

## Sammanfattning och rekommendationer

### Sammanfattning

#### Operativt

Händelsen inträffade i samband med en kommersiell flygtransport med flygbolaget Iran Air. Det aktuella luftfartyget, en Airbus A300-600 med registreringen EP-IBB, skulle påbörja en flygning från Stockholm/Arlanda flygplats till Teheran i Iran. Efter normala förberedelser taxades luftfartyget ut för start till bana 19R.

Banförhållandena var rapporterade goda, men med fläckvis is längs banan. Utredningen har emellertid visat att banan var kontaminerad och sannolikt hade friktionskoefficienter som understeg de värden som hade angetts.

Efter uttaxning påbörjade besättningen ett rutinmässigt startförfarande med ökande motoreffekt under acceleration på banan. Efter drygt 10 sekunder separerade en eller flera eggjar i en reparerad sektion i motorn, diffusorns bakre kniveggstättning, varvid ett förlopp inleddes som ledde till ett plötsligt motorhaveri.

Inga varningsmeddelanden annonserades i cockpit vid tidpunkten för tillbudet, utan förarna märkte motorhaveriet endast genom en dov knall samtidigt som luftfartyget började gira åt vänster. Den initiala giren, omedelbart efter motorhaveriet, hade sin orsak i att noshjulets grepp inte kunde generera tillräcklig kraft mot det kontaminerade underlaget för att motverka momentet som uppstod när höger motor – under en tidsperiod på ca 1,5 sekunder - lämnade full effekt samtidigt som vänster motor omedelbart tappade effekt. Den högsta fart som registrerades under förloppet var 59 knop (110 km/tim).

Trots att den biträdande föraren reagerade och drog av effekten efter bara drygt en sekund samtidigt som styrning och motsatt sidroder ansattes, kunde inte giren hävas utan luftfartyget körde av banan, till största delen orsakat av momentkrafterna i kombination med det kontaminerade underlaget. Möjligheterna att stoppa den fortsatta giren reducerades sannolikt av att förarna inte ansatte differentierad bromsning åt motsatt håll.

Utredningen har även visat att förarnas inbromsning omedvetet blivit asymmetrisk, med ett högre bromstryck på ”fel sida” dvs. åt det håll som luftfartyget körde av banan. Även om detta faktum kan ha påverkat luftfartygets rörelsemönster, har det inte varit möjligt att fastställa detta med tillräckligt hög säkerhet. Det bör även noteras att analyserade data från FDR visar att de data som registrerats avseende bromsningen (asymmetrisk bromsning), inte har medfört någon motsvarande förändring av kursändringen.

Det finns inga specifika certifieringskrav som gör att konstruktörer av luftfartyg måste visa att luftfartyget är manövrerbart vid ett plötsligt motorbortfall under den inledande delen av startförloppet. Det saknas även krav på obligatorisk träning avseende hantering av plötsliga motorbortfall under det inledande startförloppet för förare under utbildning eller fortbildning på denna klass av luftfartyg.

## Tekniskt

Efter händelsen sändes motorn på uppdrag av haverikommissionen till Lufthansa Technik (LHT) i Hamburg för undersökning. LHT redovisade efter avslutad skadeanalys en rapport över undersökningen. Förutom analys av förlopp och skadebild innehöll rapporten även utlåtande om den sannolika orsaken till motorhaveriet.

Enligt LHT var det sannolikt att den bakre kniveggstättningen till diffusorn lossnat på grund av mikrosprickor i de nio fästörön som håller tätningen mot diffusorn. Fästörönen skulle ha lossnat och ringen expanderat radiellt utåt och tagit i den stationära honungskakstättningen.

Denna analys delades inte av haverikommissionen och inte heller av typcertifikatinnehavaren för motorn, General Electric (GE), varför beslut fattades om ytterligare analys av tillvaratagna delar från den havererade motorn vid avdelningen för metallurgi hos Volvo Aero Cooperation.

Analysen som utfördes av Volvo Aero Corporation pekade mot att det motorhaveri som inträffade – och som var den primära anledningen till händelsen – sannolikt hade orsakats av utmattningsskador i en annan del av diffusorns bakre kniveggstättning.

Motorhaveriet startade när den bakre kniveggstättningen lossnade från diffusorn. Delar av tätningen slog sönder de sex bultarna som fäster bladlåsningen till högtrycksturbinens<sup>1</sup> turbinstege 1, varvid delar av bultar, muttrar och låsbrickor frigjordes. Detta material kastades snabbt ut i motorns gasström och orsakade skador på högtrycksturbinen så att motorn stallade.

Motorns stall syns tydligt på den film som åskådare tagit från stationsbyggnaden (terminalen). När det utkastade materialet rörde sig genom motorns gasström, skadades turbinblad och ledskenor på lågtrycksturbinen.<sup>2</sup> Med den omfattning på skador som lågtrycksturbinen uppvisade, minskade fläktens varvtal (N1) då det inte fanns tillräckligt med turbinblad för att driva fläkten.

Haverikommissionens bedömning är att resultatet av utredningen pekar mot att utmattningen har startat i den reparerade delen av diffusorns bakre kniveggstättning. Alla dokumenterade fall av sådana haverier på CF6-80C2 har varit kopplade till tätningar som tidigare varit reparerade.

Det inträffade tillbudet har orsakats av följande faktorer:

### Operativt:

- Brister i certifieringsprocessen för stora luftfartyg med vingmonterade motorer avseende krav på girstabilitet vid plötsliga motorbortfall i fartområdet under  $V_{MCG}$ .
- Brister i förutbildningen avseende träning av plötsliga motorbortfall i fartområdet under  $V_{MCG}$ .

---

<sup>1</sup> High Pressure Turbine (HPT).

<sup>2</sup> Low Pressure Turbine (LPT).

### Tekniskt:

- Brister i godkännande och uppföljning av reparation med ”Dabber TIG”-svetsning av diffusorns bakre kniveggstätning.

### **Rekommendationer**

ICAO rekommenderas att:

- Vidta åtgärder för att myndigheter som utfärdar certifieringsdirektiv – FAA och EASA – ska anamma de av ICAO utfärdade säkerhetskraven i Annex 8 avseende konstruktionssäkerhet hos större luftfartyg, så att dessa tillämpas under hela startförloppet av en flygning. (*RL 2012: 21 R1*).

FAA rekommenderas att:

- I samråd med EASA utreda förutsättningarna för införande av krav på girstabilitet hos stora luftfartyg vid plötsligt motorbortfall under  $V_{MCG}$  under de operationella förhållanden som kan förväntas. (*RL 2012: 21 R2*).
- Se över och revidera processer och tillstånd utfärdade för reparationsmetoden ”Dabber TIG”-svetsning avseende berörda delar i av FAA typcertifierade motorer. (*RL 2012: 21 R3*).
- Förbättra möjligheterna för en skyndsam hantering av processen för utfärdande av erforderliga licenser och tillstånd, så att politiska sanktioner inte onödigtvis försenar säkerhetsutredningar inom den civila luftfarten avseende luftfartyg – eller delar därav – som tillverkas i USA. (*RL 2012: 21 R4*).

EASA rekommenderas att:

- I samråd med FAA utreda förutsättningarna för införande av krav på girstabilitet hos stora luftfartyg vid plötsligt motorbortfall under  $V_{MCG}$  under de operationella förhållanden som kan förväntas. (*RL 2012: 21 R5*).
- Tillse att utbildning och fortbildning av piloter omfattar obligatorisk träning av plötsliga motorbortfall under  $V_{MCG}$ . (*RL 2012: 21 R6*).