6
Recommandations de sécurité.....	6
1 Renseignements de base.....	7
1.1 Déroulement du vol	7
1.1.1 Généralités	7
1.1.2 Faits antécédents	7
1.1.3 Le vol de l'accident	7
1.1.4 Lieu de l'accident.....	9
1.2 Personnes blessées	9
1.2.1 Personnes blessées	9
1.2.2 Nationalité des occupants	9
1.3 Dommages à l'aéronef	9
1.4 Autres dommages	9
1.5 Renseignements sur le personnel	10
1.5.1 Pilote/Commandant	10
1.5.1.1 Expérience de vol, approches et atterrissages	10
1.6 Renseignements sur l'aéronef	11
1.6.1 Renseignements généraux.....	11
1.6.2 Charges emportées	12
1.7 Renseignements météorologiques	13
1.7.1 Généralités	13
1.7.2 Situation météorologique générale.....	13
1.7.3 Temps, nuages, visibilité	13
1.7.4 Situation météorologique sur les lieux et à l'heure de l'accident.....	13
1.7.5 Informations astronomiques	13
1.7.6 Informations météorologiques d'aérodrome.....	13
1.7.7 Prévisions	14
1.7.8 Avertissements sur les dangers météorologiques de vol.....	14
1.7.9 Conditions météorologiques selon webcam.....	14
1.8 Aides à la navigation	16
1.9 Communications	16
1.10 Renseignements sur l'aérodrome.....	16
1.11 Enregistreurs de bord	16
1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact.....	16
1.12.1 Lieu d'occurrence	16
1.12.2 Renseignements sur l'impact	16
1.12.3 Renseignements sur l'épave	17
1.13 Renseignements médicaux et pathologiques.....	18
1.14 Incendie	18
1.15 Questions de survie	18
1.15.1 Généralités	18
1.15.2 Opérations de recherche et de sauvetage	18

1.16	Essais et recherches	18
1.16.1	Inspection des moteurs	18
1.16.2	Analyse du carburant.....	18
1.16.3	GPS Mode Terrain.....	18
1.16.4	Expertise des instruments de bord	19
1.17	Renseignements en matière d'organisation et de gestion	19
1.18	Renseignements supplémentaires	19
1.18.1	Communiqué de sécurité.....	19
1.19	Techniques d'investigation utiles ou efficaces	20
1.19.1	Données radar	20
1.19.1.1	Trajectoire	20
1.19.1.2	Précisions des données et des valeurs calculées.....	20
2	Analyse	21
2.1	Aspects techniques	21
2.1.1	Généralités	21
2.1.2	Analyse de la cellule, des moteurs et des instruments	21
2.2	Facteurs opérationnels	21
3	Conclusions	22
3.1	Faits établis	22
3.1.1	Aspects techniques	22
3.1.2	Aspects humains	22
3.1.3	Déroulement du vol	22
3.1.4	Conditions cadres.....	22
3.2	Causes	22
	Annexes	23

Rapport final

Introduction

Propriétaire	Groupe de privés
Exploitant	Groupe de privés
Constructeur	Raytheon Aircraft Corporation / Beechcraft
Type d'aéronef	BE 95-B55
Pays d'immatriculation	Suisse
Immatriculation	HB-GDS
Lieu	Forcletta, commune d'Anniviers/VS
Date et heure	11 février 2011, 10:47 UTC

Enquête

L'accident s'est produit à 10:47 UTC. Le Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation (BEAA) a ouvert une enquête le 11 février 2011 à environ 15:30 UTC en collaboration avec la police cantonale valaisanne.

Le BEAA a notifié l'accident aux USA et à la France, qui ont nommé chacun un représentant accrédité.

Le rapport final est publié par le Service d'enquête suisse sur les accidents (SESA).

Synopsis

Le vendredi 11 février 2011, l'avion BE 95-B55, immatriculé HB-GDS, décolle de Lausanne à 10:18 UTC avec 5 occupants à bord pour un vol sur les Alpes à destination de Sion. A 10:55 UTC, le RCC (*Rescue Coordination Center* – centre de coordination des secours) de Zurich reçoit un signal du système COSPAS/SARSAT émanant du HB-GDS. Après vérification qu'il ne s'est pas posé à Sion, le service SAR est engagé au moyen de plusieurs hélicoptères. L'épave est localisée à 12:38 UTC sur une crête du val d'Anniviers à 2900 m/M.

Tous les occupants sont mortellement blessés et l'aéronef est détruit.

L'accident provoque une légère pollution due au carburant s'écoulant des réservoirs endommagés.

Causes

L'accident est dû à une collision avec le relief consécutive à une perte de contrôle vraisemblablement provoquée par une perte de références visuelles en milieu montagneux.

Une tactique de vol inadaptée aux conditions météorologiques a contribué à l'accident.

Recommandations de sécurité

Le présent rapport ne met en évidence aucun déficit de sécurité.

1 Renseignements de base

1.1 Déroulement du vol

1.1.1 Généralités

La description des faits antécédents et du déroulement du vol repose sur les données radar fournies par Skyguide, sur les photos prises par les passagers, sur les notes du pilote retrouvées dans l'avion et sur les clichés des webcam de l'aérodrome de Lausanne-La Blécherette et de St-Luc Tignousa.

Le pilote, assis sur le siège avant gauche, était aux commandes de l'aéronef. Le passager occupant le siège avant droit n'avait aucune formation aéronautique.

Le vol s'est déroulé selon les règles de vol à vue (VFR) en exploitation privée.

1.1.2 Faits antécédents

L'avion HB-GDS étant basé sur l'aéroport de Genève, le pilote a obtenu le 9 février 2011 des autorisations de départ et d'arrivée pour la date du 11 février 2011. Il avait initialement prévu d'emmener ses passagers, qu'il connaissait par l'intermédiaire d'un ami commun, pour un vol sur les Alpes depuis Lausanne à destination de Samedan, puis de les ramener à Lausanne. Le 10 février 2011, il a préparé électroniquement un plan de vol d'exploitation et a imprimé la carte COTSENA (carte reproduisant les zones de tirs des forces aériennes et de l'armée) valable pour le lendemain.

Le jour de l'accident, à 05:30 UTC, le pilote a consulté les prévisions météorologiques régionales sur internet en utilisant le système Homebriefing de Skyguide. Il a changé d'itinéraire et a décidé de s'arrêter à Sion, puis d'amener ses passagers à Genève.

Le pilote s'est rendu à Genève en voiture; l'avion HB-GDS a décollé de la piste 23 à 08:41 UTC puis s'est posé à Lausanne à 09:06 UTC. Après l'atterrissage, le pilote a parké son avion près de la colonne de carburant et, en accord avec l'avitailleur, a rajouté lui-même 165 litres d'AVGAS 100LL dans les réservoirs. Il a ensuite repositionné l'avion sur le parking et s'est dirigé vers l'aérogare pour accueillir ses quatre passagers.

1.1.3 Le vol de l'accident

A 10:18 UTC, l'avion HB-GDS décolle de la piste 18 de l'aérodrome de Lausanne-La Blécherette, longe la rive nord du Lac Léman puis remonte la Vallée du Rhône. Vers Martigny, le pilote suit l'axe du Rhône en se décalant au sud et survole les montagnes de la chaîne sud des Alpes (cf. annexe 1).

Au sud de Sion, la trajectoire est maintenue au cap de 060 pendant plus de 4 minutes et le transpondeur transmet un niveau de vol FL 122, ce qui correspond à une altitude vraie d'environ 12 300 pieds.

En traversant le Val d'Anniviers et à l'approche de la pointe de la Forcletta, qui culmine à 3076 m/M, soit 10 100 ft AMSL, le pilote débute un large virage vers la droite en maintenant l'altitude et en diminuant légèrement sa vitesse (voir figures 1 et 2). A 10:46:21 UTC (point A), l'altitude de l'avion diminue avec un taux proche de 2000 ft/min et le virage se resserre.

Quinze secondes plus tard, (point B, 10:46:36 UTC), le rayon de virage diminue encore et l'appareil passe en vol de montée avec une pente très importante pour atteindre une altitude maximum de 13 000 ft (point C, 10:46:51 UTC). Entre les points B et C, 1350 pieds sont franchis en 15 secondes, ce qui représente un taux de montée moyen de 5400 ft/min.

Durant les vingt secondes après le point C, la direction de vol change peu et l'altitude diminue d'environ 1000 pieds, ce qui représente un taux de descente de 3000 ft/min. La vitesse sol est faible.

Entre le dernier contact radar et le lieu de l'accident (figures 1 et 2, tracé bleu), la perte d'altitude représente une chute de quasi-verticale de 1970 pieds.

L'avion s'écrase sur une crête du Val d'Anniviers. Tous les occupants sont mortellement blessés et l'aéronef est détruit.

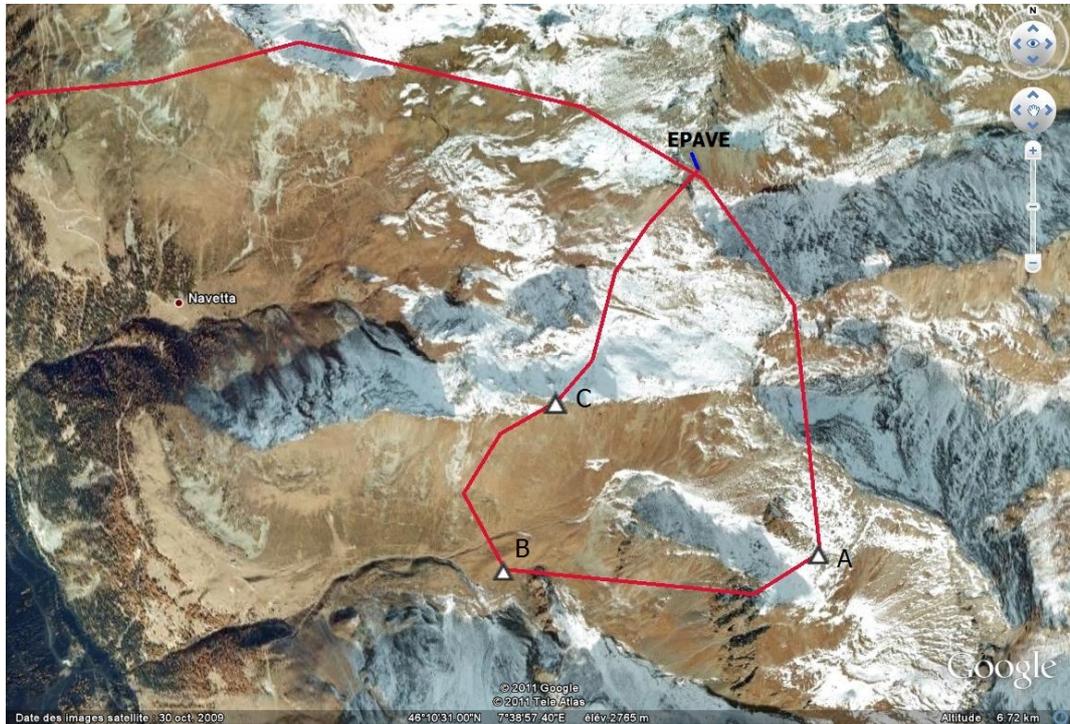


Figure 1: Vue en plan des deux dernières minutes de vol et points caractéristiques

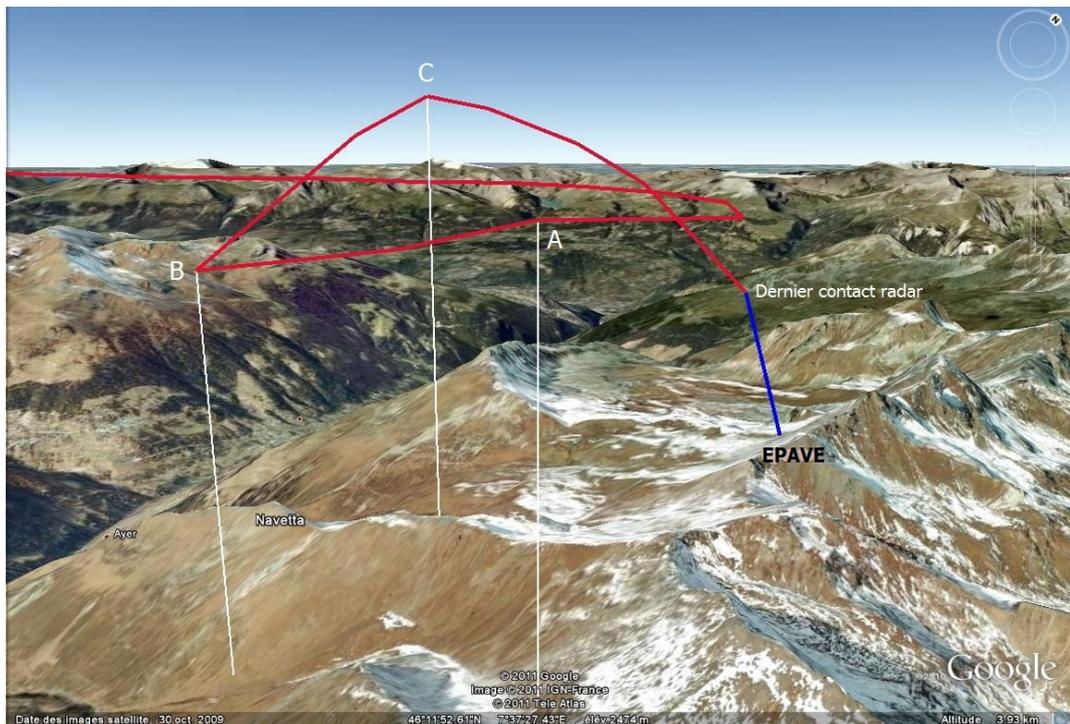


Figure 2: Vue de profil des deux dernières minutes de vol et points caractéristiques

1.1.4 Lieu de l'accident

Site	Forcletta, commune d'Anniviers/VS Environ 25 km à l'est sud-est de Sion
Date et heure	11 février 2011, 10:47 UTC
Conditions d'éclairage naturel	Jour
Coordonnées	616 895 / 114 670 (Swiss Grid 1903) N 46° 10' 59" / E 007° 39' 26" (WGS 84)
Altitude	2900 m/M 9515 ft AMSL
Situation	Crête de montagne partiellement enneigée
Carte topographique de la Suisse	Feuille no. 1307, Vissoie, échelle 1:25 000

1.2 Personnes blessées

1.2.1 Personnes blessées

Blessures	Membres d'équipage	Passagers	Nombre total de personnes à bord	Autres personnes
Mortelles	1	4	5	0
Graves	0	0	0	0
Légères	0	0	0	0
Aucune	0	0	0	Sans objet
Total	1	4	5	0

1.2.2 Nationalité des occupants

L'équipage était composé d'un seul pilote de nationalité française.

Les 4 passagers étaient de nationalité française.

1.3 Dommages à l'aéronef

L'avion a été détruit.

1.4 Autres dommages

L'accident a provoqué une légère pollution due à des fuites d'hydrocarbures.

1.5 Renseignements sur le personnel

1.5.1 Pilote/Commandant

Personne	Citoyen français, né en 1953
Licence	Pilote privé PPL(A) (<i>private pilot licence</i>) selon JAR, établie la première fois par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC) le 12 septembre 2002
Qualifications	Classe (<i>single engine piston</i> – SEP), valable jusqu'au 23 août 2012 Classe (<i>multi engine piston</i> – MEP), valable jusqu'au 19 juillet 2011 Compétence de langue: anglais (niveau 4), valable jusqu'au 19 juillet 2013 Vol aux instruments IR (A), valable jusqu'au 19 juillet 2011 Vol de nuit NIT(A)
Certificat médical	Classe 2, sans restriction, valable jusqu'au 12 avril 2011
Dernière visite médicale	12 avril 2010
Début de la formation aéronautique	2002

1.5.1.1 Expérience de vol, approches et atterrissages

Heures totales	707:08
Dont sur le type en cause	385:35
Pendant les 90 derniers jours	01:05
Dont sur le type en cause	01:05
Durant les dernières 24 h	01:05
Dont sur le type en cause	01:05
Expérience totale VFR	378:00
Dont sur le type en cause	56:27
En tant que commandant	605:30
Nombre total d'atterrissages	618
Dont sur le type en cause	298
Nombre d'atterrissages au cours des 90 derniers jours	1
Dont sur le type en cause	1

1.6 Renseignements sur l'aéronef

1.6.1 Renseignements généraux

Immatriculation	HB-GDS
Type d'aéronef	BE 95-B55
Caractéristiques	Bimoteur à pistons de 6 places, structure métallique, à ailes basses avec train d'atterrissage escamotable à roue de poue
Constructeur	Raytheon Aircraft Corporation / Beechcraft
Année de construction	1965
N° de série	TC-850
Propriétaire	Groupe privé
Exploitant	Groupe privé
Moteurs	Teledyne Continental Motors, type IO-470-L, 6 cylindres opposés: puissance: 260 hp (194 kW) à 2625 RPM, no. de série 272848-R (moteur droit) no. de série 272847-R (moteur gauche)
Hélices	McCauley 2AF34C55-NO bipale métallique à pas variable: no. de série 701559 (hélice droite) no. de série 701049 (hélice gauche)
Heures d'exploitation	Cellule: 4965:57 h (TSN - <i>Time Since New</i>) Moteurs gauche et droit: 1076:24 h (TSN) Hélices gauche et droite: 3497:56 h (TSN) 285:05 h (TSO - <i>Time Since Overhaul</i>)
Equipements	Instrumentation IFR
Nombre d'atterrissages	4084
Masse maximale autorisée	5000 lb (2268 kg) au décollage
Masse et centre de gravité	La masse de l'avion estimée au moment du décollage: 4673 lb (2120 kg) au moment de l'accident: 4583 lb (2079 kg) La masse et le centre de gravité étaient dans les limites prescrites par le manuel de vol de l'aéronef (<i>aircraft flight manual – AFM</i>) Au moment de l'accident, le centre de gravité se trouvait dans le tiers arrière de la plage autorisée

Entretien	Dernier contrôle périodique moteurs et cellule (100 heures) effectué le 13 août 2010 à 4873:58 h TSN Dernier contrôle périodique moteurs (50 heures) effectué le 14 octobre 2010 à 1039:47 h TSN
Limitations techniques	Aucune
Types de carburant autorisés	Essence aviation AVGAS 100LL
Type de carburant utilisé lors du vol de l'accident	Essence aviation AVGAS 100LL
Réserve de carburant	Selon la quantité estimée de carburant emportée (voir 1.6.2), la réserve de carburant était suffisante
Certificat d'immatriculation	Etabli par l'OFAC le 19 avril 2007, Nr. 4
Certificat de navigabilité	Etabli par l'OFAC le 19 avril 2007
Certificat d'examen de navigabilité	Date de délivrance: 3 mai 2010 Date d'expiration: 18 mai 2011
Champ d'utilisation	Exploitation privée
Catégorie	VFR de jour/ VFR de nuit / IFR catégorie I / B-RNAV (RNP 5)

1.6.2 Charges emportées

Le pilote a ajouté 165 litres (43.6 US gal) de carburant avant son départ de l'aérodrome de Lausanne-La Blécherette, complétant sans doute les deux réservoirs principaux. Après l'accident, environ 20 litres (5.3 US gal) ont été retrouvés dans le réservoir auxiliaire droit qui était déformé mais sans fuite. La quantité totale de carburant au départ de Lausanne a donc été estimée à 318 litres (84 US gal), correspondant au plein complet des réservoirs principaux, plus 40 litres dans les réservoirs auxiliaires. Le calcul de la quantité de carburant disponible à l'atterrissage à Lausanne (considérant le carburant ajouté depuis le dernier plein complet, les heures de vol effectuées et la consommation moyenne) confirme cette hypothèse.

Une estimation réaliste du poids des occupants a été retrouvée dans les notes du pilote, mais pas le calcul complet déterminant la masse et le centrage.

1.7 Renseignements météorologiques

1.7.1 Généralités

Les informations contenues dans les chap. 1.7.2 à 1.7.8 ont été fournies par MétéoSuisse.

Les informations contenues dans le chap. 1.7.9 sont basées sur des enregistrements de webcam.

1.7.2 Situation météorologique générale

Bien qu'influençant toujours le temps sur nos régions, l'anticyclone s'est affaibli quelque peu, il a laissé passer quelques nuages élevés associés à une perturbation traversant l'Allemagne.

1.7.3 Temps, nuages, visibilité

Ouest, Valais et Grisons:

Clair ou légèrement nuageux. Brume sur le plateau réduisant la visibilité à 2-5 km, sinon supérieure à 8 km.

1.7.4 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>4-5/8, base autour 12 000 ft AMSL</i>	
<i>Temps</i>	<i>-</i>	
<i>Visibilité</i>	<i>plus de 50 km</i>	
<i>Vent</i>	<i>Ouest-sud-ouest 7 kt 10 kt avec des pointes à 15 kt</i>	
<i>Température / point de rosée</i>	<i>-03°C / -08°C</i>	
<i>Pression atmosphérique</i>	<i>QNH LSGG 1020 hPa, QNH LSZH 1019 hPa, QNH LSZA 1020 hPa</i>	
<i>Dangers</i>	<i>Faibles turbulences orographiques possibles</i>	

1.7.5 Informations astronomiques

Position du soleil *Azimut: 164°* *Angle: 28°*

Conditions d'éclairage naturel *Jour*

1.7.6 Informations météorologiques d'aérodrome

Les observations d'aérodrome (METAR) valables 3 minutes après l'heure de l'accident sur l'aérodrome le plus proche étaient les suivantes:

LSGS 111050Z 10004KT 9999 SCT110 08/M06 Q 1021 NOSIG=

En texte clair cela signifie:

Le 11 février 2011, peu avant la diffusion de l'observation météorologique d'aérodrome de 10:50 UTC, les conditions météorologiques suivantes ont été observées sur l'aérodrome Sion:

Vent	De 100° à 4 kt
Visibilité météorologique	Supérieure ou égale à 10 km
Nuages	3-4/8 à 11 000 ft au dessus de l'aérodrome
Température	8 °C
Point de rosée	-6°C
Pression atmosphérique	1021 hPa, pression réduite au niveau de la mer, calculée avec les valeurs de l'atmosphère standard de l'OACI
Tendance	Pas de changements significatifs

1.7.7 Prévisions

Au moment de l'accident les prévisions d'aérodrome (*terminal aerodrome forecast – TAF*) suivantes étaient valables:

LSGS 110825Z 1109/1118 VRB03KT CAVOK=

En texte clair cela signifie:

Pour l'aérodrome de Sion, le 11 février 2011, les prévisions météorologiques établies à 08:25 UTC valables entre 09:00 UTC et 18:00 UTC étaient les suivantes:

Vent	Variable en direction, à 3 kt
Visibilité météorologique	Supérieure ou égale à 10 km
Nuages	Pas de nuage ayant une base située en dessous de 16 000 ft/AGL

1.7.8 Avertissements sur les dangers météorologiques de vol

Aucun danger météorologique n'a été annoncé.

1.7.9 Conditions météorologiques selon webcam

La figure 3 a été enregistrée par une webcam placée à 2169 mètres au dessus du village de St-Luc, à environ six kilomètres au nord ouest de la pointe de Forcletta. Elle montre les conditions météorologiques régnant 7 minutes avant l'accident, dans la région où l'avion a effectué son dernier virage.

L'image prise par cette webcam à 11:00 UTC, soit 13 minutes après l'accident, ne montre pas d'évolution significative de la couverture nuageuse.



Figure 3: Webcam de St-Luc Tignousa 10:40 UTC

- | | |
|--------------------------------------|---------------------------------------|
| 1. Hôtel Weisshorn, 2337 m, 7667 ft | 2. Crête de Barneuza, 2725 m, 8940 ft |
| 3. Grand Cornier, 3961 m, 12 995 ft, | 4. Pigne de la Lé, 3396 m, 11 141 ft |
| 5. Vers la pointe de Forcletta | |

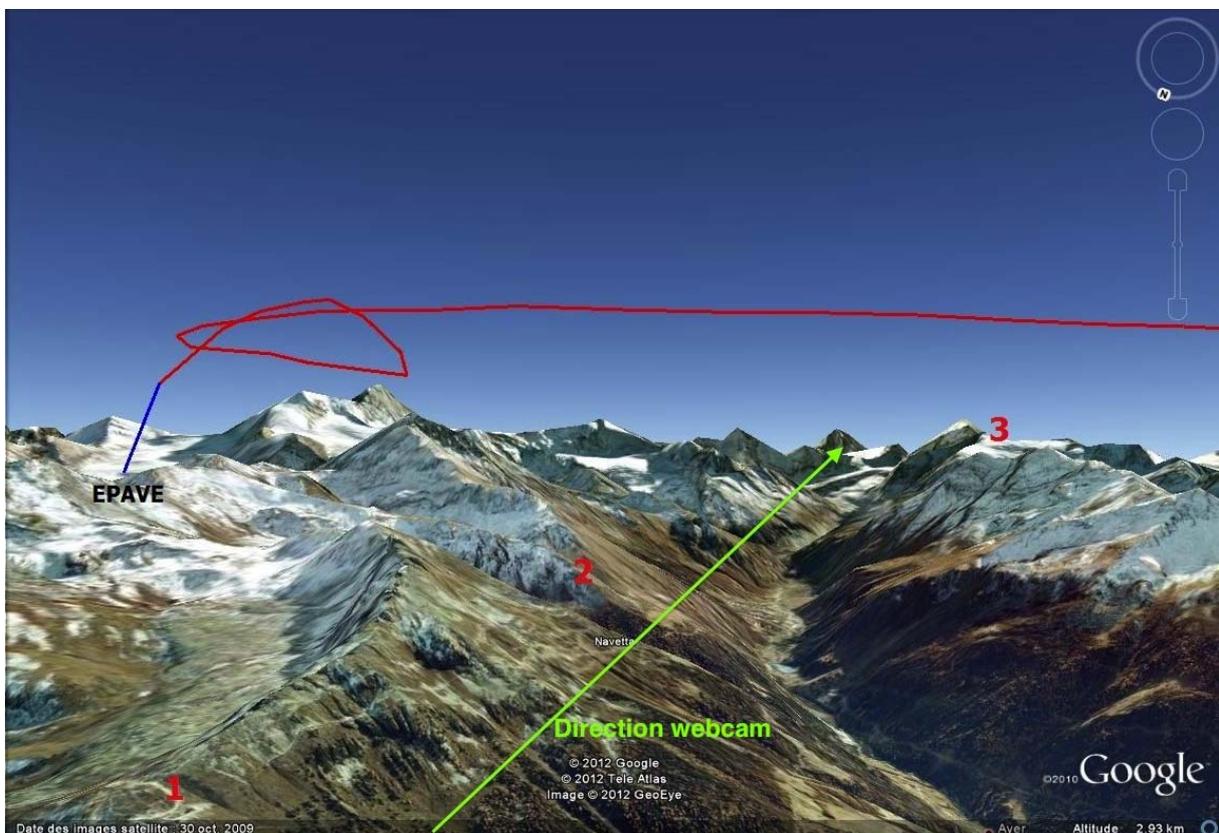


Figure 4: Direction de la webcam de St-Luc Tignousa par rapport à la trajectoire du HB-GDS

1.8 Aides à la navigation

Sans objet.

1.9 Communications

Au moment de l'accident, le pilote n'était pas en communication radio avec un service de la navigation aérienne.

1.10 Renseignements sur l'aérodrome

Sans objet.

1.11 Enregistreurs de bord

Pas installés, ni prescrits.

1.12 Renseignements sur l'épave et sur l'impact

1.12.1 Lieu d'occurrence

L'aéronef s'est immobilisé sur une crête à 2900 m d'altitude, à une distance d'environ 400 mètres au sud du sommet de la Pointe de la Forcletta (ou Hirsihorn) qui culmine à 3076 m. Le sol était partiellement recouvert de neige.

1.12.2 Renseignements sur l'impact

Tous les éléments majeurs de l'avion sont restés solidaires et les débris mineurs sont restés dans un périmètre proche de l'épave.

Aucune trace d'impact préalable ou de glissade n'a été relevée.

L'avion s'est immobilisé au cap nord nord-est.



Figure 5: Position finale du HB-GDS

1.12.3 Renseignements sur l'épave

Sur l'épave, les constats suivants ont été faits:

Le fuselage a été déformé sur son axe longitudinal, pliant le côté droit des renforts transversaux du plancher de la cabine vers l'arrière et recourbant tout le fuselage vers la droite. Le dessus du fuselage a été arraché sur tout l'avant de la cabine. Le cockpit et le nez de l'appareil ont été aplatis sous l'effet du choc. L'empennage est resté relativement intact.

L'aile droite s'est déplacée vers l'arrière et présente de nombreuses déformations. A l'implanture, la partie avant de la voilure a été déchirée et sa partie arrière a été plissée et repliée vers le fuselage. Les tôles de la partie inférieure de l'aile ont été enfoncées verticalement et présentent très peu de traces de frottement. L'arrière de l'aile a été déformé par un rocher qui a défoncé le bord de fuite et replié l'extrémité du longeron vers l'avant. Le volet de courbure a été arraché. Le moteur droit a pivoté de plus de 30 degrés vers la droite, sectionnant trois de ses supports et déformant la paroi pare-feu. L'hélice a été arrachée avec le cône, sectionnant le vilebrequin au niveau de sa sortie du bloc moteur. L'hélice et son cône étaient positionnés à l'avant du nez de l'avion. Les deux pales ont été pliées, l'une vers l'avant et l'autre vers l'arrière et elles ont été fortement entaillées.

L'aile gauche a été déplacée vers l'avant, déformant le longeron et déchirant la partie supérieure de la voilure à plusieurs endroits. Les tôles de la partie inférieure de l'aile ont été enfoncées verticalement et présentent très peu de traces de frottement. Le réservoir d'essence principal a été éventré par le poids du carburant projeté vers l'avant sous l'effet du choc, déchirant la tôle recouvrant le bord d'attaque. Le volet de courbure a été repoussé vers l'arrière au contact du sol. La partie horizontale du tube pitot a été repliée contre sa partie verticale, qui a elle-même été repliée vers l'arrière. L'une des pales de l'hélice a été sectionnée, l'autre arrachée. Cette dernière a été très déformée, pliée vers l'avant et fortement entaillée. Elle était placée quelques mètres en avant et à gauche du moteur.

Le train d'atterrissage était rentré. La position des actuateurs des volets de courbure indique qu'ils étaient rentrés. Les compensateurs de profondeur, de direction et de gauchissement ont tous été retrouvés dans une position proche du neutre. La garniture du plafond était entremêlée entre les leviers des gaz, des hélices et de mélange. Le sélecteur de carburant était positionné sur les réservoirs principaux.

Un examen visuel des raccords d'ailerons, des tiges d'accouplement, des leviers de renvoi, des câbles de traction et des tendeurs ainsi que des poulies de guidage n'a fourni aucun indice de défaut préalable.

Les ceintures de sécurité ont été utilisées et ont résisté aux contraintes, à l'exception de celle du passager avant qui s'est déchirée, permettant le déplacement de celui-ci vers la place avant gauche. Le pilote et son siège ont été éjectés et se sont immobilisés sur l'aile gauche, au-delà de la nacelle moteur. Le passager occupant la place droite de la deuxième rangée a été projeté avec son siège vers l'arrière, entre l'aile droite et l'empennage. Les autres occupants ont été retrouvés à l'intérieur de la cabine.

1.13 Renseignements médicaux et pathologiques

Le pilote et le passager occupant la place avant droite ont été soumis à une autopsie.

Les examens toxicologiques n'ont révélé aucune trace d'alcool, de psychotropes ou de médicaments ni chez le pilote, ni chez le passager.

Parmi les lésions traumatiques constatées chez le pilote, l'autopsie a pu mettre en évidence une luxation bilatérale des os du carpe. Celle-ci témoigne d'un choc contre les deux mains, probablement dû au fait que le pilote tenait les commandes de vol au moment de l'impact.

1.14 Incendie

Aucun incendie ne s'est déclaré.

1.15 Questions de survie

1.15.1 Généralités

Les occupants ne pouvaient pas survivre à l'accident.

1.15.2 Opérations de recherche et de sauvetage

L'avion était équipé d'une balise de détresse (*emergency location beacon aircraft* – ELBA) qui a permis la localisation de l'épave.

Le signal a été relevé à 10:52 UTC par des avions de ligne survolant la région. A 10:55 UTC, le système COSPAS SARSAT a confirmé l'immatriculation HB-GDS.

Un hélicoptère du SAR (*Search And Rescue*) a repéré l'épave à 12:38 UTC.

1.16 Essais et recherches

1.16.1 Inspection des moteurs

Une inspection complète des moteurs n'a révélé aucune défectuosité ayant pu empêcher leur fonctionnement et le développement normal de puissance.

Parmi les nombreuses constatations, les indications suivantes ont été relevées sur les deux moteurs: les parties principales du système d'injection ainsi que des commandes de gaz étaient intacts. Les volets papillon étaient ouverts. Le vile-brequin du moteur droit présentait une déformation vers le haut provenant de l'impact.

1.16.2 Analyse du carburant

L'analyse d'un échantillon du carburant retrouvé dans le réservoir auxiliaire droit n'a révélé aucune anomalie.

1.16.3 GPS Mode Terrain

L'aéronef était équipé d'un GPS Garmin de type GNS 430 qui incluait un mode d'alerte en cas d'obstacle situé 1000 pieds en dessous de la trajectoire de vol. Au vu de l'altitude à laquelle le HB-GDS évoluait, il est improbable qu'une alerte ait incité le pilote aux manœuvres extrêmes des deux dernières minutes de vol.

Cet instrument n'enregistre pas la trajectoire de vol.

1.16.4 Expertise des instruments de bord

Les résultats d'expertise des instruments de vol révèlent les informations suivantes:

L'analyse de l'indicateur de vitesse n'a révélé aucune trace permettant de déterminer la vitesse indiquée lors du choc.

L'aiguille du variomètre a percuté la face arrière de l'instrument en trois endroits. Le premier et le plus violent a eu lieu alors que l'aiguille indiquait un taux de descente de 4000 pieds par minute, soit la valeur maximale de l'indicateur. Les deux autres impacts ont eu lieu alors que l'aiguille n'était plus fixée sur son axe.

Les traces relevées sur les différents composants de l'horizon artificiel montrent que lors du choc principal l'avion avait environ 10 degrés d'inclinaison sur l'axe de roulis vers la gauche et une attitude d'environ 25 degrés en descente (*nose down*).

L'indicateur de situation horizontale (*Horizontal Situation Indicator – HSI*) s'est bloqué lorsqu'il indiquait un cap de 245°. Le drapeau avertisseur de cap (*Heading flag*) était vraisemblablement en mouvement lors du choc principal. L'index de cap (*heading bug*) était sélectionné au cap 200°. Le sélecteur de route (*course selector*) était établi à 045°, ce qui correspond à la trajectoire de l'ILS (*Instrument Landing System – système d'approche aux instruments*) de la piste 05 de l'aéroport de Genève dont la fréquence était sélectionnée.

Les compte-tours des moteurs indiquaient tous deux une rotation de 2200 tours/minute, ce qui correspond à une valeur normale utilisée en croisière.

La pression d'admission indiquée pour les deux moteurs lors de l'impact était proche de 34 pouces de mercure. Les moteurs étant atmosphériques, ces valeurs se situent au-delà du domaine d'utilisation; il est possible que le choc de l'accident ait causé une surpression dans le système d'admission.

Aucune lampe n'était allumée sur le panneau d'annonce de l'autopilote.

1.17 Renseignements en matière d'organisation et de gestion

L'avion HB-GDS avait été acheté par un groupe de privés en 2006 et était basé à Genève.

1.18 Renseignements supplémentaires

1.18.1 Communiqué de sécurité

En mars 2006, le constructeur du BE 95-B55 a réédité un communiqué de sécurité concernant les vrilles qui énoncent: «...*it is possible for multi-engine airplanes to enter a spin from which the airplane will not recover.*» Traduction: «...il est possible pour les avions multi moteurs d'entrer dans une vrille de laquelle l'avion ne ressortira pas.» Fin de traduction.

Le communiqué rappelle que pour qu'une vrille se développe il faut que l'avion soit en décrochage et qu'il subisse une dissymétrie sur son axe de lacet. Cette dissymétrie peut être causée par une action sur le palonnier ou les ailerons, une puissance différentielle sur les moteurs, par traction dissymétrique des pales (*p factor*) ou une combinaison de ces forces.

La technique décrite par le manuel de vol et répétée dans le communiqué de sécurité pour sortir d'une vrille est la suivante: mettre immédiatement le manche en avant, actionner complètement le palonnier inverse au sens de la rotation et réduire la puissance des deux moteurs au ralenti.

Selon les tests exécutés pour la publication du communiqué, le constructeur confirme plusieurs faits, dont le suivant: «*Failure to lower the nose and retard power*

immediately when a stall is encountered – and especially, allowing power to remain on during spin entry or in a developed spin – tends to raise the nose (increase the angle of attack) and result in a spin from which recovery is far more difficult and sometimes impossible.» Traduction: «Le fait de ne pas baisser le nez et de réduire immédiatement la puissance quand un décrochage est atteint – et surtout, laisser de la puissance pendant l'entrée en vrille ou au stade développé de la vrille – tend à relever le nez (augmentant l'angle d'attaque) et résulte en une vrille dont le rétablissement est beaucoup plus difficile et parfois impossible.»
Fin de traduction.

Une copie de ce communiqué de sécurité a été retrouvée parmi les papiers de bord.

1.19 Techniques d'investigation utiles ou efficaces

1.19.1 Données radar

Les paramètres du vol de l'avion HB-GDS reçus et traités par les stations radar de La Dôle (Jura vaudois – Suisse) et Grand-Ballon (massif des Vosges – France) entre 10:35:25 et 10:47:16 UTC ont été répertoriés dans un fichier mis à la disposition du BEAA. Ils ont été enregistrés à la cadence des 5 secondes que met chaque antenne pour effectuer un tour complet et pour chaque point de détections les données suivantes sont entre autres disponibles: les coordonnées géographiques; le niveau de vol (obtenu par transmission descendantes du transpondeur mode S) et la vitesse sol (calculée par le tracker du radar, basée sur la position et le timing des plots).

Ces données ont permis de restituer la trajectoire de vol et d'en calculer les taux de montée/descente ainsi que les pentes qui en découlent. La détermination de la vitesse propre au moment des évolutions qui ont conduit à l'accident, mène à des imprécisions importantes et seuls les ordres de grandeur ont été considérés.

1.19.1.1 Trajectoire

La trajectoire de l'avion HB-GDS a été visualisée en traitant pour chaque radar les données du fichier puis en utilisant un outil du programme informatique Google Earth. Les résultats obtenus pour la station de La Dôle sont les plus précis, car à l'endroit de l'accident, la couverture radar y est meilleure et exploitable jusqu'au niveau de vol FL 113.5.

1.19.1.2 Précisions des données et des valeurs calculées

La précision des données concernant le niveau de vol est de 25 ft.

Les vitesses sol sont calculées par le tracker du radar. Il n'existe pas de données relatives à la précision de ces vitesses mais l'expérience montre qu'elle est inférieure à 5 kt pour les vols stabilisés et qu'elle se dégrade dans le cas d'évolutions.

La trajectoire construite à partir des données du radar de La Dôle est entachée d'erreurs de mesures (portée: 25-30 m, azimuth: 0.040°) et systématique (biais), du même ordre de grandeur. La superposition de ces deux erreurs ajoutée à celle importante à la limite de visibilité du radar peut conduire à une erreur de position de 50 à 100 mètres.

Un calcul de propagation d'erreurs permet de déterminer la précision des valeurs calculées des taux de montée/descente à 600 ft/min.

2 Analyse

2.1 Aspects techniques

2.1.1 Généralités

L'enquête n'a révélé aucune défectuosité ayant pu contribuer ou provoquer l'accident.

2.1.2 Analyse de la cellule, des moteurs et des instruments

Les déformations des pales des hélices indiquent que lors de l'impact les moteurs fournissaient pleine puissance. Ceci est confirmé par la position des volets papillon des systèmes d'injection qui ont été retrouvés ouverts et par les indications des compte-tours des moteurs révélant une rotation de 2200 tours/minute.

La concentration de tous les éléments de l'avion sur une surface réduite et l'absence de trace de glissade ou de collision préalable contre le relief démontrent un choc avec une composante horizontale de vitesse pratiquement nulle.

Les déformations subies par le fuselage, les ailes et certains éléments des moteurs témoignent d'une faible inclinaison de l'appareil lors du choc. Ceci est corroboré par l'analyse de l'horizon artificiel révélant un roulis d'environ 10° à gauche et une assiette descendante d'environ 25°.

2.2 Facteurs opérationnels

La préparation du vol était adéquate et la documentation retrouvée dans l'épave était cohérente avec le vol prévu.

Jusqu'au dernier virage, les conditions météorologiques n'ont apparemment pas posé de problème: l'altitude et la trajectoire étaient stables.

Après la traversée du val d'Anniviers la décision d'effectuer un virage à droite pourrait s'expliquer par l'intention de rejoindre le point d'entrée de la CTR de Sion en descendant dans cette vallée. Le rayon initial du virage pourrait correspondre à une trajectoire permettant de s'aligner avec l'axe de la vallée pour y descendre. Cependant une telle trajectoire n'était pas adéquate pour les conditions météorologiques du moment.

Après un demi-tour le virage se resserre brusquement et une descente très nette est initiée. 15 secondes plus tard, l'avion entame un brusque vol de montée et le rayon du virage diminue encore. Ces changements d'altitude brutaux et le taux de virage extrême relèvent probablement d'une tentative infructueuse d'évitement d'une masse nuageuse. Le pilote s'est vraisemblablement retrouvé soudainement en conditions de vol aux instruments et ces manœuvres ont provoqué un décrochage avec de la puissance, conduisant à une perte de contrôle.

Ceci peut être la conséquence d'une désorientation spatiale qui survient souvent lors d'une perte imprévue de références visuelles. Même si le pilote était qualifié pour le vol aux instruments sur cet appareil, une perte soudaine de références visuelles en survolant un relief très accidenté est ressentie comme un danger. Dans une telle situation il est très difficile de récupérer la maîtrise de l'avion.

Les enregistrements de la webcam de St-Luc laissent à penser que l'avion était dans les nuages jusqu'à l'impact.

L'expérience VFR du pilote sur ce type d'avion était inférieure à 60 heures, ce qui peut expliquer un manque d'anticipation et une tactique de vol inappropriée en milieu montagneux.

3 Conclusions

3.1 Faits établis

3.1.1 Aspects techniques

- L'appareil était admis à la circulation VFR/IFR.
- La masse et le centre de gravité se trouvaient dans les limites prescrites par le constructeur de l'avion.
- Le dernier contrôle des 50 heures sur les deux moteurs a été effectué à 1039:47 h TSN, le 14 octobre 2010.
- Le dernier examen de navigabilité de l'aéronef a été effectué par l'OFAC le 3 mai 2010.
- La balise ELBA a permis la localisation de l'épave.
- L'enquête n'a révélé aucune défectuosité ayant pu contribuer ou provoquer l'accident.

3.1.2 Aspects humains

- Les documents fournis indiquent que le pilote était titulaire d'une licence adéquate.
- Aucun élément n'indique qu'il ait été affecté dans son état de santé lors de l'accident.

3.1.3 Déroulement du vol

- Pendant le dernier virage l'altitude a d'abord diminué puis augmenté brusquement alors que le degré d'inclinaison s'est accru.
- Au terme de la montée, la vitesse de l'avion était très faible et un taux de chute important a été observé jusqu'à l'impact.
- Entre le dernier contact radar et le lieu de l'accident, la perte d'altitude représente une chute quasi-verticale de 1970 pieds.

3.1.4 Conditions cadres

Certaines parties du relief étaient dissimulées dans des masses nuageuses.

3.2 Causes

L'accident est dû à une collision avec le relief consécutive à une perte de contrôle vraisemblablement provoquée par une perte de références visuelles en milieu montagneux.

Une tactique de vol inadaptée aux conditions météorologiques a contribué à l'accident.

Payerne, 1^{er} mai 2012

Service d'enquête suisse sur les accidents

Ce rapport final a été approuvé par la direction du Service d'enquête suisse sur les accidents SESA (art. 3 al. 4g de l'Ordonnance sur l'organisation du Service d'enquête suisse sur les accidents du 23 mars 2011).

Berne, 5 juin 2012

Annexes



Annexe 1: Trajectoire des 12 dernières minutes de vol