



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

Schlussbericht Nr. 1941

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Helikopters Eurocopter EC 120 B, HB-ZER

vom 13. August 2003

Gebirgslandeplatz Hotel Steingletscher, Gemeinde Gadmen/BE,

38 km südsüdöstlich von Luzern

Causes

L'accident est dû à une collision de l'hélicoptère avec le sol alors que le pilote, qui consécutivement à un décollage par vent arrière avait perdu la maîtrise de l'aéronef en rotation autour de son axe de lacet, tentait un atterrissage.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Die deutsche Fassung dieses Berichts entspricht dem Original und ist massgebend.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) lautet:

LT = MESZ = UTC + 2 h.

In diesem Bericht wird aus Gründen des Persönlichkeitsschutzes für alle natürlichen Personen unabhängig ihres Geschlechts die männliche Form verwendet.

Schlussbericht

Luftfahrzeug	Eurocopter EC 120 B	HB-ZER
Halter	Heli Gotthard AG, 6472 Erstfeld	
Eigentümer	Heli Gotthard AG, 6472 Erstfeld	
Pilot	Schweizerischer Staatsbürger, Jahrgang 1948	
Ausweis	Führerausweis für Privatpiloten, Helikopter PPL (H), ausgestellt durch das Bundesamt für Zivilluftfahrt (BAZL), gültig bis 6. August 2005 Die Erweiterung für Landungen im Gebirge wurde am 18.05.1998 erworben.	
Flugstunden	insgesamt 232:56 h	während der letzten 90 Tage 9:35 h
	mit dem Unfallmuster 21:30 h	während der letzten 90 Tage 9:35 h
Ort	Gebirgslandeplatz Hotel Steingletscher	
Koordinaten	675 525/176 050	Höhe 6140 ft AMSL 1870 m/M
Datum und Zeit	13. August 2003 um 15:15 Uhr	
Betriebsart	VFR privat	
Flugphase	Start	
Unfallart	Kontrollverlust	

Personenschaden

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	---	---	---
Leicht oder nicht verletzt	1	2	
Schaden am Luftfahrzeug	Zerstört		
Sachschaden Dritter	Keiner		

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte

Der Pilot begann die Umschulung auf das Helikoptermuster Eurocopter EC 120 B am 17. März 2003 und schloss sie am 18. Mai 2003 nach einer Flugzeit von 13:54 h am Doppelsteuer und 0:15 h als verantwortlicher Pilot ab. Daraufhin flog er bis zum 13. August 2003 sowohl 0:59 h am Doppelsteuer als auch 6:22 h als verantwortlicher Pilot mit dem Muster EC 120 B.

Am frühen Nachmittag des 13. August 2003 liess der Pilot den Helikopter EC 120 B, eingetragen als HB-ZER, mit 220 kg Treibstoff betanken. Um 13:15 Uhr startete er mit zwei Passagieren an Bord von Pfaffnau aus Richtung Berner Oberland. Nach einem Rundflug führte er von Westen her einen Anflug auf den Gebirgslandeplatz Hotel Steingletscher aus und landete dort. Anschliessend absolvierte er auf diesem Gebirgslandeplatz übungshalber fünf Abflüge und fünf Anflüge mit je einer Landung. Alle diese Anflüge erfolgten von Westen her, d.h. talaufwärts und der Helikopter wurde jeweils mit dem Bug in Richtung Osten gelandet. Nach der letzten Landung, ungefähr um 14:15 Uhr, legte der Pilot das Triebwerk und die Systeme des Helikopters still. Der Pilot verliess den Helikopter zusammen mit seinen Passagieren um eine Pause einzulegen.

1.2 Flugverlauf

Ungefähr eine Stunde später nahmen die gleichen Insassen wieder in der HB-ZER Platz. Der Pilot setzte das Triebwerk und die Systeme des Helikopters in Betrieb. Der Helikopter stand ungefähr parallel zur Passstrasse und der Bug zeigte Richtung Osten. Gemäss eigenen Angaben bemerkte der Pilot einen leichten Rückenwind.

Nach dem Abheben wurde ein kurzer Schwebeflug zur Überprüfung der Steuerwirkung und der Leistung durchgeführt. Wie der Pilot aussagte, wollte er daraufhin den Helikopter um die Hochachse nach rechts in den Wind drehen, um talabwärts weg zu fliegen.

Zwei Zeugen beobachteten, wie der Helikopter nach dem Abheben auf ungefähr einem Meter Höhe über Boden mit zunehmender Drehrate um die Hochachse nach links zu drehen begann und dabei weiter stieg. Gemäss seiner Aussage drückte der Pilot in dieser Phase das rechte Pedal bis an den Anschlag, ohne dass sich die Drehung merklich verlangsamte. Mit der zyklischen Blattverstellung (*cyclic stick*) versuchte er über der Landestelle zu bleiben und entschied sich schliesslich, den Helikopter durch Senken der kollektiven Blattverstellung (*collective stick*) wieder zu landen. Beim Aufsetzen mit gleichzeitiger Drehung um die Hochachse nach links kippte der Helikopter auf die rechte Seite um und blieb oberhalb einer steil abfallenden Böschung liegen.

Der Pilot wurde leicht verletzt, seine beiden Passagiere blieben unverletzt. Alle Insassen konnten den Helikopter aus eigener Kraft verlassen. Ein Schwelbrand im Triebwerk wurde durch einen Passanten gelöscht. Der Helikopter wurde zerstört.

1.3 Meteorologische Angaben

- Allgemeine Lage¹: „Die Schweiz liegt im Einflussbereich eines schwachen Hochdruckgebietes, das sich über Mitteleuropa ausgebreitet hat. Mit einer nordwestlichen Höhenströmung wird am Nachmittag etwas feuchtere Luft gegen die Alpen geführt. Dadurch bilden sich in den Bergen grössere Quellwolken, aus denen isolierte Gewitter entstehen können.“
- Wetterverhältnisse¹ am Unfallort zum Unfallzeitpunkt: „1-2/8 Cumuluswolken mit Untergrenze auf 9000 ft AMSL, Sicht: um 20 km, Wind aus Richtung Westnordwest mit 5-8 kt Geschwindigkeit, Windspitzen um 12 kt, Temperatur 22 °C“
- Gefahren laut Flugwetterprognose¹ für die Schweiz für Mittwoch 13. August 2003, gültig von 12 bis 18 UTC: „In den Bergen einzelne Gewitter möglich. In den Alpentälern zum Teil böige Talwinde.“
- Gemäss der Beobachtung von Augenzeugen wehte am Unfallort zum Unfallzeitpunkt ein stärkerer Wind aus Richtung Westnordwest und der Windsack beim Landeplatz schloss mit der Vertikalen einen Winkel von 65 bis 70° ein.
- Im Laufe des Nachmittags wurde am Unfallort mehrfach ein Wechsel zwischen Hangauf- und Hangabwind beobachtet.
- Die an diesem Nachmittag vorherrschende Windrichtung war Westnordwest, was einem Hangaufwind entsprach. Die in gewissen Zeitabständen vom Steingletscher in Richtung Unfallort abfliessende Kaltluft bewirkte eine temporäre Winddrehung auf Ost, was einem Hangabwind entsprach.



Bild 1 - Situation wenige Minuten nach dem Unfall: Das Wrack des Helikopters liegt am Rand des Gebirgslandeplatzes. Es weht ein Hangaufwind ungefähr aus Richtung Westen.

¹ Diese Angaben wurden von MeteoSchweiz geliefert.

1.4 Technische Untersuchungen am Luftfahrzeug

Zusammen mit dem Hersteller wurde der Helikopter HB-ZER nach dem Unfall eingehend untersucht. Es zeigte sich, dass sämtliche Brüche und Deformationen an Zelle und Systemen von Kräften herrühren, die beim Umkippen des Helikopters aufgetreten sind. Weiter gibt es keine Hinweise, dass vor dem Unfall Mängel oder Einschränkungen vorhanden waren, welche die Funktion der Steuerorgane oder die Triebwerksleistung hätten beeinträchtigen können. Insbesondere konnte ermittelt werden, dass der Heckrotor bis zum Kontakt mit dem Boden in der Lage war, seine volle Wirksamkeit zu entfalten.

1.5 Sachdienliche Angaben zum Helikoptermuster EC 120 B

Beim Baumuster Eurocopter EC 120 B „Colibri“ handelt es sich um einen Leichthelikopter mit fünf Sitzplätzen und einer höchstzulässigen Abflugmasse von 1715 kg. Der Antrieb erfolgt durch ein Turboméca Arrius 2F Freilauf-Wellentriebwerk mit einer Startleistung von 376 kW, entsprechend 511 PS. Als höchstzulässige Dauerleistung dürfen dem Triebwerk 336 kW, entsprechend 456 PS, entnommen werden. Das Muster EC 120 B verfügt über einen gelenklosen Spheriflex-Hauptrotor, welcher, von oben betrachtet, im Uhrzeigersinn dreht. Der bei einem Helikopter in Heckrotorkonfiguration notwendige Drehmomentausgleich wird durch einen so genannten *Fenestron* erreicht. Als *Fenestron* wird ein gekapselter Heckrotor bezeichnet, der versenkt in den Heckausleger eingebaut ist. Letzterer ist aufgrund dieser Auslegung allgemein etwas grösser ausgeführt als bei Helikoptern mit freiliegendem Heckrotor.

Im Flughandbuch des Baumusters Eurocopter EC 120 B „Colibri“ sind weder Angaben zum Verhalten des Helikopters bei Seiten- und Rückenwind (*demonstrated wind envelope*) noch eine Beschreibung von kritischen Windrichtungen (*critical wind azimuth chart*) vorhanden. Ebenso fehlen Angaben zu den Eigenheiten und zum Verhalten eines mit *Fenestron* ausgerüsteten Helikopters.

Der technische Kundendienst des Herstellers Eurocopter hat aufgrund verschiedener Unfälle am 26. April 2001 das Informationsschreiben *lettre-service No 1518-67-01* an die Kunden gerichtet, in dem er auf die Probleme hinweist, die bei der Beherrschung von Drehungen um die Hochachse eines Helikopters mit im Uhrzeigersinn drehendem Hauptrotor auftreten können. Insbesondere für den Schwebeflug ruft der Hersteller dabei in Erinnerung: *„Eurocopter rappelle que sous certaines conditions (vol stationnaire, vol à très faible vitesse avec faible vent...) un départ en **rotation** à gauche peut amener l'hélicoptère à amorcer un taux de rotation élevé si l'on ne se remet pas très rapidement dans les conditions de position du palonnier adaptée. Dans les conditions de rotation rapide, si le pilote essaye de contrer cette rotation par une position de pied à droite d'intensité correspondant seulement à la position du vol en stationnaire, celle-ci est insuffisante pour amorcer une réelle décélération, élément qui redonnerait alors au pilote ses repères. Dans cette situation une action rapide sur la pédale de droite éventuellement jusqu'à la butée doit être entreprise et maintenue pour arrêter la rotation à gauche. Tout délai dans l'application de cette procédure amènera à allonger le temps de ralentissement de l'appareil. Ce phénomène est NORMAL et ne doit pas laisser de doutes quant aux performances du rotor arrière. Dans tous les cas, l'appareil s'arrêtera.(...)„* (Hervorhebungen im Original).

Dem Piloten des Helikopters HB-ZER waren diese Informationen des Herstellers gemäss seiner Aussage nicht bekannt.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

Es gibt keine Hinweise darauf, dass der Unfall durch technische Mängel oder Leistungseinschränkungen des Helikopters HB-ZER verursacht oder begünstigt wurde.

2.2 Betriebliche Aspekte

Aufgrund der herrschenden Wetterlage war am 13. August 2003 auf dem Gebirgslandeplatz Hotel Steingletscher grundsätzlich mit mässigen Winden aus Richtung West oder Westnordwest zu rechnen. Augenzeugen nahmen jedoch wahr, dass zeitweise ein mässiger Hangabwind aus östlichen Richtungen wehte. Es kann davon ausgegangen werden, dass während der Übungsanflüge kurz vor 14:15 Uhr eine solche Windlage herrschte und der Pilot sich deshalb dem Gebirgslandeplatz von Westen her näherte bzw. den Helikopter mit dem Bug in Richtung Osten landete.

Als der Pilot sich ungefähr eine Stunde später wieder anschickte mit der HB-ZER zu starten, hatte der Wind auf West bis Westnordwest gedreht. Verschiedene Beobachtungen lassen den Schluss zu, dass der Helikopter während des Abhebens ungefähr 10 kt Rückenwind ausgesetzt war. Das Helikoptermuster EC 120 B weist konstruktiv bedingt einen Heckausleger mit relativ grosser vertikaler Fläche auf und ist damit tendenziell empfindlich auf Seiten- oder Rückenwind. Insbesondere bei Rückenwind will sich der Helikopter wie ein Wetterhahn in den Wind drehen. Es ist daher nahe liegend, dass unmittelbar nach dem Abheben, durch den Rückenwind eine Drehbewegung um die Hochachse nach links, d.h. im Gegenuhrzeigersinn ausgelöst wurde. Das Abbremsen einer solchen Drehung erfordert bei Helikoptern mit im Uhrzeigersinn drehendem Hauptrotor eine deutliche Vergrösserung der Heckrotorleistung, da eine Kraft zusätzlich zum Drehmomentausgleich erzeugt werden muss². Um dies zu erreichen, muss das rechte Heckrotorpedal sofort und dezidiert betätigt werden. Geschieht dies nicht oder zu spät, so kann es zu einer Drehung mit zunehmender Drehrate im Gegenuhrzeigersinn kommen. Eine solche Drehung kann erfahrungsgemäss auch mit vollem Steuer Ausschlag erst allmählich gestoppt werden.

Im vorliegenden Fall interpretierte der Pilot die Drehung um die Hochachse nach links als Funktionsstörung des Heckrotors, weil die Betätigung des rechten Pedals keine unmittelbare Wirkung zeigte. Vor diesem Hintergrund ist nachvollziehbar, dass er umgehend versuchte, mit dem Helikopter wieder aufzusetzen. Bei diesem Vorgang muss die Drehung zu einer Seitwärtsbewegung geführt haben, welche den Helikopter schliesslich zum Umkippen brachte.

² Eine Drehung nach rechts, d.h. im Uhrzeigersinn, kann bei solchen Helikoptern viel einfacher gestoppt werden, weil das durch den Hauptrotor auf die Zelle übertragene Drehmoment beim Abbremsen hilft.

2.3 Verbreitung von Informationen des Herstellers

Im Flughandbuch des Baumusters Eurocopter EC 120 B fehlen Angaben zu den oben erwähnten Eigenheiten und zum Verhalten eines mit Fenestron ausgerüsteten Helikopters. Der Hersteller hat zu dieser Thematik bereits am 26.04.2001 ein Informationsschreiben (*lettre-service* no. 1518-67-01) herausgegeben. Dieser *lettre-service* wurde dabei vom technischen Kundendienst an dessen Kunden gerichtet. Wie der Unfall zeigt, ist nicht sichergestellt, dass Piloten genügend über die Eigenheiten eines Helikopters mit *Fenestron* informiert sind.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der Pilot verfügte über die notwendigen Ausweise.
- Es gibt keine Hinweise darauf, dass der Gesundheitszustand des Piloten vor dem Unfall beeinträchtigt war.
- Der Helikopter HB-ZER war zum Verkehr zugelassen.
- Die letzte Hundertstundenkontrolle des Helikopters wurde am 7.8.2003 bei 309:20 Betriebsstunden durchgeführt.
- Im Zeitpunkt des Unfalls wies der Helikopter 326:26 Betriebsstunden auf.
- Die höchstzulässige Abflugmasse des Baumusters EC 120 B beträgt 1715 kg. Im Zeitpunkt des Unfalls betrug die Masse des Helikopters ungefähr 1420 kg und der Schwerpunkt lag innerhalb der vorgeschriebenen Grenzen.
- Auf der Höhe des Gebirgslandeplatzes Hotel Steingletscher und bei der zum Unfallzeitpunkt herrschenden Aussentemperatur war der Helikopter mit einer Masse von ungefähr 1420 kg in der Lage, sowohl im als auch ausserhalb des Bodeneffektes zu schweben. Die höchstzulässige Masse, mit der ein Schwebeflug ausserhalb des Bodeneffekts bei diesen Bedingungen noch möglich gewesen wäre, beträgt 1560 kg.
- Es gibt keinen Hinweis darauf, dass der Unfall durch technische Mängel bzw. Leistungseinschränkungen des Helikopters HB-ZER verursacht oder begünstigt wurde.
- Als der Helikopter auf dem Gebirgslandeplatz Hotel Steingletscher landete, herrschte Hangabwind (Gegenwind), zum Zeitpunkt des Starts wehte ein Hangaufwind (Rückenwind).
- Nach dem Abheben begann sich der Helikopter im Gegenuhrzeigersinn um die Hochachse zu drehen.
- Der Pilot gab an, dass er das rechte Heckrotorpedal bis an den Anschlag betätigt habe, um die Drehung nach links zu stoppen. Diese Massnahme zeigte keine unmittelbare Wirkung.
- Der Pilot versuchte den Helikopter, der sich noch immer um die Hochachse drehte, wieder zu landen.
- Der Hersteller des Helikopters wies seine Kunden in einem Informationsschreiben darauf hin, dass eine durch einen äusseren Einfluss angeregte Drehung um die Hochachse gegen den Drehmomentenausgleich nur durch eine unverzügliche Korrektur mit der Heckrotorsteuerung kontrolliert werden kann. Bleibt eine solche Korrektur aus, so kann die resultierende Drehung selbst mit einem voll gegen die Drehrichtung betätigten Heckrotorpedal nur allmählich wieder beendet werden.

3.2 Ursachen

Der Unfall ist auf einen unkontrollierten Kontakt des Helikopters mit dem Boden zurückzuführen, weil der Pilot nach dem Abheben bei Rückenwind die Kontrolle um die Hochachse verlor und während der resultierenden Drehbewegung eine Landung versuchte.

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlung

4.1.1 Sicherheitsdefizit

Am 13. August 2003 hob ein Pilot mit dem Helikoptermuster Eurocopter EC 120 B auf einem Gebirgslandeplatz bei Rückenwind und grosser Dichtehöhe ab. Dabei verlor er die Kontrolle des Helikopters um die Hochachse. Beim anschliessenden Versuch, den Helikopter während der Drehbewegung zu landen, kippte der Helikopter zur Seite.

Die Untersuchung ergab, dass der Unfall weder durch technische Mängel noch Leistungseinschränkungen des Helikopters verursacht oder begünstigt worden ist.

Es sind verschiedene Unfälle bekannt, bei denen im Schwebeflug bereits bei schwachen Winden eine Drehung um die Hochachse gegen den Drehmomentausgleich nicht genügend schnell kontrolliert oder gestoppt werden konnte, was schliesslich zu einer Kollision mit dem Boden führte.

Im Flughandbuch des Baumusters Eurocopter EC 120 B „Colibri“ sind nur wenige Angaben zum Verhalten des Helikopters bei Seiten- und Rückenwind (*demonstrated wind envelope*) vorhanden.

Im Rahmen der Zulassung des Helikopters nach JAR 27 wurde ein Wind von 17 kt aus allen Richtungen demonstriert. Diese Information ist im Flughandbuch nicht vorhanden.

Ebenso fehlen Angaben zu den Eigenheiten und zum Verhalten eines mit *Fenestron* ausgerüsteten Helikopters.

Der Hersteller des Helikopters hat ein Informationsschreiben *lettre-service no. 1673-67-04* publiziert. Darin werden die Eigenheiten von Helikoptern, deren Hauptrotoren im Uhrzeigersinn drehen, erklärt. In einem Unterkapitel werden die Eigenschaften der verschiedenen Heckrotortypen erklärt.

Wie der Unfall zeigt, ist nicht sichergestellt, dass Piloten genügend über die Eigenheiten eines Helikopters mit *Fenestron* informiert sind.

4.1.2 Sicherheitsempfehlung Nr. 389

Die Europäische Agentur für Flugsicherheit (EASA) soll in Zusammenarbeit mit den nationalen Zivilluftfahrtbehörden sicherstellen, dass die Beschreibung der Eigenschaften und Eigenheiten sowie die Zertifikationslimitationen der verschiedenen Helikoptertypen im Flughandbuch vorhanden sind.

4.2 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Am 4. Februar 2005 hat der technische Kundendienst des Herstellers erneut ein Informationsschreiben *lettre-service no. 1673-67-04* zuhanden der Piloten publiziert. Darin sind unter anderem auch erklärende Angaben zu den Eigenheiten eines Helikopters mit *Fenestron* enthalten (vgl. Anhang 1).

Bern, 24. August 2007

Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalles die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Anhang 1: Lettre service no. 1673-67-04 vom 04.02.2005 von Eurocopter

Service à la Clientèle
Direction Technique Support

13725 Marignane Cedex - France
Tél. +33 (0)4.42.85.85.85 - Fax. +33(0)4.42.85.99.66
Télex HELIC 420506
Télégramme : EUROCOPTER Marignane

Q	G
---	---

Lettre-Service

No. 1673-67-04

Marignane, 04.02.05

To all Pilots,
for all types of helicopters fitted with a tail rotor.

Main rotor rotating clockwise

SUBJECT: Reminder concerning the YAW axis control for all helicopters in some flight conditions

The technical comments in this Service-Letter apply to **main rotors rotating clockwise when seen from above**. For rotors rotating anticlockwise, see Service-Letter No. 1692-67-04.

Ref.: First reminder = S.L. No. 1518-67 dated 26.04.2001



Dear Customer,

The analysis of the causes of severe helicopter incidents or accidents leads EUROCOPTER to issue a few reminders as regards YAW axis control in some flight situations.

1 - BACKGROUND:

Various events which occurred during flight near the ground and at very low speed in light wind conditions on aircraft fitted either with conventional tail rotors or with Fenestrans, took place as follows:

From hover flight at take-off at very low speed, the Pilot initiates a left turn a few meters above the ground by applying yaw pedals towards the neutral position: the aircraft starts its rotation which increases until the Pilot attempts to stop it by applying the RH yaw pedal.

In the various cases which resulted in the loss of yaw axis control, the action applied to the RH yaw pedal was not enough (amplitude/duration) to stop rotation as quickly as the Pilot wished.

As the aircraft continues its rotation, the Pilot generally suspects a (total or partial) tail rotor failure and decides either to climb to gain speed or to get closer to the ground.

In the first case, increasing the collective pitch results in increasing the main rotor torque and consequently further speeds up leftward rotation. This results in the loss of aircraft control.

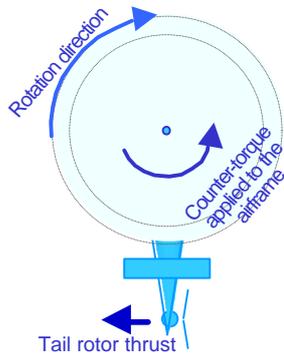
In the second case, sharp decrease in collective pitch can make the aircraft tilt to the side whilst rotating and cause it to touch the ground.

The investigations carried out following such events have never revealed any defect as regards flight controls and tail rotor assembly.

Furthermore, given their altitude and weight conditions the tail rotors were far from their maximum performance limits.

2 – IMPORTANT REMINDERS

AIRCRAFT SEEN FROM ABOVE

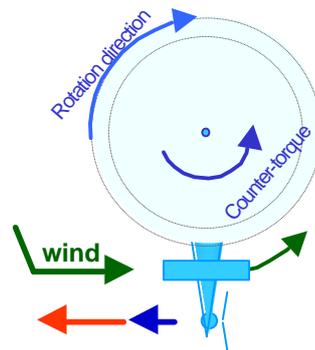


In hover flight or in very low speed flight:

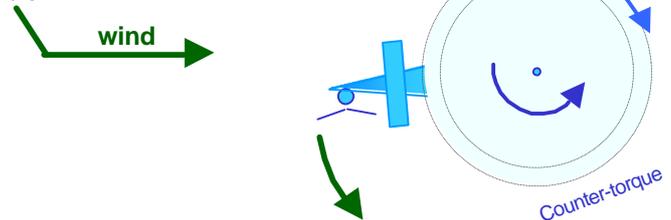
The Pilot counteracts the leftward aircraft rotation by applying RH yaw pedal.

When adding a light unfavourable wind,

never forget that a leftward **rotation** departure can result in the aircraft's initiating a high rotation rate, if no adequate and **additional** action is immediately applied to the yaw pedals.



Remember that a **tail wind** component upon departure would worsen the problem.



In a quick leftward rotation, if the Pilot attempts to counteract this rotation by applying the RH yaw pedal up to a position corresponding to that of hover flight, the aircraft will not decelerate significantly!

In this situation, **immediate action of significant amplitude** applied to the RH yaw pedal must be initiated and **maintained to stop** leftward rotation. **Never hesitate to go up to the RH stop.**

Any delay when applying this correction will result in an increase in rotation speed.

Intentional or accidental initiation of this **rotation phenomenon** can therefore be **physically explained** and is in no way connected to the tail rotor performance; **in all cases, when adequate correction is applied, rotation will stop!**

Finally, it **should also be remembered** that any intentional manoeuvre to **initiate leftward rotation** in hover flight conditions or at very low speed, must be performed through a **moderate action** on the LH yaw pedal!

3 – ADDITIONAL TECHNICAL INFORMATION relative to various tail rotor types

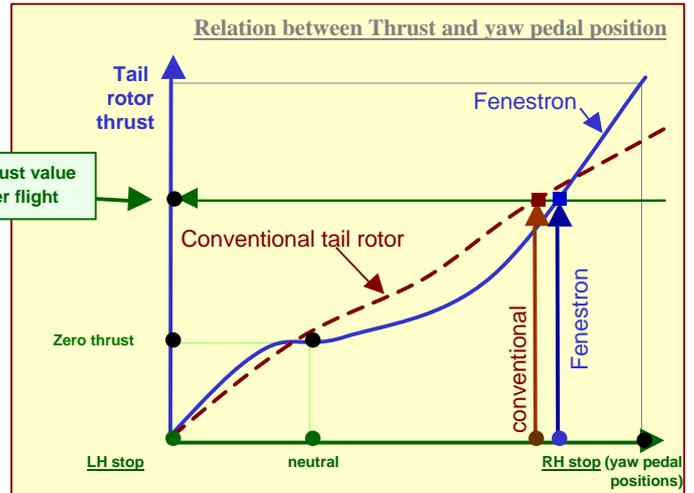
Yaw pedal positions around the hover flight

The « *yaw pedal position / tail rotor thrust* » law curve shape is not the same for a « conventional » rotor and a « Fenestron ».

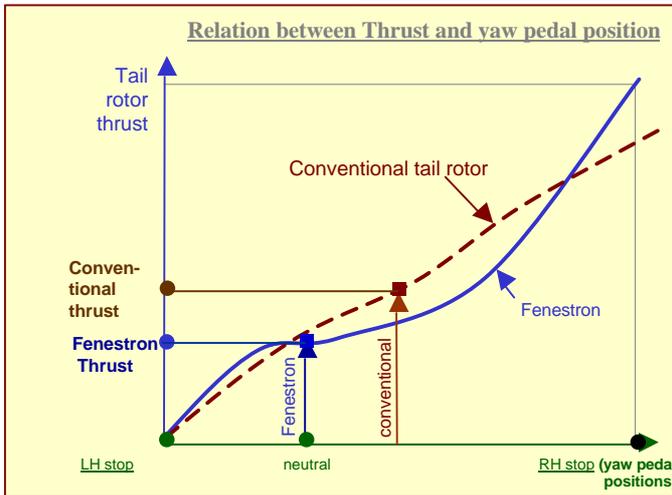
Consequently:

For the same thrust value needed for hover flight, the Fenestron requires a little more action to be applied to the RH yaw pedal.

But in hover flight, the same variation of yaw pedal position will result in **more significant effect** with the Fenestron than with the conventional rotor.



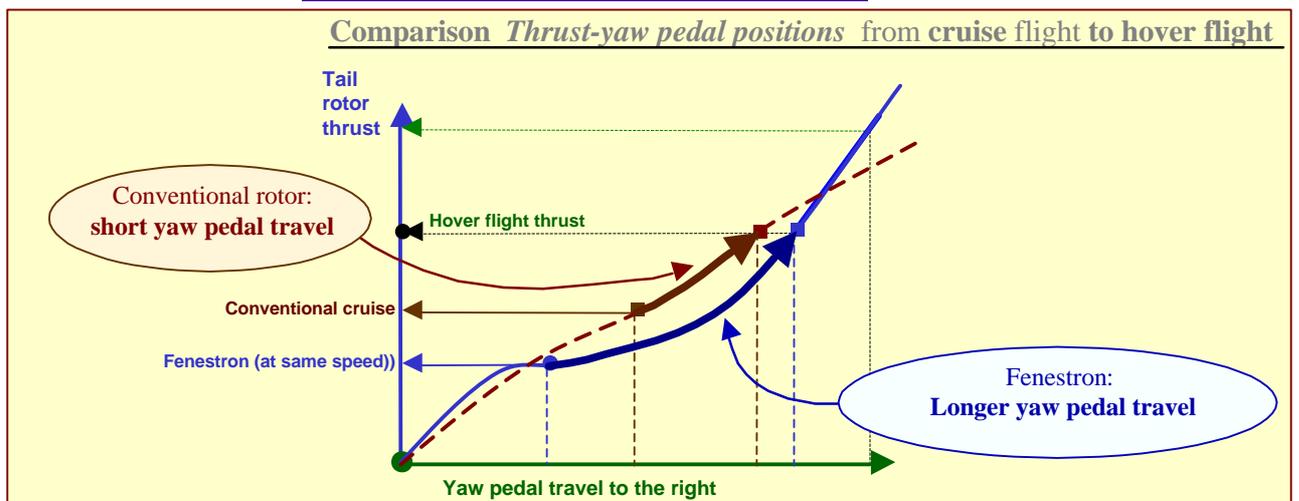
Yaw pedal position in cruise flight



In cruise flight, the **conventional rotor** delivers a thrust which comes in addition to its vertical stabilizer profile effect, so as to maintain zero sideslip.

As regards the **Fenestron**, since the fairing effect is higher due to its large surface, the thrust to be applied by the tail rotor is lower.

Transition from cruise flight to hover flight



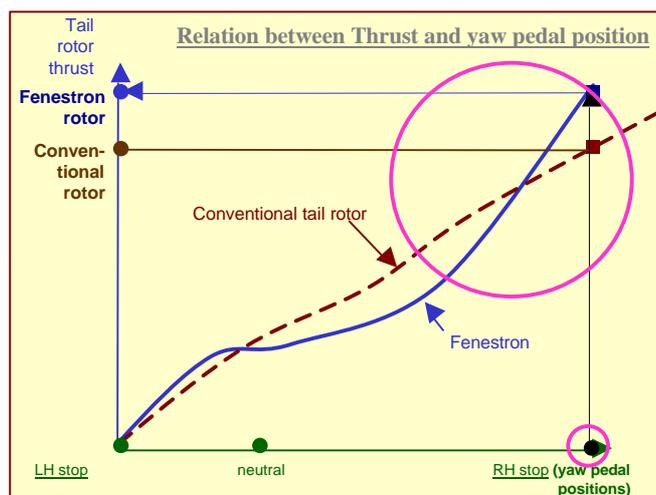
With a Fenestron, when changing from **cruise flight to hover flight**, be prepared for a **significant movement of the foot to the right**.

Insufficient application of pedal would result in a leftward rotation of the aircraft during the transition to hover.

Using maximum thrust

To stop rotation to the left, whether it is intentional or not, never hesitate to go up to the yaw pedal RH stop!

It can be noticed that near the RH stop, the Fenestron efficiency is very high (curve slope).



Conclusion

- 1 – In hover flight or at very low forward flight speed, stopping a quick rotation to the left must be performed by **immediately applying** the RH yaw pedal with a significant and maintained amplitude, regardless of the tail rotor type.
- 2 – In hover flight or at very low speed, intentional initiation of a turn to the left shall always be made by moderate action on the yaw pedals.
- 3 – Wind coming from the left or tail wind increases the aircraft rotation speed.

Yours sincerely,

Technical Support Operations Department
Customer Service

M. SOULHIARD