



Slutrapport RL 2017:08

Allvarligt tillbud vid Malmö flygplats den 29 september 2016 med flygplanet SE-DSP av modellen AVRO 146-RJ100, opererat av Braathens Regional Aviation AB.

Diariernr L-101/16

2017-09-11

SHK utreder olyckor och tillbud från säkerhetssynpunkt: Syftet med utredningarna är att liknande händelser ska undvikas i framtiden. SHK:s utredningar syftar däremot inte till att fördela skuld eller ansvar, vare sig straffrättsligt, civilrättsligt eller förvaltningsrättsligt.

Rapporten finns även på SHK:s webbplats: www.havkom.se

ISSN 1400-5719

Illustrationer i SHK:s rapporter skyddas av upphovsrätt. I den mån inte annat anges är SHK upphovsrättsinnehavare.

Med undantag för SHK:s logotyp, samt figurer, bilder eller kartor till vilka någon annan än SHK äger upphovsrätten, tillhandahålls rapporten under licensen Creative Commons Erkännande 2.5 Sverige. Det innebär att den får kopieras, spridas och bearbetas under förutsättning att det anges att SHK är upphovsrättsinnehavare. Det kan t.ex. ske genom att vid användning av materialet ange ”Källa: Statens haverikommission”.



I den mån det i anslutning till figurer, bilder, kartor eller annat material i rapporten anges att någon annan är upphovsrättsinnehavare, krävs dennes tillstånd för återanvändning av materialet.

Omslagets bild tre - Foto: Anders Sjödén/Försvarsmakten.

Innehåll

Allmänna utgångspunkter och avgränsningar	5
Utredningen.....	5
SAMMANFATTNING	8
1. FAKTAREDOVISNING	10
1.1 Redogörelse för händelseförloppet	10
1.1.1 Förutsättningar.....	10
1.1.2 Händelseförlopp	10
1.2 Personskador.....	11
1.3 Skador på luftfartyget	11
1.4 Andra skador.....	11
1.4.1 Miljöpåverkan.....	11
1.5 Besättningen/personalinformation	12
1.5.1 Övrig berörd personal.....	12
1.6 Luftfartyget	13
1.6.1 Flygplanet	13
1.6.2 Beskrivning av delar eller system av betydelse för händelsen	14
1.6.3 Stallidentifieringsfel	15
1.6.4 Byte av skadad anfallsvinkelgivare	18
1.6.5 Underhållsmanual, AMM.....	19
1.6.6 Checklista onormala procedurer.....	19
1.7 Meteorologisk information	20
1.8 Navigationshjälpmedel	20
1.9 Radiokommunikationer.....	21
1.10 Flygfältsdata.....	21
1.11 Färd- och ljudregistratorer	21
1.11.1 Färdregistratorer (FDR, QAR)	21
1.11.2 Ljudregistrator (CVR)	21
1.12 Plats för händelsen	22
1.13 Medicinsk information.....	22
1.14 Brand.....	22
1.15 Överlevnadsaspekter.....	22
1.15.1 Räddningsinsatsen	22
1.16 Särskilda prov och undersökningar.....	22
1.16.1 Undersökning av anfallsvinkelgivare	22
1.16.2 Analys av reparationshistorik för givarmodellen	24
1.16.3 Safe Flights rutiner	24
1.16.4 BAE Systems beräkning av anfallsvinkel.....	24
1.16.5 Test av stallidentifieringssystem	24
1.17 Berörda aktörers organisation och ledning	26
1.18 Övrigt.....	26
1.18.1 Operatörens underhållsprocedurer.....	26
1.18.2 Historik, Anfallsvinkelgivare S/N 211	26
1.18.3 Vidtagna åtgärder	27
1.19 Särskilda utredningsmetoder.....	27
2. ANALYS	28
2.1 Flygningen	28
2.2 Tekniskt	28
2.2.1 Bytet av anfallsvinkelgivare	28

2.2.2	Stallvarnings- och identifieringssystemets logik.....	28
2.2.3	Den felaktiga anfallsvinkelgivaren.....	29
3.	UTLÅTANDE.....	30
3.1	Utredningsresultat.....	30
3.2	Orsaker till tillbudet.....	30
4.	SÄKERHETSREKOMMENDATIONER	31

Allmänna utgångspunkter och avgränsningar

Statens haverikommission (SHK) är en statlig myndighet som har till uppgift att utreda olyckor och tillbud till olyckor i syfte att förbättra säkerheten. SHK:s utredningar syftar till att så långt som möjligt klarlägga såväl händelseförlopp och orsak till händelsen som skador och effekter i övrigt. En utredning ska ge underlag för beslut som har som mål att förebygga att en liknande händelse inträffar i framtiden eller att begränsa effekten av en sådan händelse. Samtidigt ska utredningen ge underlag för en bedömning av de insatser som samhällets räddningstjänst har gjort i samband med händelsen och, om det finns skäl för det, för förbättringar av räddningstjänsten.

SHK:s utredningar syftar till att ge svar på tre frågor: *Vad hände? Varför hände det? Hur undviks att en liknande händelse inträffar?*

SHK har inga tillsynsuppgifter och har heller inte någon uppgift när det gäller att fördela skuld eller ansvar eller rörande frågor om skadestånd. Det medför att ansvars- och skuldfrågorna varken undersöks eller beskrivs i samband med en utredning. Frågor om skuld, ansvar och skadestånd handläggs inom rättsväsendet eller av t.ex. försäkringsbolag.

I SHK:s uppdrag ingår inte heller att vid sidan av den del av utredningen som behandlar räddningsinsatsen undersöka hur personer förda till sjukhus blivit behandlade där. Inte heller utreds samhällets aktiviteter i form av socialt omhändertagande eller krishantering efter händelsen.

Utredningar av luftfartshändelser regleras i huvudsak av förordningen (EU) nr 996/2010 om utredning och förebyggande av olyckor och tillbud inom civil luftfart och lagen (1990:712) om undersökning av olyckor. Utredningarna genomförs i enlighet med Chicagokonventionens Annex 13.

Utredningen

SHK underrättades den 29 september 2016 om att ett allvarligt tillbud med ett flygplan med registreringsbeteckningen SE-DSP inträffat vid Malmö flygplats, Skåne län, samma dag klockan 08.32.

Tillbudet har utretts av SHK som företrätts av Mikael Karanikas, ordförande, Tony Arvidsson, utredningsledare och Sakari Havbrandt, operativ utredare.

Som ackrediterad representant för Storbritannien har Peter Coombs från den brittiska säkerhetsutredningsmyndigheten (Air Accidents Investigation Branch – AAIB) deltagit.

Storbritanniens ackrediterade representant har biträtts av David Houfe som rådgivare från BAE Systems.

Som ackrediterad representant för USA har John Lovell från den amerikanska myndigheten för säkerhetsutredningar (National Transportation Safety Board – NTSB) deltagit.

Som rådgivare för Transportstyrelsen har Lars Kristiansson samt Björn Pettersson deltagit och som rådgivare för Europeiska byrån för luftfartssäkerhet (EASA) har Juan J. Balonga Olivares deltagit fram till januari 2017 och därefter har Alessandro Cometa deltagit.

Följande organisationer har notifierats: Internationella civila luftfartsorganisationen (ICAO), Europeiska byrån för luftfartssäkerhet (EASA), EU-kommissionen, AAIB, NTSB, och Transportstyrelsen.

Utredningsmaterialet

Intervjuer har genomförts med piloterna samt operatörens tekniker.

Data från CVR¹ och DFDR² har analyserats.

Inspelningar av radiokommunikation mellan flygtrafikledningen och besättningen har tillvaratagits.

Anfallsvinkelgivaren har röntgats och varit föremål för en teknisk undersökning.

Ett möte med representanter från BAE Systems och AAIB har hållits i Prestwick, Skottland.

Stallidentifieringssystemet har testats.

Ett haverisammanträde hölls den 11 maj 2017. Vid mötet presenterade haverikommissionen det faktaunderlag som förelåg vid tidpunkten.

¹ CVR (Cockpit Voice Recorder) – Ljudregistrator i cockpit.

² DFDR(Digital Flight Data Recorder) – Färdregistrator.

Slutrapport RL 2017:08

Lufffartyg:	
Registrering, typ	SE-DSP, BAE 146/AVRO 146-RJ
Modell	AVRO 146-RJ100
Klass, luftvärdighet	Normal, luftvärdighetsbevis och gällande granskningsbevis (ARC) ³
Serienummer	3242
Operatör	Braathens Regional Aviation AB
Tidpunkt för händelsen	29 september 2016, klockan 08.32 i dagsljus
	Anmärkning: all tidsangivelse avser svensk sommartid (UTC ⁴ + 2 timmar)
Plats	Malmö/Sturup flygplats, Skåne län, (position 5532N 01321E, 72 meter över havet)
Typ av flygning	Kommersiell lufttransport
Väder	Enligt SMHI:s analys: vind SV 15–20 knop, sikt 6–8 km, moln 6–8/8 med bas 500–700 fot, temperatur/dagpunkt +16/+15 °C, QNH ⁵ 1009 hPa
Antal ombord:	106
Besättning inklusive kabin	5
Passagerare	101
Personskador	Inga
Skador på luftfartyget	Inga
Andra skador	Inga
Befälhavaren:	
Ålder, certifikat	51 år, ATPL ⁶
Total flygtid	12 479 timmar, varav 10 000 timmar på typen
Flygtid senaste 90 dagarna	104 timmar, allt på typen.
Antal landningar senaste 90 dagarna	75
Biträdande piloten:	
Ålder, certifikat	24 år, CPL ⁷ (A)
Total flygtid	1 160 timmar, varav 280 timmar på typen
Flygtid senaste 90 dagarna	199 timmar, allt på typen
Antal landningar senaste 90 dagarna	144

³ ARC (Airworthiness Review Certificate) – granskningsbevis avseende luftvärdighet.

⁴ UTC (Coordinated Universal Time) – referens för angivelse av tid världen över.

⁵ QNH anger det atmosfäriska trycket vid havsytans medelnivå.

⁶ ATPL (Airline Transport Pilot License) – trafikflygarcertifikat med befälhavarbehörighet för stora luftfartyg.

⁷ CPL (Commercial Pilot License) – trafikflygarcertifikat.

SAMMANFATTNING

Tillbudet inträffade under en reguljärflygning från Malmö flygplats till Bromma flygplats.

Vid inspektion före flygning upptäcktes en skada på den vänstra anfallsvinkelgivaren. Givaren byttes före flygningen.

Starten förlöpte normalt fram till lättning. Då aktiverades det mekaniska varningssystemet för överstegring (stick shaker), vilket medför att ratten skakar. Piloterna identifierade dock snabbt varningen som felaktig.

En felvarning indikerades på instrumentpanelen, (IDNT 1). Befälhavaren tryckte in knappen IDNT/INHIB 1 och INHIB delen av knappen tändes men upplevde att inget hände.

Senare under stigningen, när de kom in i moln på 200 meter över marken, aktiverades anfallsvinkelbegränsarsystemet (stick push), vilket innebär att ratten trycks framåt.

Genom att följa nödchecklistorna kunde systemen stängas av vilket medförde att problemen upphörde. Därefter utfördes en normal landning.

En undersökning av den vänstra anfallsvinkelgivaren visade att enheten var felaktigt ihopsatt och att den låg 45–50 grader utanför specifikationen för alla vinkelavläsningar.

För att erhålla stick shake räcker det att den ena givaren visar stor anfallsvinkel. För att stick push ska aktiveras måste den ena givaren ha en stor anfallsvinkel och den andra måste ha en stor vinkel eller en stor förändringshastighet.

Den mest sannolika förklaringen till aktiveringen av *stick push* är att turbulens medfört att förändringshastigheten för den funktionsdugliga anfallsvinkelgivaren blivit tillräckligt stor.

I och med att sabotage- eller garantiförseglingar saknas är det omöjligt att avgöra om enheten blivit levererad felaktig eller om någon manipulerat den i ett senare skede.

Anfallsvinkelgivaren består av två delar, själva flöjeln och elektronikenheten. Flöjeln går att byta separat, men i det här fallet byttes den kompletta enheten.

Efter bytet av anfallsvinkelgivaren utfördes en enklare test avsedd för flöjelbytet, vilket medförde att felet på givaren inte upptäcktes.

Det allvarliga tillbudet orsakades av att testinstruktionerna för installation av ”Vane assembly” och ”Airflow sensor” förväxlades, vilket ledde till att föreskriven funktionstest inte blev utförd och felet på anfallsvinkelgivaren inte blev upptäckt.

Bidragande orsaker:

- De olika komponenternas benämningar ”Vane assembly” och ”Air-flow sensor” förstärker risken för sammanblandning av arbetsmoment.
- Avbrotten under bytet av anfallsvinkelgivare utgjorde ett stressmoment som ökade risken för misstag.
- Återinspektion efter bytet av anfallsvinkelgivare blev inte utförd.

Säkerhetsrekommendationer

FAA rekommenderas att:

- Verka för att komponenter, som kräver särskilt godkända underhållsinstanser, förseglas så att obehörig manipulation kan upptäckas. (*RL 2017:08 R1*)

EASA rekommenderas att:

- Verka för att komponenter, som kräver särskilt godkända underhållsinstanser, förseglas så att obehörig manipulation kan upptäckas. (*RL 2017:08 R2*)

1. FAKTAREDOVISNING

1.1 Redogörelse för händelseförloppet

1.1.1 Förutsättningar

Tillbudet inträffade under en reguljärflygning från Malmö flygplats till Bromma flygplats med fem besättningsmedlemmar samt 101 passagerare ombord.

Förberedelser och planering utfördes enligt normala rutiner.

Vid inspektion före flygning upptäckte operatörens tekniker⁸ en skada på den vänstra anfallsvinkelgivaren. Givaren byttes ut vilket medförde att flygningen blev försenad drygt 30 minuter.

1.1.2 Händelseförlopp

Efter motorstart upptäcktes att säkringen för vänster anfallsvinkelgivares värme inte var intryckt. Säkringen återställdes och inga vidare felvarningar uppstod i systemet.

Starten förlöpte normalt fram till lättning. Då aktiverades det mekaniska varningssystemet för överstegring (stick shaker), vilket medför att ratten skakar.

Befälhavaren, som var PM⁹, konstaterade att fart och attityd var korrekt samt sa till den biträdande piloten att denne skulle fortsätta vara PF¹⁰ och manövrera flygplanet. Även den biträdande piloten konstaterade att fart och attityd var korrekt. Detta, i kombination med kännedomen om anfallsgivarbytet, medförde att besättningen omgående identifierade stick shaker-varningen som falsk.

En felvarning indikerades även på instrumentpanelen, (IDNT 1). Befälhavaren tryckte in knappen IDNT/INHIB 1 och INHIB delen av knappen tändes men upplevde att inget hände.

Senare under stigningen, när de kom in i moln på 200 meter över marken, aktiverades anfallsvinkelbegränsarsystemet (stick push), vilket innebär att ratten trycks framåt.

Den biträdande piloten höll emot för att flygplanet inte skulle sjunka. Flygplanet planade ut på ungefär 220 meters höjd över marken varvid den biträdande piloten bad befälhavaren hjälpa till att hålla emot. Höjdrodertrimmen aktiverades för att motverka nosnedmomentet och avlasta styrkrafterna.

⁸ Tekniker – benämning som i rapporten avser certifierande personal.

⁹ PM (Pilot Monitoring) – pilot som assisterar PF.

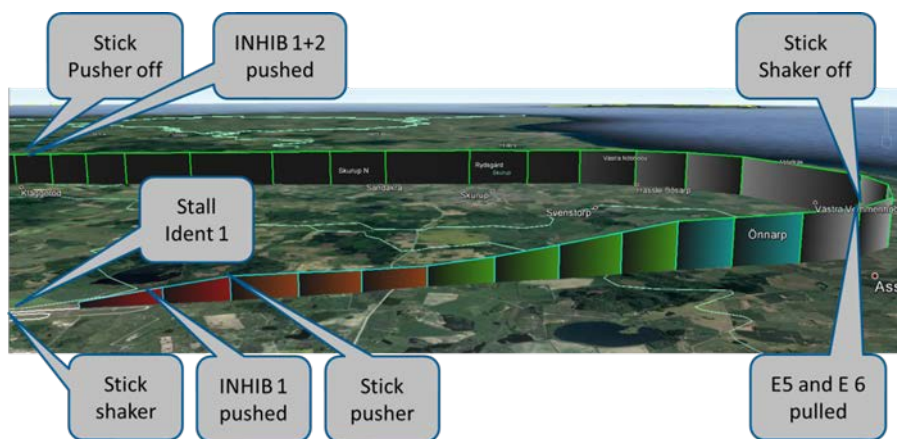
¹⁰ PF (Pilot Flying) – pilot som manövrerar flygplanet.

Minnesåtgärden för att avaktivera ”stick push” utfördes inte utantill, men genom att följa nödchecklistorna (se avsnitt 1.6.6) för överstegringsvarning (stick shaker) och anfallsvinkelbegränsarsystemet (stick push) kunde systemen stängas av vilket medförde att problemen upphörde. (Se fig. 1).

Efter det att besättningen kände att situationen var under kontroll anropades Malmötorner för att begära klarering för att återvända till flygplatsen för landning på bana 17.

Därefter utfördes en normal landning.

Tillbudet inträffade i position 5532N 01321E, 72 meter över havet.



Figur 1. Del av flygplanets flygbana enligt radardata, start från bana 17. Karta från Google Earth.

1.2 Personskador

	Besättning	Passagerare	Ombord- varande totalt	Övriga
Omkomna	-	-	0	-
Allvarligt skadade	-	-	0	-
Lindrigt skadade	-	-	0	Ej tillämpligt
Inga skador	5	101	106	Ej tillämpligt
Totalt	5	101	106	-

1.3 Skador på luftfartyget

Inga.

1.4 Andra skador

Inga.

1.4.1 Miljöpåverkan

Inga.

1.5 Besättningen/personalinformation

Befälhavaren

Befälhavaren, 51 år, hade ATPL med gällande operativ och medicinsk behörighet. Vid tillfället var befälhavaren, PM.

Flygtid (timmar)				
Senaste	24 timmar	7 dagar	90 dagar	Totalt
Alla typer	2	11	104	12 479
Aktuell typ	2	11	104	10 000

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 75.

Inflygning på typ gjordes den 6 juni 1996.

Senaste PC¹¹ genomfördes den 22 april 2016 på typen.

Biträdande piloten

Biträdande piloten, 24 år, hade CPL med gällande operativ och medicinsk behörighet. Vid tillfället var piloten, PF.

Flygtid (timmar)				
Senaste	24 timmar	7 dagar	90 dagar	Totalt
Alla typer	2	15	199	1 160
Aktuell typ	2	15	199	280

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 144.

Inflygning på typ gjordes den 16 maj 2016.

Senaste PC genomfördes den 16 maj 2016 på typen.

1.5.1 Övrig berörd personal

Operatörens tekniker hade gällande företagsbehörighet att utfärda underhållsintyg (CRS) för den aktuella flygplanstypen.

¹¹ PC (Proficiency Check) – kontroll av flygkompetens.

1.6 Luftfartyget

AVRO 146-RJ 100 är ett regionaljetflygplan huvudsakligen tillverkat i aluminium avsett för passagerartransport på kort- och medeldistans. Det är 31 meter långt och har en spännvidd på lite över 26 meter. Flygplanet är försett med fyra jetmotorer tillverkade av Honeywell.



Figur 2. Det aktuella flygplanet. Foto: Bene Riobó, Wikimedia Commons, License CC-BY-SA-4.0

1.6.1 Flygplanet

Typcertifikatinnehavare	BAE SYSTEMS (OPERATIONS) LTD.
Modell	AVRO 146-RJ100
Serienummer	E3242
Tillverkningsår	1994
Flygmassa, kg	Max tillåten start-/landningsmassa 44 225/40 142 aktuell 38 968
Masscentrumläge	Inom tillåtna gränser.
Total gångtid, timmar	36 068
Gångtid efter senaste periodiska tillsyn, timmar	848
Antal cykler	37 126
Typ av bränsle som tankats före händelsen	JET A1

Kvarstående anmärkningar

Inga kvarstående anmärkningar som var relevanta för händelsen.

Luftfartyget hade luftvärdighetsbevis med gällande granskningsbevis (ARC).

1.6.2 Beskrivning av delar eller system av betydelse för händelsen

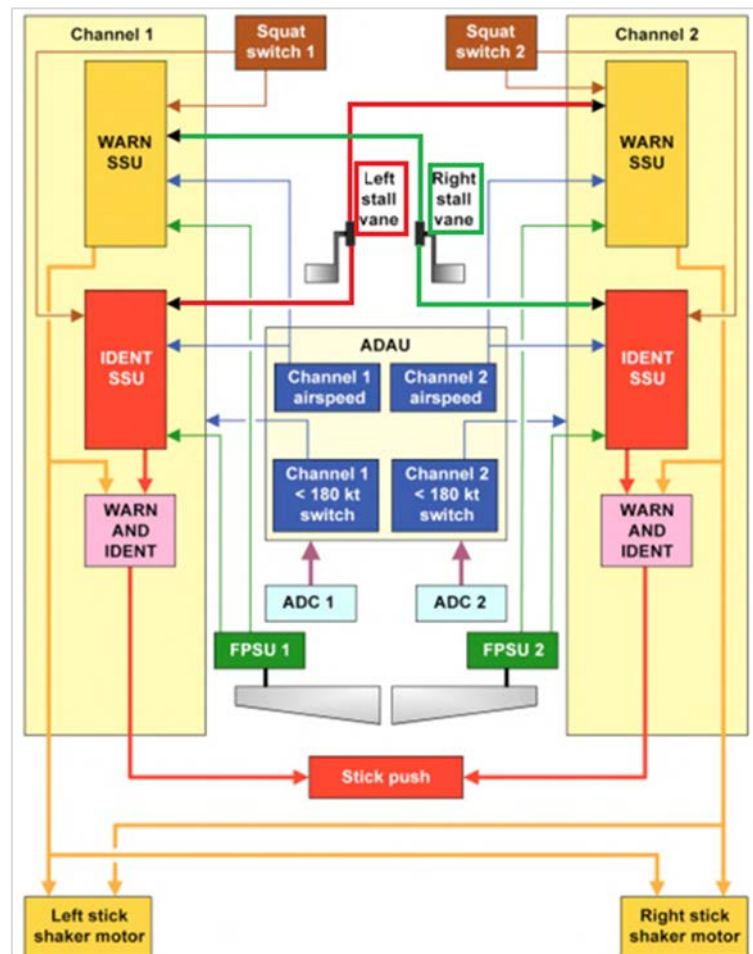
Stallidentifiering och varningssystem

Systemet består av två delar; stick shake (varning) och stick push (identifiering), den senare ger en naturlig nossänkning vid tidpunkten för stall.

Signaler till båda delarna är härledda från anfallsvinkelgivare monterade på vardera sidan av den främre delen av flygkroppen.

Det finns två stallvarningskanaler, där varje kanal har två signalsummeringsenheter (SSU). En för stallvarning (WARN SSU) och en för stallidentifiering (IDENT SSU). Den vänstra anfallsvinkelgivaren levererar luftflödesvinkeln till kanal 1 IDENT SSU och kanal 2 WARN SSU. Den högra anfallsvinkelgivaren levererar luftflödesvinkeln till kanal 2 IDENT SSU och kanal 1 WARN SSU.

Varje SSU omvandlar vinkelgivarens utslag till anfallsvinkel. Vardera WARN SSU kommer att ge en signal när den känner av att stallvarningsvinkeln har uppnåtts och vardera IDENT SSU kommer att ge en signal när stallvinkeln har uppnåtts. Om en WARN SSU upptäcker att varningsvinkeln för stall har uppnåtts, aktiverar WARN SSU båda stick shakers. (Se fig. 3).



Figur 3. Förenklat diagram av stallidentifiering- och varningssystemet.

En kanal kommer bara att ge stick push om både WARN SSU och IDENT SSU ger en utsignal. Eftersom de två SSU enheterna i en kanal tar sin anfallsvinkel från olika givare, kommer ett fel i en givare inte att resultera i felaktig stick push.

Brytare monterade på båda huvudställen känner av om flygplanet är på marken. Denna signal stänger av stallvarnings- och stallidentifieringssystemen för att förhindra felaktig aktivering.

När flygplanet lämnar marken är stallvarningen klar för aktivering. Stick push är inte klar att aktiveras förrän flygplanet har varit i luften ungefär sju sekunder.

Stallvarningsvinkeln och stallvinkeln är beroende av vingklaffarnas position. När klaffen är i position 18 grader, som vid händelsen, är aktiveringsvinkeln för stallvarning 17 grader samt stallvinkel 25 grader.

Om förändringshastigheten för anfallsvinkeln är hög ger IDENT SSU en utsignal vid en lägre anfallsvinkel.

Förändringshastighetsfunktionen som ingår i varje stallidentifierings SSU är linjär och sänker anfallsvinkelns aktiveringsläge med 1,3 grader för varje grad/sekund över $1,5 \pm 0,5$ grader/sekund dödband.

Förändringshastighetsfunktionen har inga begränsningar för varken varaktighet eller reduktion av aktiveringsvärdet och är avaktiverad över en flygfart av 180 ± 5 knop. Flygfarten levereras av enheten för luftdata (ADAU).

När flygplanet når anfallsvinkeln för stallvarning kommer WARN SSU att aktivera skakmotorerna. Om anfallsvinkeln ökar ytterligare kommer IDENT SSU genom pneumatik att aktivera stick push systemet och två indikeringar på instrumentpanelen benämnda *STALL VLV A OPEN* och *STALL VLV B OPEN* tändas. Stick push upphör inte förrän båda anfallsvinkelgivarna har reducerats till tre grader under aktiveringsvinkeln för stallvarning (stick shaker).

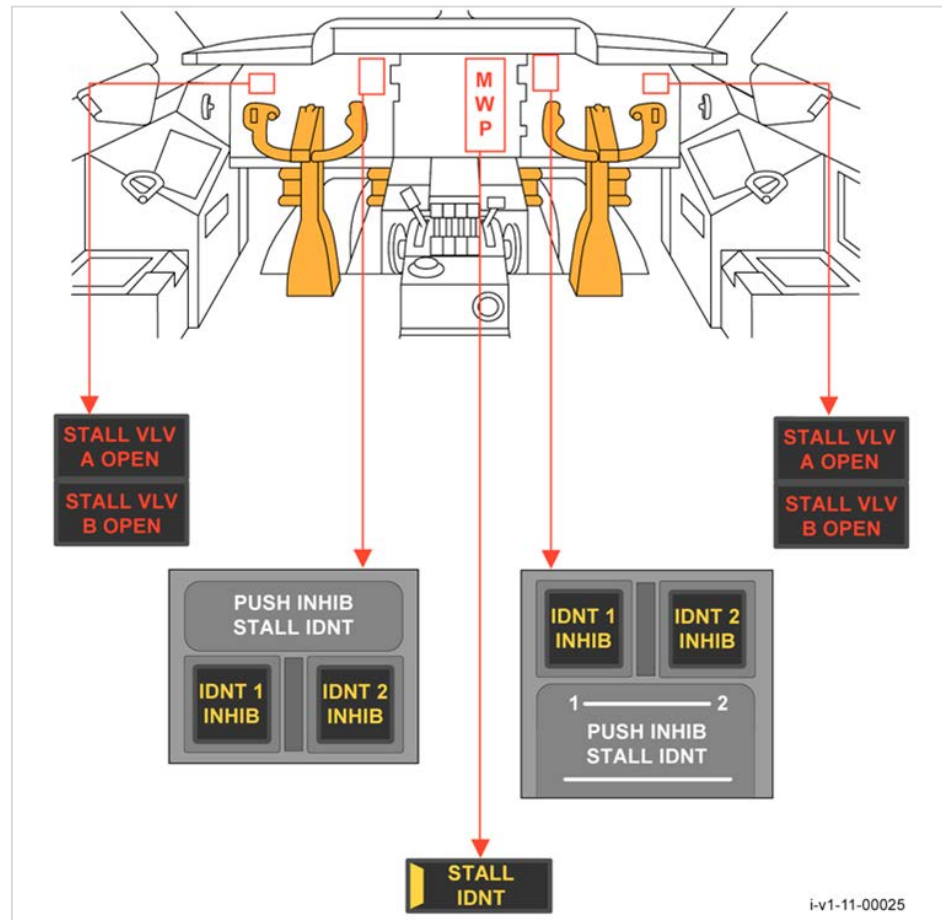
1.6.3 Stallidentifieringsfel

Det finns en tryckknapp för avstängning av stick push för varje kanal på varje instrumentpanel. Knapparna används för att stänga av stick push i händelse av fel i stallidentifieringssystemet.

Varje kanal har två avstängningsknappar med gul text, IDNT och INHIB. Det finns även en gul indikator med texten STALL IDNT på den centrala varningspanelen (CWP).

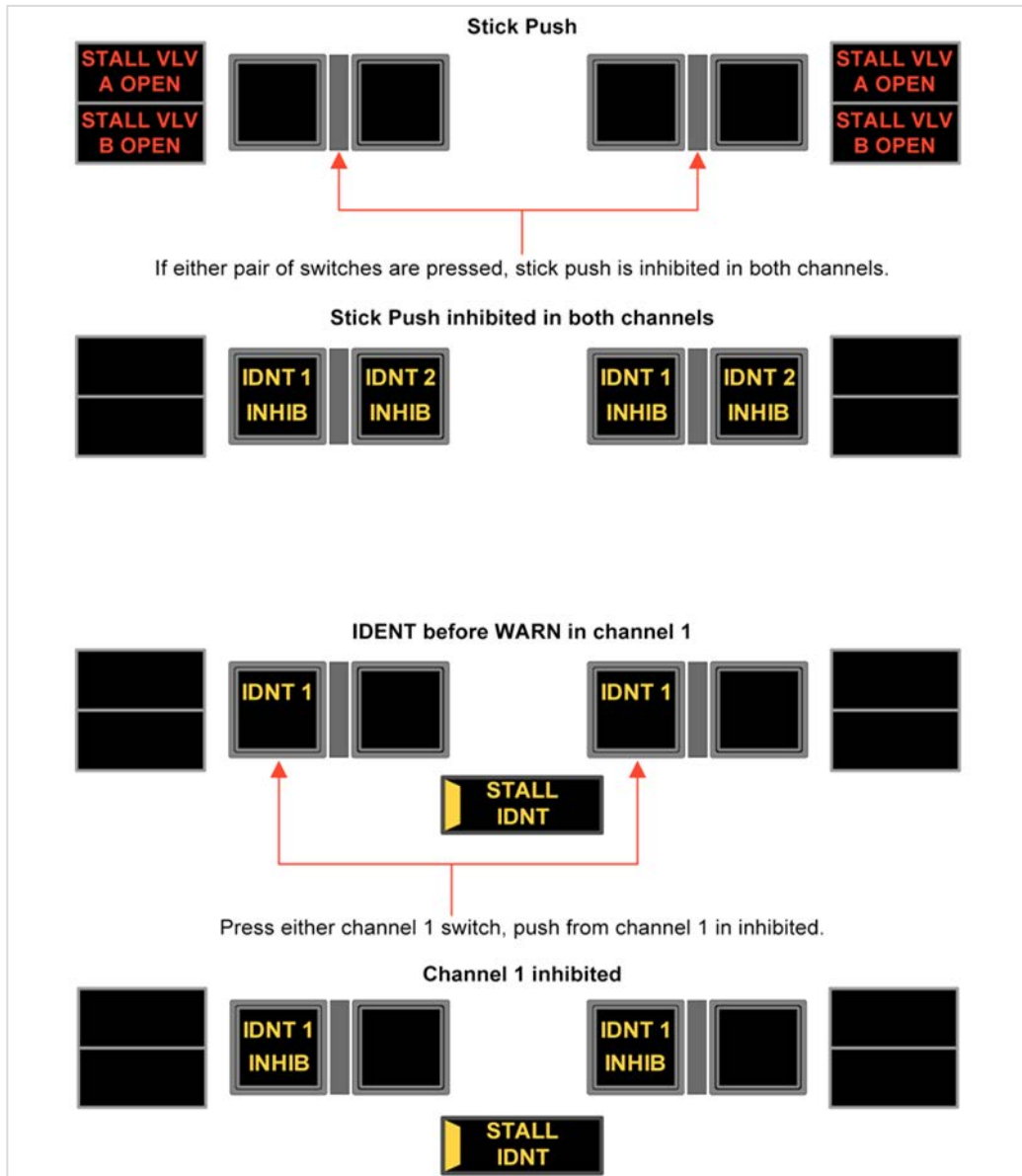
Om en kanal indikerar IDENT anfallsvinkel utan att känna av WARN anfallsvinkel kommer respektive IDNT-indikator samt indikatorn på den centrala varningspanelen med texten STALL IDNT att tändas. Kanalen ger inte en stick push, men kommer att ge stick push om en

stallvarning upptäcks i ett senare skede. För att förhindra att en efterföljande falsk stick push ges, kan kanalen stängas av genom att respektive avstängningsknapp (IDNT/INHIB) trycks in (se fig. 4). Båda INHIB-indikatorerna för den felande kanalen tänds och kanalen förblir avstängd för resten av flygningen. En återställning kan endast göras på marken. Den andra kanalen kan fortfarande ge stick push om stallvinkeln uppnås.

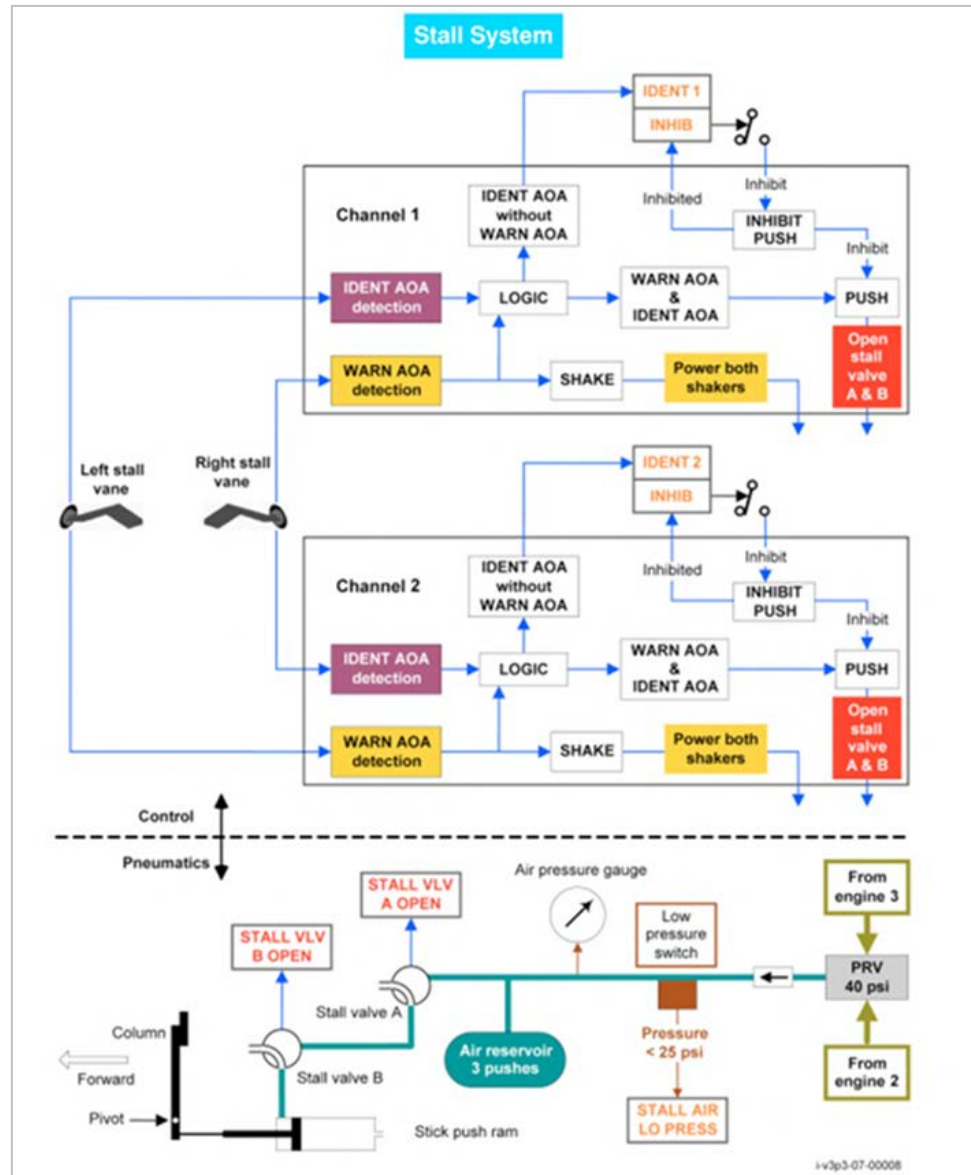


Figur 4. Stall systemets indikeringar på instrumentpanelen.

Om falsk stick push ges, kan piloten övermanna denna. Om både kanal 1 och kanal 2 knapparna trycks in samtidigt kommer stallventilerna att stängas och trycket upphöra. Alla fyra INHIB-indikatorerna och alla fyra IDNT-indikatorerna kommer att lysa upp och stick push är avaktiverad för resten av flygningen. (Se fig. 5 och 6).



Figur 5. Indikationer vid olika scenarion i stallsystemet.



Figur 6. Förenklat diagram av stall identifiering- och varningssystemet, med pneumatiska delen under den streckade linjen.

1.6.4 Byte av skadad anfallsvinkelgivare

Teknikern som utförde inspektionen före flygning upptäckte en skadad anfallsvinkelgivare och beslutade att den skulle bytas före nästa flygning.

Inledningsvis var tanken att bara byta den skadade flöjeln. Det fanns emellertid inte någon flöjel i förrådet utan endast en komplett anfallsvinkelgivare.

Teknikern skrev ut instruktionen för demontering och installation av anfallsvinkelgivare från flygplanets underhållsmanual och påbörjade demonteringen. Samtidigt som den nya anfallsvinkelgivaren levererades anlände även besättningen och fick information om att flygningen skulle bli försenad.

Underhållsintygen för anfallsvinkelgivaren granskades och accepterades varvid installationen påbörjades. Under installationen avbröts teknikerna flera gånger av olika personer som undrade när de skulle bli klara. Detta upplevdes som stressande av teknikerna.

När installationen var klar bläddrade de fram till den sista textsidan i manualen där de tester som ska genomföras efter installationen normalt står.

Teknikerna läste testinstruktionen för ”vane assembly”, dvs. installation av flöjeln, och inte för byte av anfallsvinkelgivaren (airflow sensor). Efter installation av flöjeln ska endast en test av uppvärmningen utföras, vilket också gjordes med godkänt resultat. Teknikerna tyckte dock att detta test verkade otillräckligt, varför de beslutade att även utföra en ”return to service test” (RTS) för anfallsvinkelgivaren samt en ”sensor screen test”. Båda dessa ytterligare tester utfördes med godkänt resultat.

De tester som var aktuella för bytet av anfallsvinkelgivaren (airflow sensor), bl.a. funktionstest av anfallsvinkelgivaren, utfördes inte.

I flygplanets tekniska logg dokumenterades att installationen blev utförd enligt referens AMM 27-33-37 401 vilket är installation av anfallsvinkelgivaren (airflow sensor). Att en ”sensor screen test” utfördes dokumenterades inte.

Varken dubbelinspektion, enligt underhållsmanualen, eller återinspektion enligt företagets MOE¹² blev utförd.

1.6.5 Underhållsmanual, AMM¹³

I underhållsmanualen beskrivs uppgifterna att demontera och installera anfallsvinkelgivaren samt byte av flöjel i samma kapitel.

Utformningen av kapitlet och dess underliggande delmoment saknar tydliga avgränsningar mellan de två olika arbetsuppgifterna.

Vanligtvis beskrivs sammansatta delar som ett *assembly*, i detta fall betecknas flöjeln som ett *assembly*.

Anfallsvinkelgivaren beskrivs som en sensor trots att denna komponent består av två sammansatta delar.

1.6.6 Checklista onormala procedurer

Följande checklistor för onormala procedurer var aktuella för händelsen. Den inramade texten innehåller de procedurer som piloterna förutsätts kunna tillämpa utantill, s.k. *Memory Items*. (Se fig. 7–9).

¹² MOE (Maintenance Organisation Exposition) – handbok för underhållsorganisationen.

¹³ AMM (Aircraft Maintenance Manual) – underhållsmanual.

Stick Shake (Stall Warning)

Stall warning is indicated by stick shaker operating

Ease nose down to reduce angle of attack
Increase thrust if appropriate
Check aircraft configuration
Ensure airspeed adequate for conditions

If either stick shaker operates when obviously clear of the stall warning angle of attack:
 Stick shaker CBS (E5 and E6) Pull
 Fly with caution as stick shake is not available from either channel.

Figur 7. Onormal och nödchecklista, stallvarning.

Stall Identification Channel Failure

IDNT 1

OR

IDNT 2

STALL IDNT

Press either the left or right IDNT annunciator.
 The relevant INHIB annunciators will light.
 The stall identification system reverts to single channel operation.
 Stick push will be given if identification angle of attack is reached.

Figur 8. Onormal och nödchecklista, stallidentifieringsfel i en kanal.

Stick Push (Stall Identification)

STALL VLV
A OPEN

 STALL VLV
B OPEN

Stall identification is indicated by the stick pusher operating

Stick shaker should also operate

Apply standard stall recovery technique
Check aircraft configuration
Ensure airspeed adequate for conditions

If the stick pusher operates when obviously clear of the stall identification angle of attack:
 Press #1 and #2 IDNT/INHIB annunciators together.

If stick push is inhibited, INHIB 1 and INHIB 2 annunciators will be illuminated.
 Fly with caution; no stick push available.
If either stick shaker operates when obviously clear of the stall warning angle of attack:
 Stick shaker CBS (E5 and E6) Pull
 Fly with caution; no stick push and no stick shake available.

Figur 9. Onormal och nödchecklista, stall identifiering.

1.7 Meteorologisk information

Enligt SMHI:s analys: Vind SV 15–20 knop, sikt 6–8 km, moln 6–8/8 med bas 500–700 fot, temperatur/daggpunkt +16/+15 °C, QNH 1009 hPa.

Tillbudet inträffade under dagen.

1.8 Navigationshjälpmedel

Inte relevant.

1.9 Radiokommunikationer

Kommunikation var upprättad med Malmötornet.

1.10 Flygfältsdata

Flygplatsen hade status enligt AIP¹⁴ Sverige/Sweden.

1.11 Färd- och ljudregistratorer

Flygplanet var utrustat med en färdregistrator (DFDR, Digital Flight Data Recorder) samt en färdregistrator med funktion för snabbåtkomst (QAR, Quick Access Recorder) och en ljudregistrator (CVR, Cockpit Voice Recorder).

Data laddades ned från QAR enheten samt DFDR och CVR enheten demonterades ur flygplanet. FDR data och CVR enheten transporterades av haverikommissionens personal till den brittiska haverikommissionen AAIB UK för utläsning. CVR enheten har därefter återlämnats till operatören.

1.11.1 Färdregistratorer (FDR¹⁵, QAR¹⁶)

DFDR var tillverkad av Lockheed med artikelnummer 10077A500-803 samt serienummer 4646.

QAR var tillverkad av L3 Communication med artikelnummer QAR201-02-00 samt serienummer 000283449. Flygdata laddades ner av operatören och överlämnades till SHK.

Den enda parameter som registrerar anfallsvinkel registreras från vänster anfallsvinkelgivare (AOA) och från den framgår det att värdena för AOA har varit fyrtiofem grader eller mer under nästan hela flygningen, förutom några enstaka registreringar under inflygningen för landning. Den lägsta registreringen under flygningen var 42,1 grader AOA.

1.11.2 Ljudregistrator (CVR¹⁷)

CVR var tillverkad av Fairchild med modellnummer A100A och hade artikelnummer 93A100-80 samt serienummer 62829.

CVR modell A100A har kapacitet för att spela in ljud på fyra kanaler under trettio minuter.

Fyra ljudfiler med en längd på trettio minuter genererades men inget ljud från den aktuella flygningen kunde analyseras då detta hade spelats över.

¹⁴ AIP (Aeronautical Information Publication) – luftfartsinformation av varaktig natur.

¹⁵ FDR (Flight Data Recorder) – färdregistrator.

¹⁶ QAR (Quick Access Recorder) – färdregistrator med funktion för snabbåtkomst.

¹⁷ CVR (Cockpit Voice Recorder) – ljudregistrator.

1.12 Plats för händelsen

Händelsen inträffade efter start från bana 17 på Malmö Sturup flygplats.

1.13 Medicinsk information

Ingenting har framkommit som tyder på att förarnas psykiska eller fysiska kondition varit nedsatt före eller under flygningen.

1.14 Brand

Brand uppstod inte.

1.15 Överlevnadsaspekter

Inte aktuellt.

1.15.1 Räddningsinsatsen

Räddningsinsats var inte aktuell vid händelsen.

Nödsändaren (ELT¹⁸) av typ KANNAD 406 AP aktiverades inte.

1.16 Särskilda prov och undersökningar

1.16.1 Undersökning av anfallsvinkelgivare

Den vänstra anfallsvinkelgivaren på flygplanet demonterades och togs till Exova Materials Technology AB där den röntgades under övervakning av haverikommissionen. Inga avvikelser kunde ses på röntgenbilderna.

Anfallsvinkelgivaren skickades sedan till tillverkaren Safe Flight Instrument Corporation (SFIC) för test och felsökning under övervakning av representanter för NTSB¹⁹ och FAA²⁰.

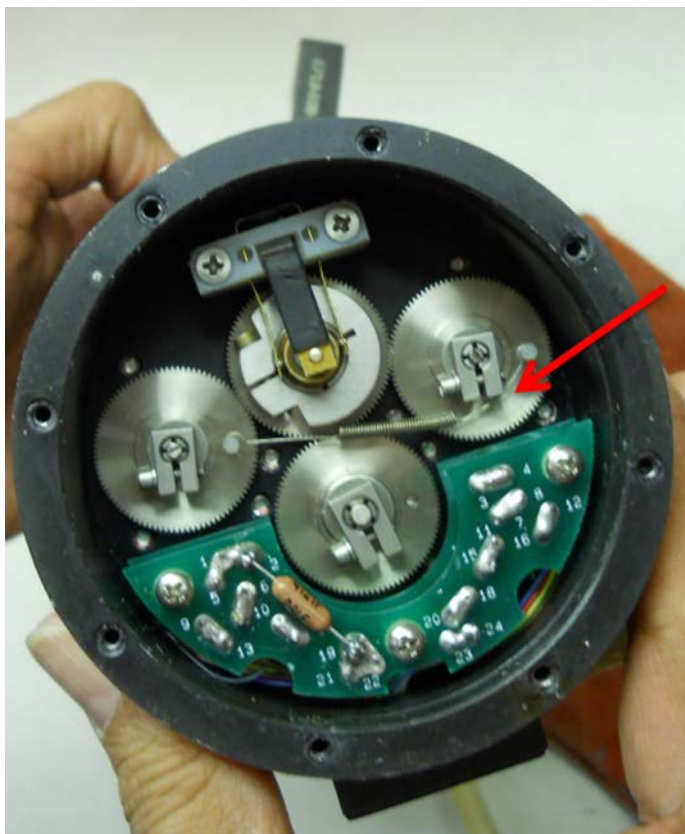
Undersökningen inkluderade kontroll av sensors fysiska tillstånd, funktionstest, isoleringstest, demontering av sensorn för att isolera felaktiga komponenter samt granskning av reparationshistoriken.

Vid undersökningen noterades att klämman till kugghjulet för vindflöjelns axel var åtdragen, men inte orienterad korrekt enligt ritningen. Dessutom var de två potentiometeraxlarnas klämmor åtdragna men inte orienterade korrekt. En av potentiometerklämmorna tog i fjädern som är kopplad mellan de två potentiometrarnas kugghjul när vindflöjelns axel flyttades till sitt motsvarande stopp (se fig. 10 och 11). Detta resulterade i att fjädern sträckte sig och förde vindflöjelns kugghjul till ett neutralt läge när flöjeln släpptes. När fjädern togs bort balanserade vindflöjeln normalt.

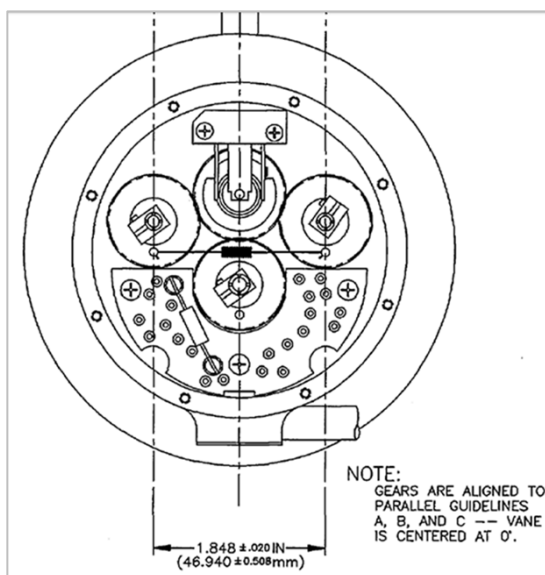
¹⁸ ELT (Emergency Locator Transmitter) – nödsändare.

¹⁹ NTSB (National Transportation Safety Board) – amerikanska myndigheten för säkerhetsutredningar.

²⁰ FAA (Federal Aviation Administration) – federal luftfartsmyndighet i USA.



Figur 10. Anfallsvinkelgivare vid undersökning, höger potentiometer klämma tar i fjädern.



Figur 11. Korrekt orientering av kugghjul, klämmor och fjäder enligt tillverkarens manual.

Vid undersökningen visade sig enheten vara 45–50 grader utanför specifikationen för alla vinkelavläsningar.

Enheten fungerade normalt efter kalibrering.

1.16.2 *Analys av reparationshistorik för givarmodellen*

Analys av returerna sedan januari 2014 visar att 46 enheter kom in till Safe Flight Instrument Corporation (SFIC) reparationsstation. Inga enheter med liknande avvikelser hittades.

1.16.3 *Safe Flights rutiner*

SFIC använder för närvarande inte sabotage- eller garantiförseglingar på enheter. Enheten stämplas dock med datumet för senaste funktionstesten före leverans. Den omfattas inte av RII²¹ och det genomförs således inte några oberoende inspektioner av enheterna.

1.16.4 *BAE Systems beräkning av anfallsvinkel*

BAE Systems har använt en designsimulatoremodell för att bearbeta FDR-data i syfte att försöka bestämma flygplanets anfallsvinkel (AOA) vid den tidpunkt som stick push startade.

Enligt BAE Systems analys har flygplanet kunnat ligga vid en anfallsvinkel AOA på 16 grader vid tidpunkten för stick push. Det har inte varit möjligt att bekräfta om AOA eller luftflödesvinkeln var tillräcklig för att utlösa stallidentifieringssystemet.

Data i FDR parametrarna: höjdrodervinkel; Vertikal G och indikerad fart har betydande lokala variationer som stöder piloternas rapport om turbulens vilket skulle kunna medföra att AOA ökade momentant över stabila värden.

1.16.5 *Test av stallidentifieringssystem*

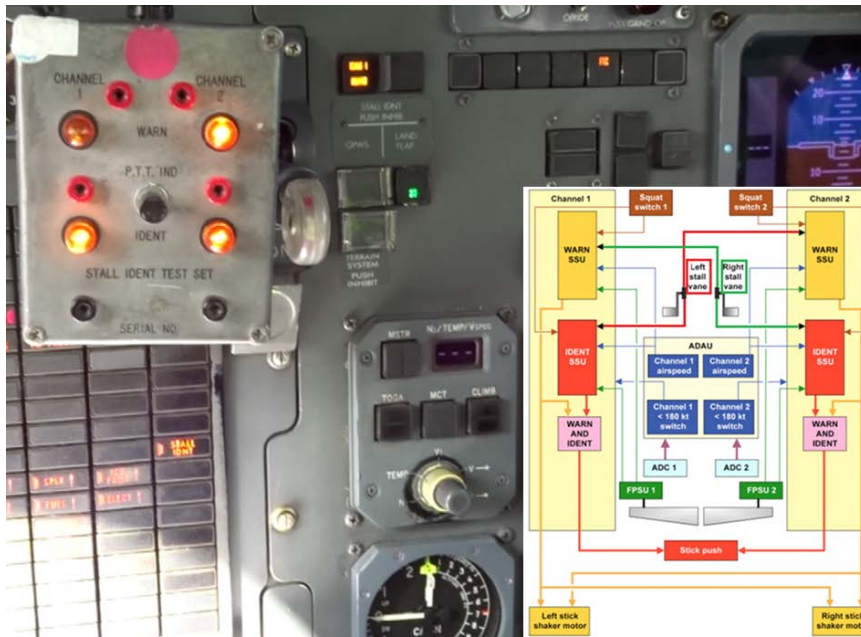
Haverikommissionen genomförde ett test i avsikt att förstå och klargöra hur en hög förändringshastighet påverkar stallsystemet. Testet utfördes på två av operatörens flygplan med registreringarna SE-DSP och SE-DSY.

En testutrustning installerades med indikeringar för båda stallvarningskanalernas stallvarning (WARN SSU) och stallidentifiering (IDENT SSU). När respektive indikering lyser är den delen av systemet aktiverad. För att se vinkeln på anfallsvinkelgivarna monterades en gradskiva på respektive givare.

Stallsystemet konfigurerades som vid händelsen. Vänster anfallsvinkelgivare ställdes i position fullt upp (+45 grader), höger givare i en vinkel under varningsläget.

Detta resulterade i att indikeringen IDENT 1 tändes för kanal 1 och varning för kanal 2 på testutrustningen. På instrumentpanelen tändes indikeringen IDNT 1, STALL IDNT på CWP samt att ”stick shaker” aktiverades, se fig. 12. IDNT 1 knappen trycktes in och INHIB delen av knappen tändes.

²¹ Required Inspection Item (RII) – obligatorisk inspektionsobjekt.



Figur 12. Indikeringar på instrumentpanel och testutrustning med vänster givare position 45 grader och höger i en vinkel under varningsläget.

Därefter flyttades höger flöjel uppåt från noll grader läget med små rörelser, men med hög förändringshastighet för att simulera turbulens.

Ident indikatorn för kanal 2 blinkade till och anfallsbegränsarsystemets (stick push) aktiverades samtidigt som indikatorerna ”STALL VLV A respektive B OPEN” tändes på instrumentpanelen, figur 13.



Figur 13. Indikeringar på instrumentpanelen samt testutrustning, vid stick push.

Vidare testades systemet genom att positionera vänster och höger flöjel ovanför aktiveringsvinkeln för stallidentifiering (25 grader), vilket medförde att anfallsvinkelbegränsarsystemet aktiverades. Höger flöjel flyttades till en position under aktiveringsvinkeln för stallvarning (17 grader), varvid anfallsvinkelbegränsarsystemet var fortsatt

aktiverat. Vänster flöjel flyttades nu till en position under aktiveringsvinkeln för stallvarning varvid anfallsvinkelbegränsarsystemet avaktiverades.

1.17 Berörda aktörers organisation och ledning

Braathens Regional Aviation AB är ett flygföretag som bedriver kommersiell luftfart med passagerare och frakt. Företaget hade ett giltigt svenskt AOC med nummer SE.AOC.0010 utfärdat av Transportstyrelsen. Operatören har bl.a. elva flygplan av modellen AVRO 146-RJ100.

1.18 Övrigt

1.18.1 Operatörens underhållsprocedurer

Ett byte av en "airflow sensor" ligger inom ramen för en teknikers behörighet. Detta innebär att teknikern får byta testa och dokumentera åtgärden. I och med att bytet är en s.k. "critical task" ska dock bytet återinspekteras av någon annan behörig tekniker.

1.18.2 Historik, Anfallsvinkelgivare S/N 211

Anfallsvinkelgivaren tillverkades den 16 mars 1995. Därefter har följande underhållsåtgärder utförts:

- Returnerad till komponentverkstad den 25 oktober 2004:
Anfallsvinkelgivare, vindflöjels hastighet utanför specifikation.
Kontrollerad utan anmärkning: den 5 november 2004
- Returnerad 24 februari 2014:
Felaktiga vinkelavläsningar.
Felsökningsresultat: Utanför kalibrering och stopp utanför specifikationen, axelkolor defekta.
Åtgärd: Byte av brickor och axelkolor.
Kontrollerad/Funktionstest: den 5 mars 2014/12 juni 2014.
Certifierad: FAA FORM 8130-3 och EASA daterad den 13 juni 2014.
- Frakt: Från SFIC till BAE Systems den 23 juni 2014. Från BAE Systems till Braathens Regional Aviation den 10 februari 2015.
- Braathens Regional Aviation Serviceable Label daterad 12 februari 2015.
- Braathens Regional Aviation installerade S/N 211 i SE-DSP den 29 september 2016.

1.18.3 Vidtagna åtgärder

Operatören

- En säkerhetsbulletin har utfärdats speciellt fokuserad på ”Minnesåtgärder” och den aktuella händelsen.
- En särskild lista innehållande minnesåtgärder kommer att finnas ombord som stöd för piloterna.
- Återkommande träning har införts gällande händelsen och berörda system.
- CVR-rutiner utbildas i flygsimulatorens vid OPC²².
- MOE reviderad den 3 oktober 2016 och uppdaterad i enlighet med EU förordning (EU) 2015/1536, ED 2016/011/R (AMC+GM), kritiska underhållsåtgärder och övervakning av luftfartygets fortsatta luftvärdighet.

Typcertifikatinnehavaren

- Ett informationsblad har utfärdats till alla operatörer speciellt fokuserad på ”Minnesåtgärder” och den aktuella händelsen. *Flight Operations Support Information Leaflet (FOSIL 17-005)*.
- Ändringar av AMM kapitel 27-33-37 har genomförts. Benämningen *Vane Assembly* har ändrats till *Vane*.

1.19 Särskilda utredningsmetoder

Inga.

²² OPC (Operators Proficiency Check) – operatörens kompetenskontroll.

2. ANALYS

2.1 Flygningen

Strax efter start, när huvudhjulen var i luften, aktiverades stallvarningssystemet. Genom att omedelbart kontrollera flygplanets fart och attityd, tillsammans med medvetenheten om att en anfallsvinkelgivare bytts ut före flygningen, kunde piloterna omgående identifiera stallvarningarna som falska.

Deaktivering av *stick shake* är inte en minnesåtgärd (Memory Item), vilket kan förklara att säkringarna E5 och E6 inte drogs omedelbart.

Däremot är deaktivering av *stick push* en minnesåtgärd där det i checklistan anges att bägge knapparna för IDNT 1 och 2 ska tryckas in. Detta gjordes emellertid först när nödchecklistorna gicks igenom. Förklaringen till detta står sannolikt att finna i att befälhavaren tidigare avaktiverat IDNT 1 samtidigt som IDNT 2 inte indikerade något fel, vilket medför att den korrekta åtgärden i det uppkomna läget inte framstår som naturlig för att avaktivera systemet. Till detta kommer att felfunktioner i stallvarningssystemen normalt inte tränas i simulatorn.

2.2 Tekniskt

2.2.1 *Bytet av anfallsvinkelgivare*

Vid bytet av anfallsvinkelgivaren användes fel tester efter installationen. I stället för testet för *airflow sensor* användes testet för *vane assembly*. Benämningen *vane assembly* leder tankarna till att den omfattar flera delar och inte endast själva flöjeln. Detta förhållande samt då arbetsmomenten saknar tydliga avgränsningar i manualen kan förklara varför fel testinstruktioner användes.

De upprepade avbrotten under installationen har också varit en störningsfaktor, vilket sannolikt bidrog till att arbetsuppgiften kom att utföras på ett felaktigt sätt samt att återinspektionen inte blev utförd.

Att den *sensor screen test* som utfördes fick godkänt resultat kan berott på att den utfördes under stress och att värdena misstolkades. Det enda som skiljer värdena åt är ett minustecken framför värdet för fullt utslag i ändlägena.

2.2.2 *Stallvarnings- och identifieringssystemets logik*

BAE Systems beräkning av flygplanets anfallsvinkel AOA visade att den vid tidpunkten för *stick push* kunnat ligga på 16 grader. Detta innebär att det behövdes en sänkning av aktiveringsläget med 9 grader för att aktivera *stick push*, vilket motsvarar en förändringshastighet på 8,5 grader/sekund.

En förändringshastighet på 8,5 grader/sekund kan bl.a. uppnås av: 0,85 grader förflyttning på 0,1 sekund, 1,7 grader förflyttning på 0,2 sekunder eller 2,55 grader förflyttning på 0,3 sekunder.

Testen som utfördes på två flygplan visade att *stick push* aktiveras om en anfallsvinkelgivare är i position över stallvinkeln och den andra givaren flyttas uppåt från nollgradersläget med små snabba rörelser.

Av piloternas rapport samt data från DFDR framgår att det förekom turbulens. Enligt haverikommissionens mening är den mest sannolika förklaringen till aktiveringen av *stick push* att turbulensen medfört att förändringshastigheten för den funktionsdugliga anfallsvinkelgivaren vid något tillfälle överstigit 8,5 grader per sekund. Det går dock inte att helt utesluta att något annat kvarvarande fel finns i systemet.

2.2.3 *Den felaktiga anfallsvinkelgivaren*

Test och felsökning hos tillverkaren visade att klämmorna till potentiometrarna samt klämman till vindflöjens axel var åtdragna men inte orienterade korrekt enligt ritningen. Dessutom tog en av potentiometerklämmorna i fjädern som är kopplad mellan de två potentiometrarnas kugghjul när vindflöjeln flyttades mot ett av ändlägena.

Detta tyder på att givaren vid något tillfälle blivit felmonterad eller manipulerad. I och med att sabotage- eller garantiförseglingar saknas är det omöjligt att avgöra om enheten blivit levererad felaktig eller om någon manipulerat den i ett senare skede.

Det är sannolikt att enheten inte blivit installerad om en bruten sabotage- eller garantiförsegling funnits.

3. UTLÅTANDE

3.1 Utredningsresultat

- a) Piloterna hade behörighet att utföra flygningen.
- b) Teknikerna hade behörighet att utföra bytet av anfallsvinkelgivaren.
- c) Flygplanet hade luftvärdighetsbevis med gällande granskningsbevis.
- d) Piloterna identifierade omedelbart att stallvarningarna var falska och prioriterade att behålla kontrollen över flygningen innan felsökningen påbörjades.
- e) Minnesåtgärd för att avaktivera ”stick push” utfördes inte.
- f) Vänster anfallsvinkelgivare indikerade felaktig vinkel under hela flygningen.
- g) Funktionskontroll av anfallsvinkelgivaren efter installationen utfördes inte.
- h) Proceduren för ”Critical task” utfördes inte vid installationen av anfallsvinkelgivaren.
- i) Avbrotten under bytet av anfallsvinkelgivare utgjorde ett stressmoment.
- j) Arbetsmomenten saknar tydliga avgränsningar i manualen.

3.2 Orsaker till tillbudet

Det allvarliga tillbudet orsakades av att testinstruktionerna för installation av ”Vane assembly” och ”Airflow sensor” förväxlades, vilket ledde till att föreskriven funktionstest inte blev utförd och felet på anfallsvinkelgivaren inte blev upptäckt.

Bidragande orsaker:

- De olika komponenternas benämningar ”Vane assembly” och ”Airflow sensor” förstärker risken för sammanblandning av arbetsmoment.
- Avbrotten under bytet av anfallsvinkelgivare utgjorde ett stressmoment som ökade risken för misstag.
- Återinspektion efter bytet av anfallsvinkelgivare blev inte utförd.

4. SÄKERHETSREKOMMENDATIONER

FAA rekommenderas att:


- Verka för att komponenter, som kräver särskilt godkända underhållsinstanser, förseglas så att obehörig manipulation kan upptäckas. (RL 2017:08 R1)

EASA rekommenderas att:

- Verka för att komponenter, som kräver särskilt godkända underhållsinstanser, förseglas så att obehörig manipulation kan upptäckas. (RL 2017:08 R2)

SHK emotser besked **senast den 8 december 2017** om vilka åtgärder som har vidtagits med anledning av de säkerhetsrekommendationer som har lämnats i rapporten.

På haverikommissionens vägnar



Mikael Karanikas



Tony Arvidsson