



Rapport Sommaire

Concernant le présent incident grave, une enquête sommaire a été conduite selon l'article 45 de l'ordonnance du 17 décembre 2014 sur les enquêtes de sécurité en cas d'incident dans le domaine des transports (OEIT), état le 1^{er} février 2015 (RS 742.161). L'objectif du présent rapport est de tirer des leçons de l'incident.

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

Type d'aéronef	DA 40 NG		HB-SGD
Exploitant	Motorfluggruppe Zürich, Postfach, 8058 Zürich		
Propriétaire	Motorfluggruppe Zürich, Postfach, 8058 Zürich		
Pilote	Citoyen Suisse, né en 1981		
Licence	Licence de pilote privé d'avions (<i>Private Pilot Licence Aeroplane – PPL(A)</i>) selon l'Agence de l'Union européenne pour la sécurité aérienne (<i>European Union Aviation Safety Agency – EASA</i>), établie par l'Office fédéral de l'aviation civile (OFAC)		
Heures de vol	total	342:37 h	au cours des 90 derniers jours 12:25 h
	sur le type en cause	12:49 h	au cours des 90 derniers jours 6:17 h
Lieu	Aéroport de Genève (LSGG)		
Cordonnées	---	altitude	---
Date et heure	24 avril 2022, 16h30 (LT ¹ = UTC ² + 2 h)		
Type d'exploitation	Privé		
Règles de vol	Règles de vol à vue (<i>Visual Flight Rules – VFR</i>)		
Lieu de départ	Genève (LSGG)		
Destination	Zurich (LSZH)		
Phase de vol	Décollage et vol de montée		
Nature de l'incident grave	Perte de puissance		
Personnes blessées	Membres d'équipage	Passagers	Autres personnes
Légèrement blessé	0	0	0
Pas blessés	1	0	sans objet
Dommages à l'aéronef	Aucun		
Autres dommages	Aucun		

¹ LT: *Local Time*, l'heure locale

² UTC: *Universal Time Coordinated*, l'heure universelle coordonnée

Renseignements de base

Déroulement de l'incident grave

Vers 16h15, le pilote prépare l'avion immatriculé HB SGD, un Diamond Aircraft DA 40 NG, stationné sur le parking H1 de l'aéroport de Genève, en vue de son vol vers Zurich. Le contrôle prévol effectué conformément à la liste de contrôle, se déroule sans anomalie. La réserve de carburant restante permettait une durée de vol d'environ 4 heures et la quantité d'huile affichée était suffisante.

Le pilote démarre ensuite le moteur du HB-SGD et demande l'autorisation de rouler, qui lui est accordée via les voies de circulation W, Z et Y jusqu'à la baie d'arrêt Y2. Là, le pilote effectue le run-up du moteur sans constater d'irrégularité. A 16h28, le pilote de HB-SGD reçoit l'autorisation de décoller sur la piste 04 de Genève de la part du contrôle de la circulation aérienne. Le pilote pousse alors la manette des gaz à fond et vérifie l'affichage du moteur, qui lui confirme une puissance de 100 %. A une vitesse affichée d'un peu plus de 60 KIAS³, le DA 40 NG décolle et s'élève le long de l'axe de la piste avec une bonne puissance ascensionnelle. Environ 20 secondes après le décollage, le pilote entend un clic qui ressemble au basculement d'un interrupteur et la puissance du moteur chute brusquement à 42 %, la manette des gaz restant inchangée en position avant. Les alertes jaunes (*caution alerts*) "ECU⁴ A FAIL" et "ECU B FAIL" apparaissent sur l'écran de visualisation des paramètres principaux de vol (*Primary Flight Display – PFD*) de l'avion.

La vitesse de vol du HB-SGD diminue immédiatement et le pilote réalise qu'il vole très bas. Il abaisse le nez de l'avion et entame une descente pour effectuer un virage de retour sur la piste 22. Le pilote signale par radio au centre de contrôle du trafic aérien la panne de l'ECU et son intention de retourner à l'aérodrome. Le centre de contrôle de la circulation aérienne a observé depuis la tour de contrôle que de la fumée s'échappe du HB-SGD, raison pour laquelle les pompiers sont dépêchés sur place. Après un demi-tour à basse hauteur, l'avion se pose sans incident à 16h31 sur la piste 22 de Genève (voir figure 1). Grâce à la puissance restante du moteur, le pilote peut quitter la piste et revenir sur la zone de stationnement H1. Lors du contrôle qui a suivi, les pompiers n'ont constaté aucun dégagement de fumée. Le pilote n'a à aucun moment constaté de la fumée, ni dans le cockpit ni à l'extérieur de l'avion.

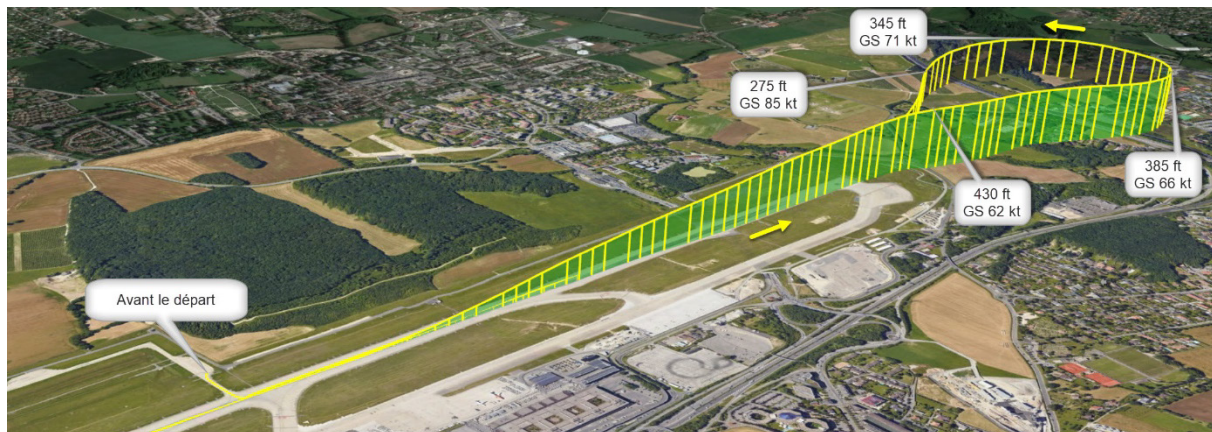


Figure 1 : Trajectoire de l'avion à moteur DA 40 NG, enregistré comme HB-SGD, après le décollage sur la piste 04 à Genève (LSGG) avec indication de la hauteur en pieds au-dessus de l'altitude de l'aérodrome en pieds (ft) et de la vitesse au sol (GS) en nœuds (kt), représentée dans Google-Earth

³ KIAS: *Knots Indicated Air Speed*, vitesse indiquée en nœuds

⁴ ECU: *Engine Control Unit*, unité de contrôle électronique du moteur ; chacune des deux unités redondantes A et B contrôle la pression de suralimentation, la quantité de carburant injectée et la vitesse de l'hélice en fonction de la puissance définie du moteur. L'alerte de précaution (*caution alerts*) "ECU A FAIL" signifie qu'une erreur s'est produite dans l'unité de contrôle du moteur ECU A. L'unité de contrôle du moteur ECU A peut être utilisée pour contrôler le moteur.

Données techniques

Le HB-SGD est équipé d'un moteur de type Austro Engine E4, qui dispose d'une puissance maximale de 123.5 kW et d'un couple de 513 Nm à 2300 RPM⁵ au niveau de la mer et dans des conditions ISA⁶. Ce moteur est un quatre cylindres en ligne à quatre temps, refroidi par eau, avec deux arbres à cames en tête, une injection directe diesel et un turbocompresseur avec refroidissement de l'air de suralimentation, et peut fonctionner avec du carburant diesel ou du kérosène.

La puissance du moteur est contrôlée par une seule manette des gaz via les deux unités de contrôle électroniques du moteur (*Engine Control Unit – ECU*).

L'air d'admission (*intake air*) est comprimé dans un compresseur entraîné par une turbine, puis refroidi dans un refroidisseur d'air de suralimentation (intercooler) et envoyé dans le collecteur d'admission du moteur (*engine air intake manifold*) afin d'augmenter le rendement du moteur. Les gaz d'échappement (*exhaust*) provenant des sorties des cylindres sont collectés et acheminés vers la turbine du turbocompresseur. Après la turbine, les gaz d'échappement sont évacués à l'extérieur via un tuyau d'échappement. La dérivation, qui fait passer les gaz d'échappement excédentaires devant la turbine, est commandée par l'ECU via une vanne d'évacuation (*waste gate*) (voir figure 2).

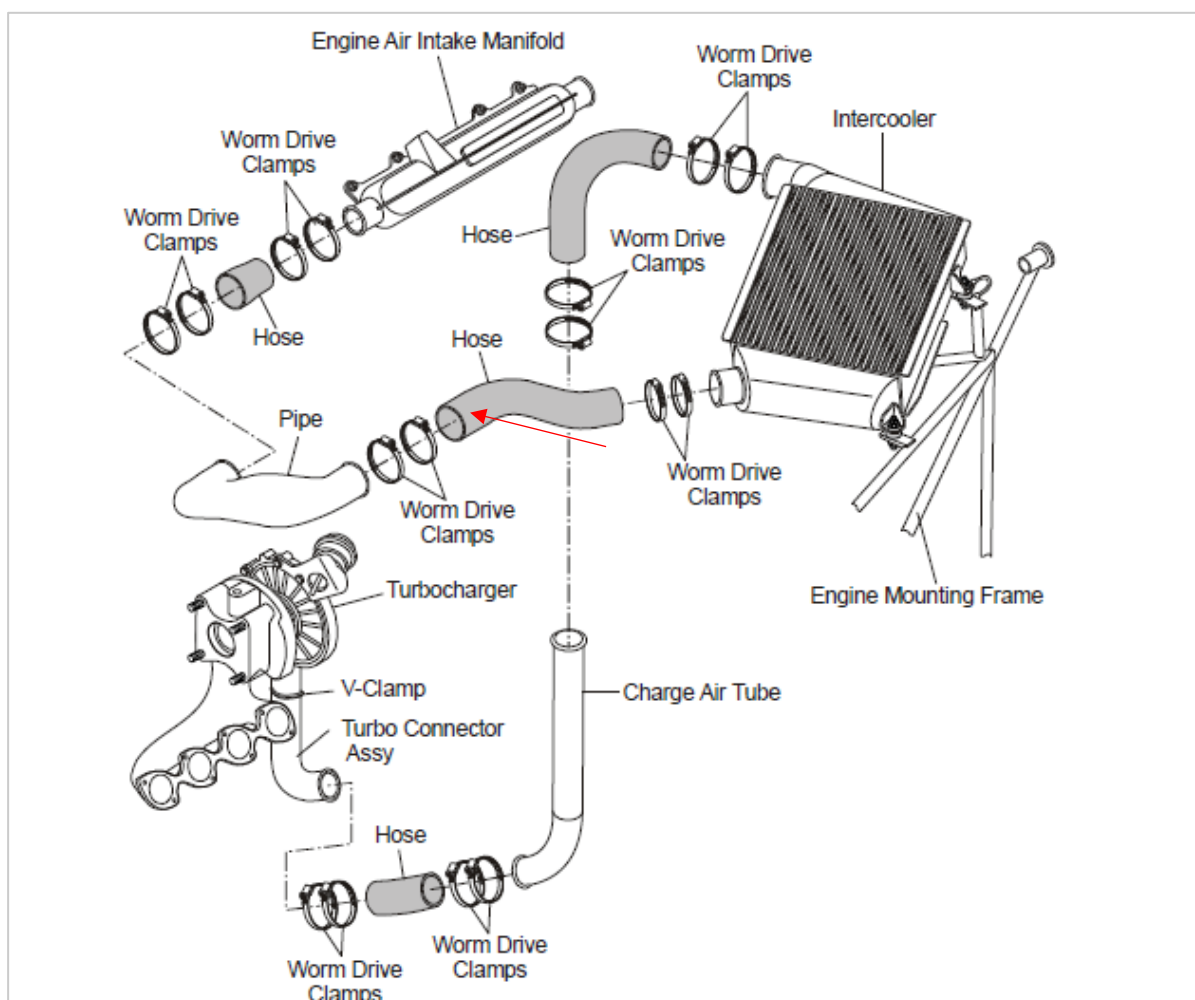


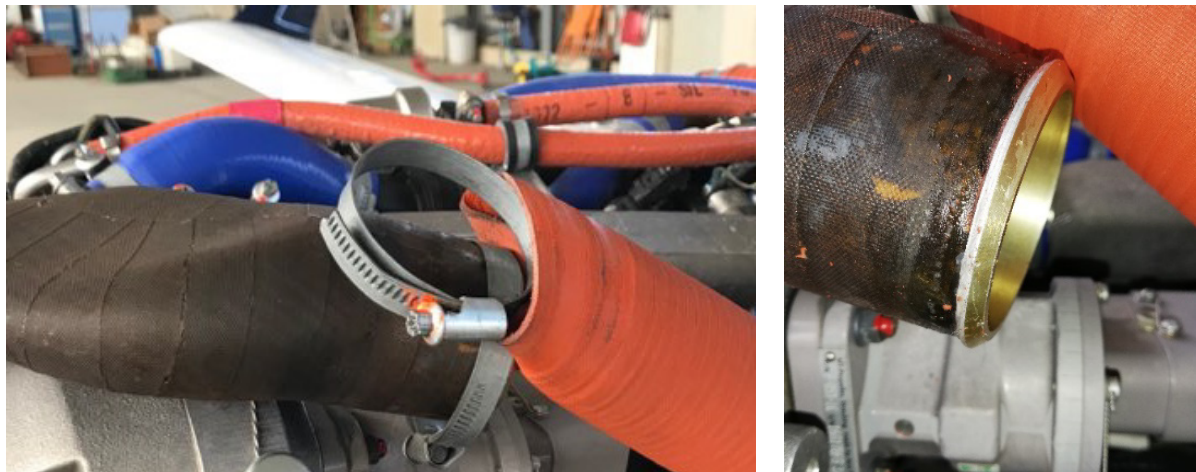
Figure 2 : Représentation schématique du système de turbocompresseur Austro Engine E4 selon le manuel de maintenance des aéronefs (*Aircraft Maintenance Manual – AMM*), avec l'extrémité du tuyau détachée du collecteur d'admission d'air (flèche rouge).

⁵ RPM : *Revolutions Per Minute*, tours par minute

⁶ ISA : *International Standard Atmosphere*

Constatations

Le contrôle visuel sur place a révélé que le tuyau orange (*hose*) (voir figure 2, flèche rouge) entre le refroidisseur d'air de suralimentation et le tuyau d'admission s'était complètement détaché du tuyau (*pipe*). Le tube, le tuyau ainsi que les deux colliers de serrage radiaux à vis sans fin (*radial worm drive clamp*) n'étaient pas endommagés (voir figures 3).



Figures 3 : Tuyau détaché avec les deux colliers de serrage à vis sans fin radiale (*radial worm drive clamp*) après le grave incident (à gauche) ainsi que la surface du tube d'aspiration sur laquelle repose le tuyau à l'état installé (à droite).

Les derniers travaux d'entretien ont été effectués à l'occasion du contrôle des 100 heures, le 17 décembre 2019, avec un total de 2497.2 heures de vol. Selon les indications de l'entreprise de maintenance du groupe de vol à moteur de Zurich, l'hélice a notamment été changée le 14 avril 2020 ; pour cette opération, le tuyau concerné a dû être détaché. Depuis le changement d'hélice, l'avion a été en service pendant environ 10 heures de vol.

Les enregistrements des données du moteur pendant le vol de l'incident ont montré une chute soudaine de la pression de suralimentation.

Les autres exploitants de DA 40 NG en Suisse n'ont pas connu de cas similaires dans le passé, où les colliers de serrage à vis sans fin radiaux s'étaient détachés du tuyau. Même après la publication du [SAND⁷ 2020-001](#), aucun autre incident de ce type n'a été signalé au SESE.

Selon le fabricant, il y a eu au total quatre incidents similaires sur le modèle DA40 D/NG, au cours desquels une défaillance des colliers de serrage à vis sans fin radiaux n'a pas pu être prouvée.

Données météorologiques

La Suisse se trouvait en bordure d'un anticyclone peu profond qui s'étendait de la mer du Nord à la France. Au moment de l'incident grave, le ciel était nuageux avec 1 à 2 huitièmes à 6000 ft et la limite inférieure principale des nuages à 9000 ft au-dessus de l'altitude de référence de l'aérodrome. Le temps était sec et peu venté, avec une température de 21 °C.

Instructions d'installation

Le manuel de maintenance du constructeur aéronautique (voir AMM, section 81-00-00, p. 203) décrit la procédure exacte d'installation de l'intercooler et de tous les tuyaux à l'entrée et à la sortie de celui-ci. Les couples de serrage correspondants (cf. MSA, section 20-70-00, p. 8) doivent être choisis en fonction du diamètre de la vis d'entraînement des colliers de serrage. En outre, selon l'AMM, ceux-ci doivent présenter un décalage radial d'au moins 90 degrés (voir figure 4).

⁷ SAND : *Safety Awareness Notification Data*, des instructions et des recommandations relatives à la sécurité

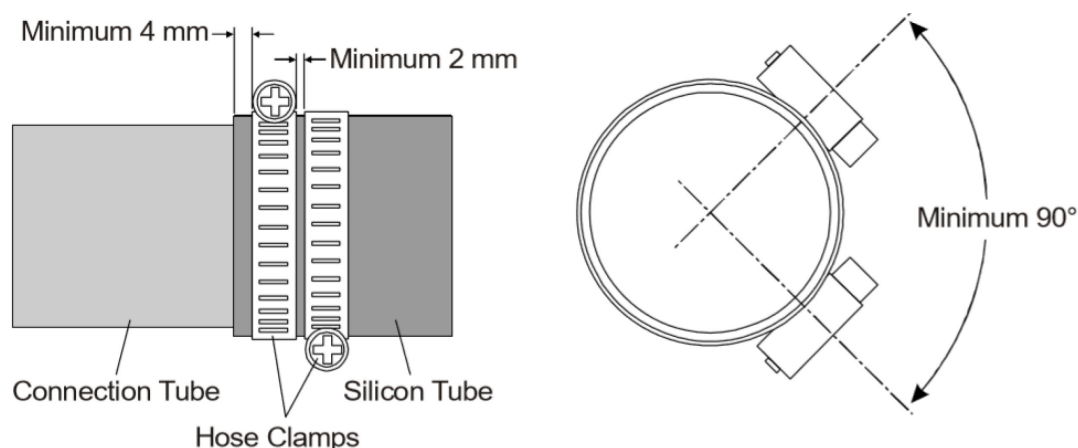


Figure 4 : Installation des colliers de serrage (*hose clamps*) avec un décalage radial d'au moins 90° (source : AMM Rev. 3, 01 Sep 2017, section 20-70-00, p. 7)

Analyse et conclusions

Après le décollage du HB-SGD, le tuyau d'admission du moteur s'est détaché, de sorte que l'air ambiant du compartiment moteur a été amené aux cylindres via le système d'injection, au lieu de l'air comprimé et refroidi du turbocompresseur. La perte de puissance rapide qui en a résulté correspond à la chute brutale de la pression de suralimentation enregistrée dans les données du moteur.

Le fait que le tuyau orange (voir figure 3, à gauche) se soit complètement détaché de la tubulure d'admission s'explique uniquement par le fait que le couple de serrage prescrit pour les deux colliers de serrage radiaux à vis sans fin n'a pas été appliqué ou que les deux colliers de serrage n'ont pas été installés avec un décalage radial d'au moins 90 degrés.

Après une brève analyse de la cause possible de la perte partielle de puissance lors de la montée initiale, le pilote a décidé, à environ 430 ft au-dessus de l'altitude de l'aérodrome, d'amorcer un virage de retour sur la piste 22. Une situation similaire s'est produite lors de l'incident grave de l'avion PA-18-181, immatriculé LX-AVA, lorsque le pilote a effectué un virage en épingle à cheveux à environ 250 ft au-dessus du lac de Constance et a atterri sur la piste opposée après une perte de puissance notable due à une perte de compression (cf. [rapport final n° 2384](#)). Même si, dans les deux cas, ce projet a été mis en œuvre avec succès, il convient de rappeler que les virages de retour à proximité du sol comportent des risques élevés. Il n'est pas rare qu'ils se soldent par une perte de contrôle due à une vitesse de décrochage (*stall speed*) inférieure à la normale, qui augmente rapidement avec l'inclinaison de l'avion.

Le contrôleur de la circulation aérienne a offert soutien adéquat au pilote et a agi selon les règles de la sécurité en envoyant les pompiers sur la base de ses observations.

Mesures prises

Le groupe de vol à moteur de Zurich a indiqué que, depuis cet incident grave, un rafraîchissement sur la pose des colliers de serrage avait été effectué dans son entreprise de maintenance. Ceux-ci seraient sécurisés avec un fil d'assurance à l'avenir.

Au vu de ces résultats, le Service suisse d'enquête de sécurité arrive à la conclusion qu'il n'y a pas d'autres résultats à attendre concernant l'incident grave faisant l'objet de la présente enquête qui seraient utiles pour la prévention d'un tel incident. C'est pourquoi, en vertu de l'art. 45 OEIT, le SESE renonce à d'autres actes d'enquête et clôt l'enquête par le présent rapport sommaire.

Berne, 6 juillet 2023

Service suisse d'enquête de sécurité