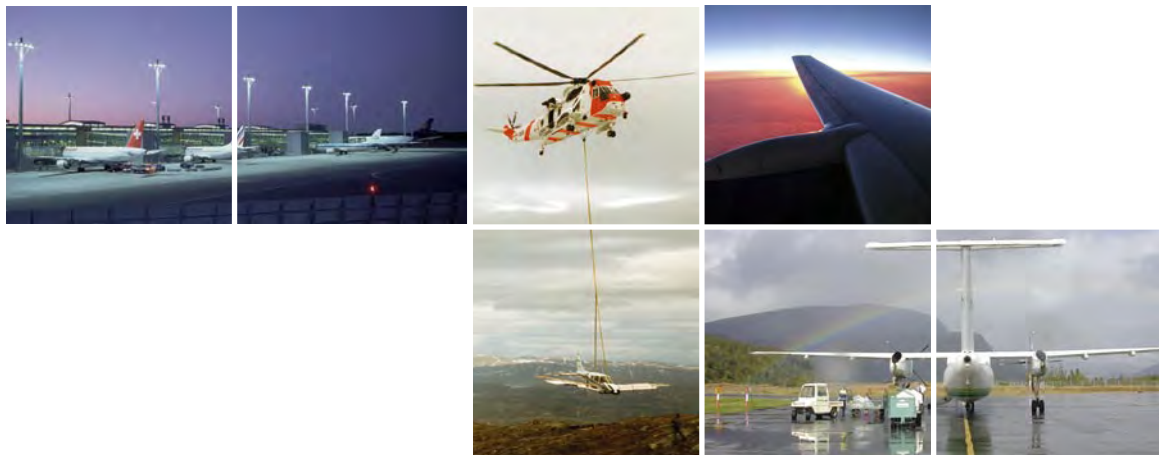


# RAPPORT

SL 2008/18



## RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE PÅ RUDSKOGEN I ØSTFOLD 29. OKTOBER 2007 MED ROBINSON HELICOPTER R44, LN-OCA

*Statens havarikommisjon for transport (SHT) har utarbeidet denne rapporten utelukkende i den hensikt å forbedre flysikkerheten. Formålet med undersøkelsene er å identifisere feil og mangler som kan svekke flysikkerheten, enten de er årsaksfaktorer eller ikke, og fremme tilrådinger. Det er ikke havarikommisjonens oppgave å ta stilling til sivilrettslig eller strafferettslig skyld og ansvar. Bruk av denne rapporten til annet enn forebyggende sikkerhetsarbeid bør unngås.*

## RAPPORT

Statens Havarikommisjon for Transport  
Postboks 213  
2001 Lillestrøm  
Telefon: 63 89 63 00  
Faks: 63 89 63 01  
<http://www.aibn.no>  
E-post: [post@aibn.no](mailto:post@aibn.no)

Avgitt dato: 13.10.2008  
SL Rapport: 2008/18

---

Denne undersøkelsen har hatt et begrenset omfang. Av den grunn har SHT valgt å benytte et forenklet rapportformat. Rapportformat i henhold til retningslinjene gitt i ICAO annex 13 benyttes bare når undersøkelsens omfang gjør dette påkrevd.

---

Alle tidsangivelser i denne rapport er lokal tid (UTC + 1 timer) hvis ikke annet er angitt.

### Luftfartøy:

- Type og reg.: Robinson Helicopter Company R44 Raven I, LN-OCA
- Produksjonsår: 2003
- Motor: Textron Lycoming O-540-F1B5

### Dato og tidspunkt:

Mandag 29. oktober 2007 kl. 1300

### Hendelsessted:

Ved avkjøringen til Rudskogen motorsenter, Rakkestad i Østfold (59°21'32"N 11°16'09"Ø)

### Type hendelse:

Luftfartsulykke, tap av kontroll i hover, kollisjon med tankbil

### Type flyging:

Privat

### Værforhold:

METAR Moss lufthavn Rygge (ENRY) kl. 1320: 20011KT 9999 SCT007 BKN012 11/10 Q1003 TEMPO SCT009

### Lysforhold:

Dagslys

### Flygeforhold:

VMC

### Reiseplan:

Ingen

### Antall om bord:

1 flyger og 2 passasjerer

### Personskader:

2 lettere skadet, 1 uskadet

### Skader på luftfartøy:

Totalskadet

### Andre skader:

Diverse skader på parkerte biler

### Fartøysjef:

- Kjønn og alder: Mann, 49 år
- Sertifikat: PPL (H)
- Flygererfaring: Total flygetid: 102 timer. Siste 90 dager: 3 timer

### Informasjonskilder:

NF-2007 "Rapportering av ulykker og hendelser i sivil luftfart" fra fartøysjef, videoopptak fra flygingen og SHTs egne undersøkelser

## FAKTISKE OPPLYSNINGER

Formålet med flygingen var å dokumentere fremdriften på et anleggsområde på Rudskogen. Både helikopterets eier og de om bord hadde tilknytning til anleggsvirksomheten. Passasjerer som satt i venstre forsete skulle filme med videokamera, og passasjerer i baksetet skulle ta noen bilder.

Helikopteret kom fra Rakkestad der det hadde fylt drivstoff. Det landet først i utkanten av anleggsområdet. Dørene på venstre side ble tatt av og lagt igjen på bakken for å gi gode forhold for filming og fotografering. Stikke og pedaler på passasjersiden var utmontert. Fartøysjefen har forklart at det blåste merkbart fra sydvest, anslagsvis 8-10 knop med enkelte vindkast. Avgang ble foretatt ca. kl. 1240.

Anleggsområdet var en stor slette på toppen av en skogkledd åsrygg, ca. 500 ft over havets nivå. Helikopteret fløy først tre venstre sirkler i tilnærmet konstant høyde med en avstand på anslagsvis 50-150 m fra ytterkanten av det opparbeidede området. Deretter fløy det inn over sletta i nordenden av anleggsområdet, der det lå et pukkverk. Før landing var det ønske om å filme aktivitetene som pågikk der. Flyhøyden og flyhastigheten ble gradvis redusert. Fartøysjefen hovret og stoppet i hover i en høyde på ca. 2 m over bakken, omtrent 25 m unna anleggsmaskinene. Han var bevisst på å unngå vind bakfra, og har forklart at han posisjonerte helikopteret slik at vinden kom skrått inn forfra fra venstre.

I den valgte hoverposisjonen hadde ikke passasjerene fri utsikt til det de ville filme og fotografere. Passasjerene i baksetet forventet at fartøysjefen ville dreie helikopteret mot høyre, slik at de fikk utsikt mot pukkverket gjennom døråpningene. I forbindelse med forflytningen fra denne posisjonen mistet fartøysjefen kontrollen over helikopteret. SHT har fått tilgang til passasjerens videoopptak. Det viser at helikopteret hovret i lav høyde foran pukkverket i omtrent 15 sekunder før det begynte å dreie mot høyre. Etter ca. 2 sekunder økte rotasjonshastigheten markant (uncommanded yaw), og helikopteret kom tydelig ut av kontroll. Det roterte tilnærmet flatt to hele runder, passerte like over en parkert pick-up og traff sidelengs inn i hytta på en tankbil som stod ved siden av. Varsellyden for lavt rotorturtall kom på sekundet før kollisjonen.

Fartøysjefen har forklart at planen hans mens han hovret foran knuseverket var å snu helikopteret mot venstre og hovret de om lag 70 m bort til landingsplassen. Fartøysjefen har forklart at helikopteret plutselig begynte å rotere mot høyre som om halerotoren var borte eller hadde stoppet helt. Han anslo at helikopteret roterte ca. to runder mens han forsøkte å få kontroll med pedalene. Han klarte å holde maskinen "level" til den traff hytten på en tankbil med høyre skid, omtrent en meter fra bakken. Deretter rullet helikopteret rundt og opp på taket på bilen og ble liggende opp ned (se Figur 1).

Etter kollisjonen husket ikke fartøysjefen mer før han stod på bakken noen meter fra ulykkesstedet.

Fartøysjefen forklarte i samtale med havarikommisjonen noen dager etter havariet at han trykte venstre pedal helt inn, uten at det ga noen som helst effekt. Han hadde aldri vært borte i en lignende situasjon, hvor det overhodet ikke var respons på pedalene. Han mente han ikke rørte stigespaken (collective) mens helikopteret forflyttet seg ukontrollert 10-15 m bort til de parkerte bilene og kolliderte med tankbilen. På forespørsel kunne han ikke huske å ha hørt varsel tone for lavt rotorturtall eller andre unormale lyder før de traff tankbilen.



Figur 1: Ulykkesstedet

Da helikopteret kom til ro oppe på taket av tankbilhytta, greide passasjerer i baksetet etter litt strev å løsne setebeltet. Klærne hans var dynket i drivstoff da han kom seg ut og klatret ned på bakken. Han var uskadet og løp straks bort i sikker avstand fra havaristedet og ringte 113. Klokkene var da 1308.

Det var flere vitner til ulykken. Vitnene som stod nærmest løp straks bort til helikopteret og kuttet seletøyet og hjalp de to som satt fast i forsetene ut av vraket. Det tok bare noen minutter før begge var ute. Passasjerer fikk et kutt i hodet da han falt i bakken i forbindelse med redningsaksjonen. Brannbil og ambulanse kom til stedet ca. 10 minutter etter ulykken, og ca. 10 minutter senere kom politi og ytterligere en ambulanse. Omtrent samtidig landet også to ambulanshelikoptre på stedet. Passasjerer som blødde fra hodet mistet bevisstheten etter noen minutter, og ble fløyet til sykehus i helikopter. Fartøysjefen ble kjørt med ambulanse. Han var noe forslått i ansiktet og på en legg, og har fortalt at han fikk nakkesmerter etter ulykken. Medisinske undersøkelser viste at ingen av dem var alvorlig skadet.

Det var ikke antydning til brann eller røykutvikling. Drivstoffet i en av helikopterets tanker hadde rent ut. Området ble skumlagt. Både helikopteret og tankbilen ble gjort strømløse. Tankbilen inneholdt ca. 7 000 liter diesel. Den stod parkert på stedet for å fylle opp anleggsmaskinene ved behov. Frontruten på tankbilen ble knust i havariet. Dieseltanken fikk bare ubetydelige skader. Et avtrykk på førerhyttas høyre side ca. 1,5 m over bakken og skade på helikopterets høyre skid, bekreftet beskrivelsen av treffpunktet. Rotoren på helikopteret hadde trykket inn bakpartiet på en varebil som stod parkert bak tankbilen. To andre biler som stod parkert på stedet fikk ingen eller ubetydelige skader. Det var ikke folk i noen av bilene.

Helikopterets kabin fikk omfattende skader i sammenstøtet. Skadene var størst i området ved høyre baksete. Taket var trykket inn, høyre bakdør var deformert og vinduene var knust. Fremre del av høyre skid var knekt. Gulvet foran fartøysjefen var presset opp, høyre pedal var knekt og toppen av seteryggen var knekt forover. Instrumentpanelet var intakt. Hovedrotoren hadde slått i bakken, og rotormasta var knekt bakover. Halebommen hadde moderate skader, og halerotoren var uskadet.



Batteriet satt på plass i nesepartiet på helikopteret. Nødpeilesenderen (Emergency Locator Transmitter, ELT) løste ut i havariet.



Figur 2: Helikoptervraket slik det så ut da det var heist ned fra taket på tankbilen

Vraket ble fraktet til havarikommisjonens lokaler for nærmere undersøkelser. Det ble ikke påvist brudd i overføringene mellom pedalene og halerotorkontrollen, bortsett fra åpenbare kollisjons-skader. Det var heller ingen ting som tydet på at det var foretatt vedlikeholdsarbeid eller reparasjoner som kunne ført til at riggingen av halerotorkontrollene var blitt feil.

Helikopterets gangtid på ulykkestidspunktet var 1 323 flytimer. Siste 100-timers ettersyn var utført ved 1 299 timer, 13. april 2007. Det var ingen gjenstående anmerkninger i helikopterets reisedagbok. Helikopterets masse da ulykken inntraff var om lag 100 kg under maksimalt tillatt avgangsmasse, med tyngdepunktet innenfor gjeldende begrensninger.

Fartøysjefen hadde hatt privatflygersertifikat for helikopter i knapt ett år da ulykken skjedde. Han hadde tatt sin helikopterutdanning i regi av European Helicopter Center (EHC) i Sandefjord.

## HAVARIKOMMISJONENS VURDERINGER

Havarikommisjonens undersøkelser av helikopteret har ikke avdekket noe som tyder på at kontrolltapet skyldtes teknisk svikt. Halerotoren var ikke på noe tidspunkt i berøring med underlaget. SHT mener den uventede dreiningen mot høyre oppstod som følge av "Loss of Tail rotor Effectiveness" (LTE) (tap av halerotoreffektivitet).

LTE er et fenomen som kan oppstå ved manøvrering i lav hastighet på alle konvensjonelle helikopter-typer, uten at det er noe galt med helikopteret. Dette er pensum og beskrevet i lærebøker som benyttes i

utdanningen av helikopterflygere. I forbindelse med undersøkelsen av ulykken fikk havarikommisjonen inntrykk av at fenomenet var blitt lite vektlagt i fartøysjefens utdanning. En samtale med en av helikopterskolens instruktører forsterket inntrykket av at LTE på R44 ikke betraktes som en risikofaktor av betydning, og at spesielt privatflygere får begrenset opplæring om dette. Instruktøren mente halerotoren på R44 gir tilstrekkelig "anti-torque"-moment til å motstå LTE, blant annet siden dette helikopteret har relativt lang hale. Skolen hadde dermed samme holdning som fabrikanten Robinson Helicopter, som på forespørsel fra SHT uttalte følgende:

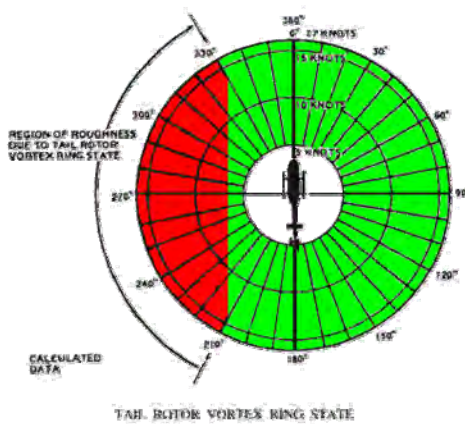
*"Service experience and our flight testing of the R44 indicates that it has very good resistance to LTE. A hovering turn to the right at a reasonable rate (e.g. 60 deg per second) with a 10 kt wind from the left is well within the limits of controllability."*

Når LTE oppstår, genererer ikke halerotoren tilstrekkelig kraft til å opprettholde retningskontroll. Halerotoren har ikke nødvendigvis steilet ut, men mister effekt. Helikopteret vil dermed begynne å vri seg i motsatt retning av hovedrotorens rotasjonsretning. For Robinson R44 (og øvrige amerikanske helikoptre) vil dette si mot høyre, siden rotoren dreier i retning mot urviseren sett ovenfra. Da er det sidevind fra venstre som kan forårsake LTE. For helikoptre med motsatt rotasjonsretning på hovedrotoren (for eksempel franske), blir det omvendt. Dersom flygeren ikke straks korrigerer tendensen til rotasjon, kan helikopteret komme ut av kontroll.

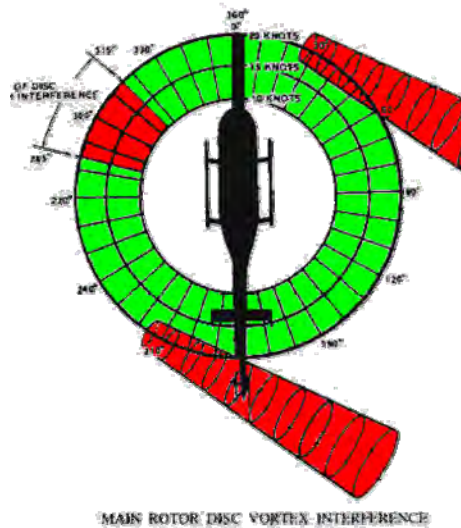
Erfaringsmessig er det særlig flygere med begrenset flygererfaring som er for sene til å oppdage og arrestere uønsket dreining i tide. Arbeidsbelastningen og distraksjonene i forbindelse med fotoflyging kan for eksempel føre til at flygeren mister oversikten over flygehastighet og vindforhold og reagerer for sent. Dette er en av grunnene til at helikopterfabrikanten Robinson fraråder at uerfarne flygere påtar seg fotooppdrag ([Robinson Helicopter Safety Notice SN-34](#)), "Photo flights – very high risk"). I Norge tillater regelverket at privatflygeres passasjerer kan fotografere kun dersom det ikke påvirker flygingen. Dersom fotografering er formålet, kreves det at flygeren har trafikkflygersertifikat. I tillegg stilles det spesifikke krav til både opplæring, erfaring, prosedyrer og materiell for å ivareta sikkerheten til de om bord ([BSL D 5-6 Forskrift om fotoflyging m.m.](#)).

Da LN-OCA hovret foran pukkverket, kom vinden skrått inn forfra fra venstre. Vindstyrken var trolig ca. 10 kt, muligens med vindkast. Når man hovrer med vind fra denne retningen, kan det oppstå variasjoner i halerotoreffekten som det fordres aktiv pedalbruk for å motvirke. Variabel effekt vil forekomme når det oppstår ugunstig luftsirkulasjon av halerotorens egen slippstrøm (Tail Rotor Vortex Ring State, ref. Figur 3). For en flyger med lavt erfaringsnivå, som fartøysjefen på LN-OCA, er det da krevende å holde helikopteret stabilt.

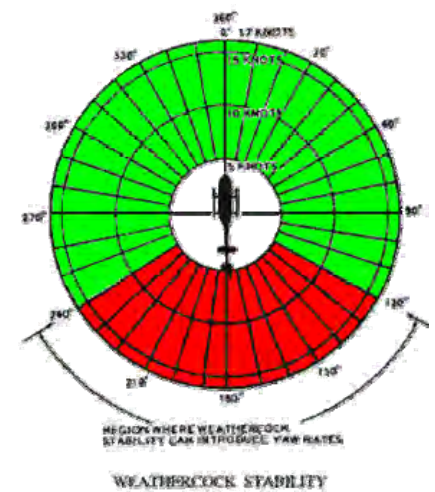
Med vind inn fra sektoren 285 til 315 grader, som LN-OCA etter all sannsynlighet hadde, kan i tillegg turbulent luft fra hovedrotoren forstyrre halerotoren (Main Rotor Disc Vortex Interference, ref. Figur 4). Denne luftstrømmen vil endre angrepsvinkelen på halerotorbladene, slik at det blir behov for varierende pedaltrykk for å opprettholde en etablert svingerate mot høyre. Idet halerotoren passerer gjennom sektoren med virvler fra hovedrotoren og effekten forsvinner, akselererer automatisk dreiningen mot høyre. Denne akselerasjonen kan komme overraskende på en uerfaren flyger. Idet dreiningen er kommet så langt at helikopteret får vinden inn bakfra fra høyre, vil også værhaneeffekten bidra til ytterligere akselerasjon mot høyre (Weathercock Stability, ref. Figur 5).



Figur 3: Vindretning som gir fare for "Tail rotor vortex ring state"



Figur 4: Vindretning som gir fare for "Main rotor disk interference"



Figur 5: Vindretning som gir "værhaneeffekt"

Måten å gjenvinne kontrollen på dersom det plutselig oppstår en uventet dreining mot høyre, er å gi full venstre pedal samtidig som "cyclic" skyves forover for å øke flyhastigheten. Hvis høyden tillater det, er det også gunstig å senke "collective".

Blant andre har den amerikanske luftfartsmyndigheten (FAA) og Eurocopter utgitt veiledninger som forklarer fenomenet LTE. ([Advisory Circular 90-95](#) (vedlegg 1) og Letter Service 1673-67-04 (vedlegg 2)). LTE er også tidligere beskrevet i flere ulykkesrapporter både i Norge og i utlandet, eksempelvis i den britiske havarikommisjonens rapport (AAIB) om R44, G-SYTN ([Bulletin 11/2005](#)), i den danske havarikommisjonens (HCL) redegjørelse om R44, OY-HLN ([HCL 52/04](#)) og i den irske havarikommisjonens (AAIU) synoptic report no. 2004-21 ([http://www.flightsafety.org/hs/hs\\_jan-feb05.pdf](http://www.flightsafety.org/hs/hs_jan-feb05.pdf)). AAIU gjorde i 2003 et søk i den amerikanske havarikommisjonens (NTSB) database, og fant at LTE var registrert som medvirkende faktor i 81 ulykker de foregående 20 år. AAIU påpekte at fenomenet LTE ikke var beskrevet i flygehåndbøker, og at det kunne synes som om mye av kunnskapen om LTE var gått tapt i helikoptermiljøene på slutten av 80-tallet. De fremmet sikkerhetstiltak om at luftfartsmyndigheten i USA (FAA), Canada (TCCA) og Europa (EASA) burde sørge for at LTE ble pensum i opplæring av piloter, og at fenomenet burde tas inn i flygehåndbøker og formidles til helikoptermiljøet på egnet vis.

11. juli 2008 snurret et helikopter av typen Robinson R22 plutselig ukontrollert mot høyre og landet hardt da en soloelev fra EHC trente på vekslende sideveis hovertaksing i medvind på Sandefjord lufthavn Torp (ENTO) (ref. SL RAP 2008/19). Også ved denne ulykken oppstod det trolig tap av halerotoreffekt. SHT mener det kan være behov for økt fokus på faren for tap av halerotoreffektivitet i grunnopplæringen for helikopterflygere, og fremmer en tilråding i denne forbindelse.

At de ombordværende slapp fra ulykken med LN-OCA med bare mindre skader, må tilskrives tilfeldigheter. Kabinen på lette helikoptre som R44 gir liten kollisjonsbeskyttelse. Treffpunktet med førerhytta på tankbilen var gunstig, tatt i betraktning at det ikke satt noen i høyre baksete. At batteriet ikke løsnet fra innfestingen, var fordelaktig med tanke på brannfaren.



## SIKKERHETSTILRÅDINGER

Statens havarikommisjon for transport fremmer følgende sikkerhetstilråding<sup>1</sup>:

### **Sikkerhetstilråding SL nr. 2008/12T**

Tap av halerotoreffektivitet (Loss of Tail rotor Effectiveness, LTE) med påfølgende uventet dreining (unanticipated yaw) kan inntreffe ved manøvrering i lav hastighet og sidevind. Det har vært to ulykker i Norge på under ett år der flygere med liten flygererfaring trolig har mistet kontrollen over helikopteret som følge av LTE. SHT tilrår Luftfartstilsynet å vurdere om de norske helikopterskolene, ved opplæring til både privat- og trafikkflygersertifikat, fokuserer tilstrekkelig på fenomenet LTE og hvordan det best kan unngås.

## 2 VEDLEGG

---

<sup>1</sup> Samferdselsdepartementet besørger at sikkerhetstilrådingen blir forelagt luftfartsmyndigheten og/eller andre berørte departementer til vurdering og oppfølging, jf. Forskrift om offentlige undersøkelser av luftfartsulykker og luftfartshendelser innen sivil luftfart, § 17.



U.S. Department  
of Transportation  
**Federal Aviation  
Administration**

# Advisory Circular

Subject: **UNANTICIPATED RIGHT YAW  
IN HELICOPTERS**

Date: **12/26/95**  
Initiated by: **AFS-804**

AC No: **90-95**  
Change:

**1. PURPOSE.** This advisory circular (AC) will examine unanticipated right yaw phenomenon, the circumstances under which it may be encountered, how it can be prevented, and how the pilot should react if it is encountered.

**2. RELATED READING MATERIAL.** Bell Helicopter Textron, *Supplemental Operating and Emergency Procedures*, Operations Safety Notice, OSN 206-83-10 (October 31, 1983), Bell Helicopter Textron; Bell Helicopter Textron, *Low Speed Flight Characteristics Which Can Result in Unanticipated Right Yaw*, Information Letter 206-84-41 and 206-84-27 (July 6, 1984), Bell Helicopter Textron; Sneelen, D.M., OH-58 Loss of Tail Rotor Effectiveness - Why It Occurs, *U.S. Army Aviation Digest* (September 1984), U.S. Army Aviation Center; Prouty, R.W., The Downwind Turn: Losing Directional Control, *Rotor and Wing* (May 1994), Phillips Business Information, Inc.; More on the OH-58 LTE Problem, *Flightfax: Report of Army Aircraft Mishaps*, Vol. 13, No. 32 (May 22, 1985), U.S. Army Safety Center; Loss of Tail Rotor Effectiveness...When It Is and When It Isn't, *Flightfax: Report of Army Aircraft Mishaps*, Vol. 14, No. 1 (September 25, 1985), U.S. Army Safety Center; U.S. Army, *OH-58 Helicopter Operators Manual*, TM 55-1520-228-10, U.S. Army; U.S. Naval Air Training Command, *Flight Training Instructions, TH-57* (1989), U.S. Naval Air Training Command.

**3. BACKGROUND.** Unanticipated right yaw, or loss of tail rotor effectiveness (LTE), has been determined to be a contributing factor in a number of accidents in various models of U.S. military helicopters. The National Transportation Safety Board (NTSB) has identified LTE as a contributing factor

in several civil helicopter accidents wherein the pilot lost control. In most cases, inappropriate or late corrective action may have resulted in the development of uncontrollable yaw. These mishaps have occurred in the low-altitude, low-air-speed flight regime while maneuvering, on final approach to a landing, or during nap-of-the-earth tactical terrain flying. Typical civil operations include powerline patrol, electromagnetic survey, agricultural spraying, livestock herding, police/radio traffic watch, emergency medical service/rescue, and movie or television support flights.

#### **4. THE PHENOMENA OF LTE.**

*a. LTE is a critical, low-speed aerodynamic flight characteristic* which can result in an uncommanded rapid yaw rate which does not subside of its own accord and, if not corrected, can result in the loss of aircraft control.

*b. LTE is not related to a maintenance malfunction* and may occur in varying degrees in *all* single main rotor helicopters at airspeeds less than 30 knots. LTE is not necessarily the result of a control margin deficiency. The anti-torque control margin established during Federal Aviation Administration (FAA) testing is accurate and has been determined to adequately provide for the approved sideward/rearward flight velocities plus counteraction of gusts of reasonable magnitudes. This testing is predicated on the assumption that the pilot is knowledgeable of the critical wind azimuth for the helicopter operated and maintains control of the helicopter by not allowing excessive yaw rates to develop.

*c. LTE has been identified* as a contributing factor in several helicopter accidents involving loss of

AC 90-95

12/26/95

control. Flight operations at low altitude and low airspeed in which the pilot is distracted from the dynamic conditions affecting control of the helicopter are particularly susceptible to this phenomena. The following are three examples of this type of accident:

(1) A helicopter collided with the ground following a loss of control during a landing approach. The pilot reported that he was on approach to a ridge line landing zone when, at 70 feet above ground level (AGL) and at an airspeed of 20 knots, a gust of wind induced loss of directional control. The helicopter began to rotate rapidly to the right about the mast. The pilot was unable to regain directional control before ground contact.

(2) A helicopter impacted the top of Pike's Peak at 14,100 feet mean sea level (MSL). The pilot said he had made a low pass over the summit into a 40-knot headwind before losing tail rotor effectiveness. He then lost directional control and struck the ground.

(3) A helicopter entered an uncommanded right turn and collided with the ground. The pilot was maneuvering at approximately 300 feet AGL when the aircraft entered an uncommanded right turn. Unable to regain control, he closed the throttle and attempted an emergency landing into a city park.

**5. UNDERSTANDING LTE PHENOMENA.** To understand LTE, the pilot must first understand the function of the anti-torque system.

*a. On U.S. manufactured single rotor helicopters,* the main rotor rotates counterclockwise as viewed from above. The torque produced by the main rotor causes the fuselage of the aircraft to rotate in the opposite direction (nose right). The anti-torque system provides thrust which counteracts this torque and provides directional control while hovering.

*b. On some European and Russian manufactured helicopters,* the main rotor rotates clockwise as viewed from above. In this case, the torque produced by the main rotor causes the fuselage of the aircraft to rotate in the opposite direction (nose left). The tail rotor thrust counteracts this torque and provides directional control while hovering.

**NOTE: This AC will focus on U.S. manufactured helicopters.**

*c. Tail rotor thrust is the result* of the application of anti-torque pedal by the pilot. If the tail rotor generates more thrust than is required to counter the main rotor torque, the helicopter will yaw or turn to the left about the vertical axis. If less tail rotor thrust is generated, the helicopter will yaw or turn to the right. By varying the thrust generated by the tail rotor, the pilot controls the heading when hovering.

*d. In a no-wind condition,* for a given main rotor torque setting, there is an exact amount of tail rotor thrust required to prevent the helicopter from yawing either left or right. This is known as tail rotor trim thrust. In order to maintain a constant heading while hovering, the pilot should maintain tail rotor thrust equal to trim thrust.

*e. The environment in which helicopters fly,* however, is not controlled. Helicopters are subjected to constantly changing wind direction and velocity. The required tail rotor thrust in actual flight is modified by the effects of the wind. If an uncommanded right yaw occurs in flight, it may be because the wind reduced the tail rotor effective thrust.

*f. The wind can also add to* the anti-torque system thrust. In this case, the helicopter will react with an uncommanded left yaw. The wind can and will cause anti-torque system thrust variations to occur. Certain relative wind directions are more likely to cause tail rotor thrust variations than others. These relative wind directions or regions form an LTE conducive environment.

**6. CONDITIONS UNDER WHICH LTE MAY OCCUR.**

*a. Any maneuver which requires* the pilot to operate in a high-power, low-airspeed environment with a left crosswind or tailwind creates an environment where unanticipated right yaw may occur.

*b. There is greater susceptibility* for LTE in right turns. This is especially true during flight at low airspeed since the pilot may not be able to stop rotation. The helicopter will attempt to yaw to the right. Correct and timely pilot response to an uncommanded right yaw is critical. The yaw is usually correctable if additional left pedal is applied immediately. If the response is incorrect or slow, the yaw rate may rapidly increase to a point where recovery is not possible.

12/26/95

AC 90-95

*c. Computer simulation has shown that* if the pilot delays in reversing the pedal control position when proceeding from a left crosswind situation (where a lot of right pedal is required due to the sideslip) to downwind, control would be lost, and the aircraft would rotate more than 360° before stopping.

*d. The pilot must anticipate* these variations, concentrate on flying the aircraft, and not allow a yaw rate to build. Caution should be exercised when executing right turns under conditions conducive to LTE.

## 7. FLIGHT CHARACTERISTICS.

*a. Extensive flight and wind tunnel tests* have been conducted by aircraft manufacturers. These tests have identified four relative wind azimuth regions and resultant aircraft characteristics that can, either singularly or in combination, create an LTE conducive environment capable of adversely affecting aircraft controllability. One direct result of these tests is that flight operations in the low speed flight regime dramatically increase the pilot's workload.

*b. Although specific wind azimuths are* identified for each region, the pilot *should be aware* that the azimuths shift depending on the ambient conditions. *The regions do overlap.* The most pronounced thrust variations occur in these overlapping areas.

*c. These characteristics are present only at airspeeds less than 30 knots and apply to all single rotor helicopters.* Flight test data has verified that the tail rotor does not stall during this period.

*d. The aircraft characteristics and relative wind azimuth regions are:*

(1) Main rotor disc vortex interference (285° to 315°). (See figure 1.)

(a) Winds at velocities of about 10 to 30 knots from the left front will cause the main rotor vortex to be blown into the tail rotor by the relative wind. The effect of this main rotor disc vortex is to cause the tail rotor to operate in an extremely turbulent environment.

(b) During a right turn, the tail rotor will experience a reduction of thrust as it comes into the area of the main rotor disc vortex. The reduction in tail rotor thrust comes from the air flow changes experienced at the tail rotor as the main rotor disc vortex moves across the tail rotor disc. The effect

of this main rotor disc vortex is to increase the angle of attack of the tail rotor blades (increase thrust).

(c) The increase in the angle of attack requires the pilot to add right pedal (reduce thrust) to maintain the same rate of turn.

(d) As the main rotor vortex passes the tail rotor, the tail rotor angle of attack is reduced. The reduction in the angle of attack causes a reduction in thrust and a right yaw acceleration begins. This acceleration can be surprising, since the pilot was previously adding right pedal to maintain the right turn rate.

(e) This thrust reduction will occur suddenly and, if uncorrected, will develop into an uncontrollable rapid rotation about the mast. When operating within this region, the pilot must be aware that the reduction in tail rotor thrust can happen quite suddenly and the pilot must be prepared to react quickly and counter that reduction with additional left pedal input.

(2) Weathercock stability (120° to 240°). (See figure 2.)

(a) Tailwinds from 120° to 240°, like left crosswinds, will cause a high pilot workload. The most significant characteristic of tailwinds is that they are a yaw rate accelerator. Winds within this region will attempt to weathervane the nose of the aircraft into the relative wind. This characteristic comes from the fuselage and vertical fin.

(b) The helicopter will make a slow uncommanded turn either to the right or left depending upon the exact wind direction unless a resisting pedal input is made. If a yaw rate has been established in either direction, it will be accelerated in the same direction when the relative winds enter the 120° to 240° area unless corrective pedal action is made.

(c) If the pilot allows a right yaw rate to develop and the tail of the helicopter moves into this region, the yaw rate can accelerate rapidly. It is imperative that the pilot maintain positive control of the yaw rate and devote full attention to flying the aircraft when operating in a downwind condition.

(d) The helicopter can be operated safely in the above relative wind regions if proper attention is given to maintaining control. If the pilot is inattentive for some reason and a right yaw rate is initiated in one of the above relative wind regions, the yaw rate may increase.



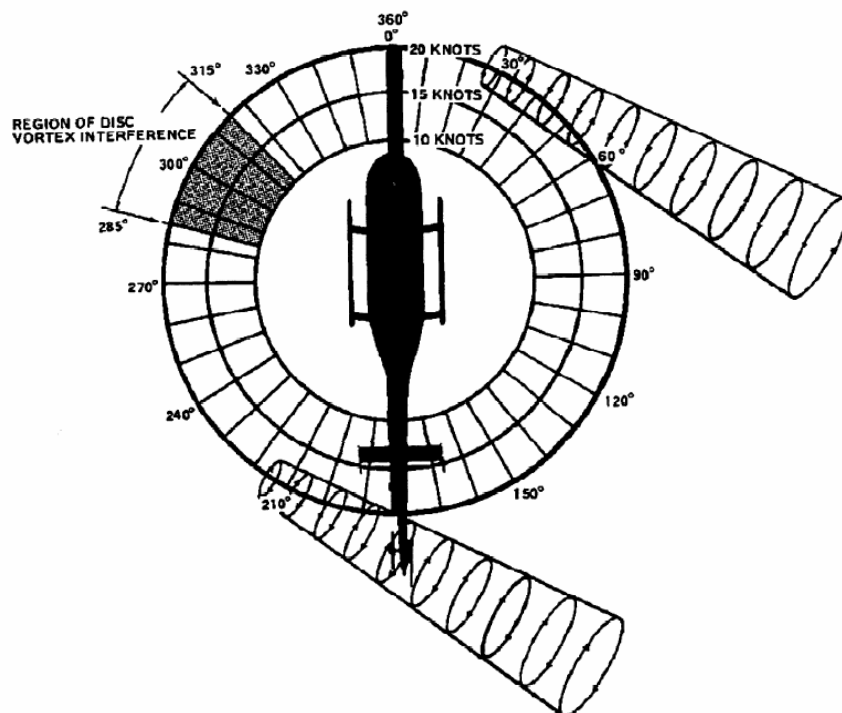


FIGURE 1. MAIN ROTOR DISC VORTEX INTERFERENCE

12/26/95

AC 90-95

AC 90-95

12/26/95

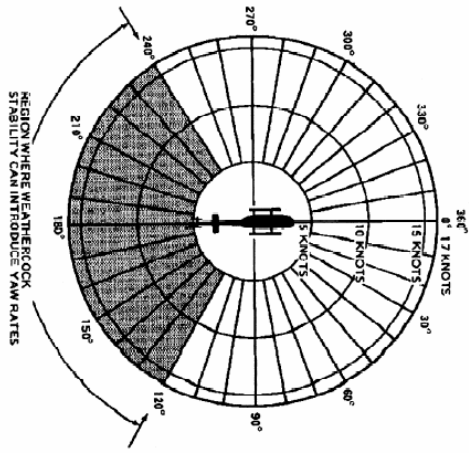


FIGURE 2. WEATHERCOCK STABILITY

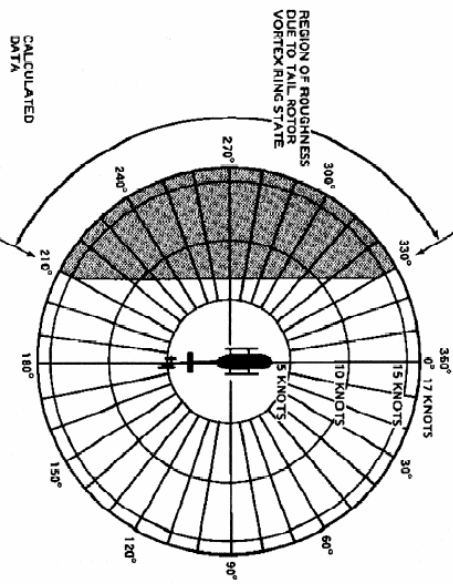


FIGURE 3. TAIL ROTOR VORTEX RING STATE

12/26/95

AC 90-95

(3) Tail rotor vortex ring state (210° to 330°). (See figure 3.)

(a) Winds within this region will result in the development of the vortex ring state of the tail rotor. As the inflow passes through the tail rotor, it creates a tail rotor thrust to the left. A left crosswind will oppose this tail rotor thrust. This causes the vortex ring state to form, which causes a non-uniform, unsteady flow into the tail rotor. The vortex ring state causes tail rotor thrust variations which result in yaw deviations. The net effect of the unsteady flow is an oscillation of tail rotor thrust. This is why rapid and continuous pedal movements are necessary when hovering in left crosswind.

(b) In actuality, the pilot is attempting to compensate for the rapid changes in tail rotor thrust. Maintaining a precise heading in this region is difficult. LTE can occur when the pilot overcontrols the aircraft

(c) The resulting high pedal workload in the tail rotor vortex ring state is well known and helicopters are operated routinely in this region. This characteristic presents no significant problem unless corrective action is delayed.

(d) When the thrust being generated is less than the thrust required, the helicopter will yaw to the right. When hovering in left crosswinds, the pilot must concentrate on smooth pedal coordination and not allow an uncontrolled right yaw to develop.

(e) If a right yaw rate is allowed to build, the helicopter can rotate into the wind azimuth region where weathercock stability will then accelerate the right turn rate. Pilot workload during vortex ring state will be high. A right yaw rate should not be allowed to increase.

(4) Loss of translational lift (all azimuths).

(a) The loss of translational lift results in increased power demand and additional anti-torque requirements.

(b) This characteristic is most significant when operating at or near maximum power and is associated with LTE for two reasons. First, if the pilot's attention is diverted as a result of an increasing right yaw rate, the pilot may not recognize that relative headwind is being lost and hence, translational lift is reduced. Second, if the pilot does not maintain airspeed while making a right down-

wind turn, the aircraft can experience an accelerated right yaw rate as the power demand increases and the aircraft develops a sink rate. Insufficient pilot attention to wind direction and velocity can lead to an unexpected loss of translational lift. When operating at or near maximum power, this increased power demand could result in a decrease in rotor rpm.

(c) The pilot must continually consider aircraft heading, ground track, and apparent ground speed, all of which contribute to wind drift and air-speed sensations. Allowing the helicopter to drift over the ground *with the wind* results in a loss of relative wind speed and a corresponding decrease in the translational lift. Any reduction in the translational lift will result in an increase in power demand and anti-torque requirements.

**8. OTHER FACTORS.** The following factors can significantly influence the severity of the onset of LTE.

*a. Gross Weight and Density Altitude.* An increase in either of these factors will decrease the power margin between the maximum power available and the power required to hover. The pilot should conduct low-level, low-air-speed maneuvers with minimum weight.

*b. Low Indicated Airspeed.* At airspeeds below translational lift, the tail rotor is required to produce nearly 100 percent of the directional control. If the required amount of tail rotor thrust is not available for any reason, the aircraft will yaw to the right.

*c. Power Droop.* A rapid power application may cause a transient power droop to occur. Any decrease in main rotor rpm will cause a corresponding decrease in tail rotor thrust. The pilot must anticipate this and apply additional left pedal to counter the main rotor torque. All power demands should be made as smoothly as possible to minimize the effect of the power droop.

**9. REDUCING THE ONSET OF LTE.** In order to reduce the onset of LTE, the pilot should:

*a. Ensure that the tail rotor is rigged* in accordance with the maintenance manual.

*b. Maintain maximum power-on rotor rpm.* If the main rotor rpm is allowed to decrease, the anti-torque thrust available is decreased proportionally.

AC 90-95

12/26/95

*c. When maneuvering between hover and 30 knots:*

(1) Avoid tailwinds. If loss of translational lift occurs, it will result in an increased high power demand and an additional anti-torque requirement.

(2) Avoid out of ground effect (OGE) hover and high power demand situations, such as low-speed downwind turns.

(3) Be especially aware of wind direction and velocity when hovering in winds of about 8-12 knots (especially OGE). There are no strong indicators to the pilot of a reduction of translational lift. A loss of translational lift results in an unexpected high power demand and an increased anti-torque requirement.

(4) Be aware that if a considerable amount of left pedal is being maintained, a sufficient amount of left pedal may not be available to counteract an unanticipated right yaw.

(5) Be alert to changing aircraft flight and wind conditions which may be experienced when flying along ridge lines and around buildings.

(6) Stay vigilant to power and wind conditions.

#### 10. RECOMMENDED RECOVERY TECHNIQUES.

*a. If a sudden unanticipated right yaw occurs, the pilot should perform the following:*

(1) Apply full left pedal. Simultaneously, move cyclic forward to increase speed. If altitude permits, reduce power.

(2) As recovery is effected, adjust controls for normal forward flight.

*b. Collective pitch reduction* will aid in arresting the yaw rate but may cause an increase in the rate of descent. Any large, rapid increase in collective to prevent ground or obstacle contact may further increase the yaw rate and decrease rotor rpm.

*c. The amount of collective reduction* should be based on the height above obstructions or surface, gross weight of the aircraft, and the existing atmospheric conditions.

*d. If the rotation cannot be stopped* and ground contact is imminent, an autorotation may be the best course of action. The pilot should maintain full left pedal until rotation stops, then adjust to maintain heading.

#### 11. SUMMARY.

*a. The various wind directions can cause* significantly differing rates of turn for a given pedal position. The most important principle for the pilot to remember is that the tail rotor is not stalled. The corrective action is to apply pedal opposite to the direction of the turn.

*b. Avoiding LTE may* best be accomplished by pilots being knowledgeable and avoiding conditions which are conducive to LTE. Appropriate and timely response is essential and critical.

*c. By maintaining an acute awareness* of wind and its effect upon the aircraft, the pilot can significantly reduce LTE exposure.



William J. White  
Deputy Director, Flight Standards Service





**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

DIFFUSION / ISSUE  
AUSGABE / PUBLICATION

Q	G
---	---

## **Lettre-Service**

### **No. 1692-67-04**

Marignane, 04.02.05

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

### **Main rotor rotating anticlockwise**

**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 anticlockwise** when seen from above. For rotors rotating clockwise, see Service-Letter No. 1673-67-04.

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 Fenestrons, took place as follows:

From hover flight at take-off at very low speed, the Pilot initiates a right 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 LEFT yaw pedal.

In the various cases which resulted in the loss of yaw axis control, the action applied to the LEFT 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 rightward 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.

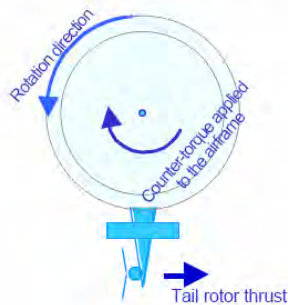
**The investigations carried out following such events have never revealed any defect as regards flight controls and tail rotor assembly.**

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

EUROCOPTER, S.A.S au capital de 551 962 907,10 Euros, immatriculée au R.C.S. d'Aix-en-Provence sous le n° B 352 383 715  
dont le Siège social est situé Aéroport International Marseille-Provence - 13725 Marignane Cedex - France

## 2 – IMPORTANT REMINDERS

### AIRCRAFT SEEN FROM ABOVE

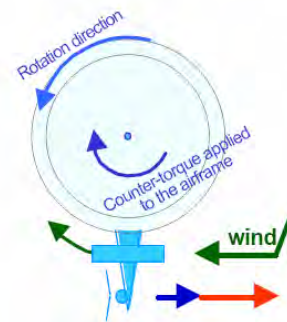


#### In hover flight or in very low speed flight:

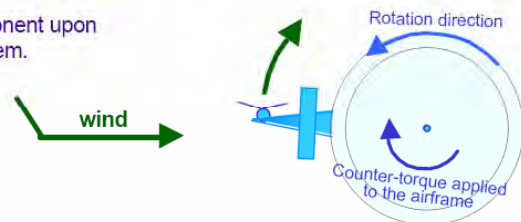
The Pilot counteracts the rightward aircraft rotation by applying LEFT yaw pedal.

#### When adding a light unfavourable wind,

never forget that a rightward 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 rightward rotation, if the Pilot attempts to counteract this rotation by applying the LEFT 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 LEFT yaw pedal must be initiated and maintained to stop rightward rotation. Never hesitate to go up to the LEFT 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 rightward rotation** in hover flight conditions or at very low speed, must be performed through a moderate action on the RIGHT yaw pedal !



### 3 – ADDITIONAL TECHNICAL INFORMATION relative to various tail rotor types

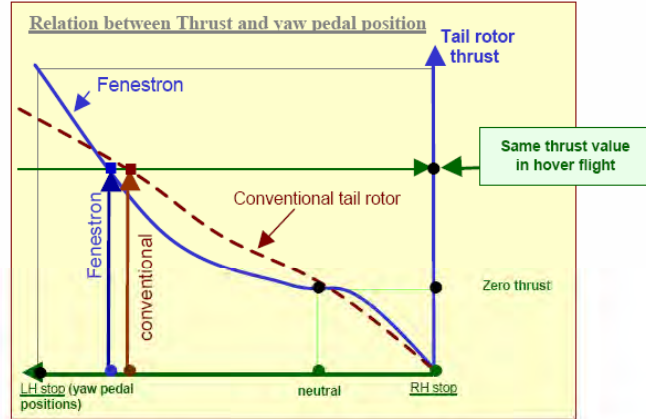
#### Yaw pedal positions around the hover flight

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

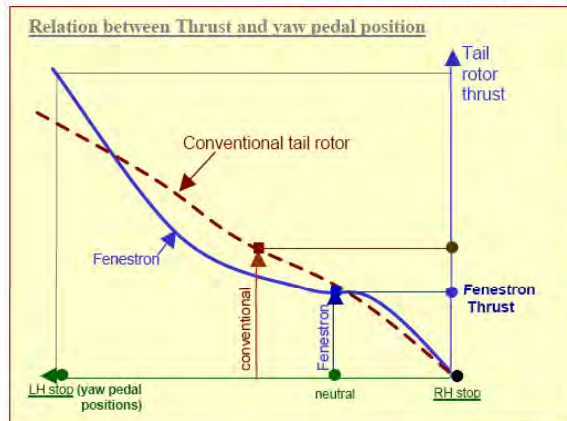
Consequently:

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



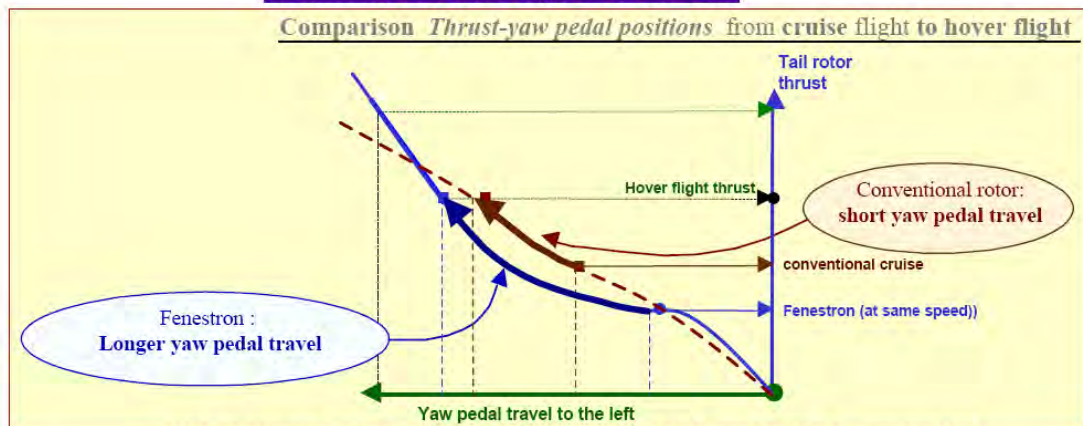
#### Yaw pedal position in cruise flight



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



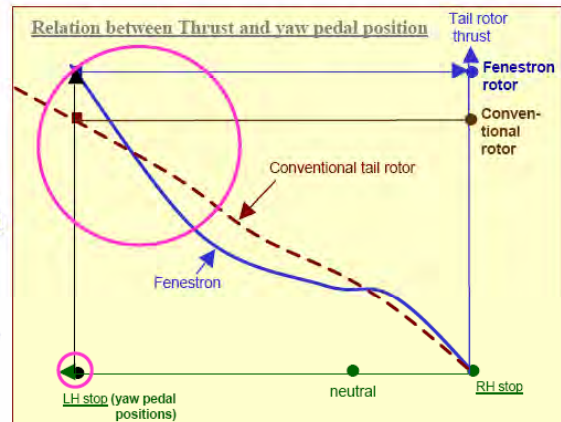
With a Fenestron, when changing from cruise flight to hover flight, be prepared for a **significant movement of the foot to the left**.

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

### Using maximum thrust

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

*It can be noticed that near the LEFT 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 right must be performed by **immediately applying** the LEFT 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 right shall always be made by moderate action on the yaw pedals.
- 3 – Wind coming from the right or tail wind increases the aircraft rotation speed.

Yours sincerely,

Technical Support Operations Department  
Customer Service

M. SOULHIARD