

Rapport C 1995:8

**Olycka med flygplanet SE-KNK
den 28 februari 1994
på Mora flygplats, W län**

L-12/94

1995-02-23

L-12/94

Luftfartsverket

601 79 NORRKÖPING

Rapport C 1995:8

Statens haverikommission (SHK) har undersökt en olycka som inträffade den 28 februari 1994 på Mora flygplats, W län, med ett flygplan med registreringsbeteckningen SE-KNK.

SHK överlämnar härmed enligt 14 § förordningen (1990:717) om undersökning av olyckor en rapport över undersökningen.

S-E Sigfridsson

Nils Benker

Henrik Elinder

Claes Jernow

Innehåll

	SAMMANFATTNING	4
1	FAKTAREDOVISNING	6
1.1	Redogörelse för händelseförloppet	6
1.2	Personskador	7
1.3	Skador på luftfartyget	7
1.4	Andra skador	7
1.5	Besättningen	7
1.6	Luffartyget	8
1.6.1	<i>Allmänt</i>	8
1.6.2	<i>Avisningssystem</i>	8
1.6.3	<i>Stallfarter</i>	8
1.7	Meteorologisk information	8
1.8	Navigationshjälpmedel	9
1.9	Radiokommunikationer	9
1.10	Flygfältsdata	9
1.11	Färd- och ljudregistratorer	9
1.12	Olycksplats och luftfartygsvrak	9
1.12.1	<i>Olycksplatsen</i>	9
1.12.2	<i>Luffartygsvraket</i>	9
1.13	Medicinsk information	9
1.14	Brand	10
1.15	Överlevnadsaspekter	10
1.16	Särskilda prov och undersökningar	10
1.16.1	<i>Avisningssystem</i>	10
1.16.2	<i>Vindtunnelprov vid KTH</i>	10
1.16.3	<i>Stallvarningssystem</i>	10
1.16.4	<i>Huvudställ</i>	11
1.16.5	<i>Övrig teknisk undersökning av flygplanet</i>	12
1.17	Övrigt	12
1.17.1	<i>Vindmätning och vindrapportering</i>	12
1.17.2	<i>Nödlandningsövningen</i>	12
2	ANALYS	13
2.1	Flygningen	13
2.2	Landningen	13
2.3	Skadeförlopp	13
3	UTLÅTANDE	14
3.1	Undersökningsresultat	14
3.2	Orsaker till olyckan	14
4	REKOMMENDATIONER	14

BILAGA

1	Utdrag ur cert.reg. beträffande föraren (endast till Luftfartsverket)
---	--------------------------------------------------------------------------

Rapport C 1995:8

L-12/94

Rapporten färdigställd 1995-02-23

<i>Luftfartyg: registrering och typ</i>	SE-KNK , Socata TB20
<i>Ägare/innehavare</i>	Derkert & Davidsson AB Götgatan 9, 116 46 Stockholm
<i>Tidpunkt för händelsen</i>	1994-02-28 kl. 12.57 i dagsljus <i>Ann:</i> All tidsangivelse avser svensk normaltid (SNT) = UTC + 1 timme
<i>Plats</i>	Mora flygplats, W län Position 6058N 1431E
<i>Typ av flygning</i>	Skolflygning (typinflygning)
<i>Väder</i>	<i>METAR kl. 11.50:</i> Vind 060□/4 knop, sikt > 10 km, moln 5B7/8 bas 2 400 fot, temp/daggp B8/B13□C, QNH 1 023 hPa
<i>fot 5B7/8</i>	<i>METAR kl. 13.50:</i> vind 020□/9 knop, sikt > 10 km, moln 1B4/8 bas 2 000 bas 2 800 fot, temp/daggp B8/B14□C, QNH 1 023 hPa
<i>Antal ombord:</i>	<i>lärare</i> 1 <i>förare</i> 1
<i>Personskador</i>	Inga
<i>Skador på luftfartyget</i>	Betydande
<i>Lärares ålder, certifikat</i>	51 år, B och instrumentbevis
<i>Lärares flygtid</i>	6 018 timmar, varav på typen 10 timmar
<i>Förarens ålder, certifikat</i>	52 år, A och instrumentbevis
<i>Förarens flygtid</i>	1 393 timmar, varav på typen 0 timmar

Statens haverikommission (SHK) underrättades den 28 februari 1994 om att en olycka med ett flygplan med registreringsbeteckningen SE-KNK inträffat på Mora flygplats, W län, samma dag.

Olyckan har undersökts av SHK som företrätts av S-E Sigfridsson, ordförande, Nils Benker, flygoperativ utredningschef, Henrik Elinder, teknisk utredningschef, och Claes Jernow, sakkunnig.

Undersökningen har följts av Luftfartsverket genom Carl Olsson.

SAMMANFATTNING

Flygningen avsåg typinflygning. Föraren utförde först en normal landning på Mora flygplats bana 34 med landningsklaff (40□) följt av infällning av klaffen till startläge (10□), fullt motorpådrag och förnyat landningsvarv. Landstället bibehölls ute och låst. Därefter följde en kortfältlandning med landningsklaff nära tröskeln till bana 34 likaså följt av klaffinfällning till startklaff och förnyad start. På ca 75 m höjd drog läraren av gasen helt för att fingera motorstopp. Föraren övergick till plané med en lägsta fart i övergången av ca 70 knop (KIAS) och bibehöll startklaff. Farten stabiliserades sedan vid ca 75 KIAS.

Fel! Okänt växelargument.

Under upptagningen före sättnig sjönk flygplanet igenom vid en fart av ca 70 KIAS och tog mark hårt i stort sett på alla tre hjulen samtidigt. Ett försök av läraren att med gaspådrag hindra genomsjunkningen var otillräckligt.

Huvudställen kollapsade. Flygplanet kunde hållas kvar på banan.

Varken föraren eller läraren upplevde avlösning (stall) i rodren eller i flygplanet. De hörde inte heller någon stallvarning.

Olyckan orsakades av att farten med det valda klaffläget var för låg vid upptagningen före sättnigen.

Rekommendationer

Inga

1 FAKTAREDOVISNING

1.1 Redogörelse för händelseförloppet

Under en flygning från Stockholm/Bromma till Mora skulle en lärare flyga in en förare på den aktuella flygplanstypen. Föraren satt på den vänstra och läraren på den högra förarplatsen. För flygningen hade en IFR-färdplan inlämnats.

Besättningen har uppgett följande. Efter start steg föraren till flygnivå 80 (8 000 fot standard) och utförde på lärarens direktiv bl.a. flygning med låg fart, dock inte stall, och aktivering av avisningssystemet. Farten var ca 150 knop (KIAS) och ytterlufttemperaturen B10 till B15°C. Både föraren och läraren observerade att avisningsvätskan, som pressades ut i vingframkanterna och flöt bakåt över vingarna, formade parallella ränder. De uppskattade att de var 2B3 mm tjocka och låg med 10B20 cm mellanrum och tycktes bestå av trögflytande avisningsvätska. Ränderna fanns kvar på vingarna under resten av flygningen.

Under höjdminskning mot Mora avslutades IFR-färdplanen. Därpå följde besättningen på lägre höjd vasaloppsspåret innan läraren gav föraren direktiv för landningsövningar på Mora flygplats.

Föraren gjorde först en normal landning på bana 34 med landningsklaff (40°). Efter sättningen fällde han in klaffen till startklaff (10°), drog på fullgas och gjorde ett nytt landningsvarv, varvid han bibehöll landstället ute och låst. Därefter följde en kortfältlandning med landningsklaff nära tröskeln till bana 34 följt av klaffinfällning till startklaff och förnyad start. På ca 75 m höjd drog läraren av gasen helt för att fingera motorstopp. Föraren övergick till plané med en lägsta fart i övergången av ca 70 KIAS och bibehöll startklaff. Farten stabiliserades sedan vid ca 75 KIAS.

Under upptagningen före sättning sjönk flygplanet igenom vid en fart av ca 70 KIAS och tog mark hårt i stort sett på alla tre hjulen samtidigt. Läraren drog på fullgas vid genomslunkningen.

Figur 1. Avisningsvätska på vingarnas ovansida

Fel! Okänt växelargument.

Huvudställen kollapsade. Flygplanet kunde med bl.a. full bromsning på vänster hjul hållas kvar på banan.

Varken föraren eller läraren upplevde avlösning (stall) i rodren eller i flygplanet före genomsjunkningen. De hörde ingen stallvarning.

Pos. 6058N 1431E, höjd över havet 192 m. Dagsljus rådde.

1.2 Personskador

	<i>Besättning</i>	<i>Passagerare</i>	<i>Övriga</i>	<i>Totalt</i>
			<i>Omkomna</i>	<i>B</i>
	B	B	B	
Allvarligt skadade	B	B	B	B
Lindrigt skadade	B	B	B	B
Inga skador	2	B	B	2
Totalt	2	B	B	2

1.3 Skador på luftfartyget

Betydande.

1.4 Andra skador

Inga.

1.5 Besättningen

Läraren var vid tillfället 51 år och hade gällande B-certifikat för enmotoriga landflygplan och instrumentbehörighet.

Flygtid (timmar),

<i>senaste</i>	<i>24 timmar</i>	<i>90 dagar</i>	<i>Totalt</i>
Alla typer1	11	6 018	
Denna typ	1	2	10

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 1.

Inflygning på typen gjordes 1984.

Senaste PFT (periodisk flygträning) genomfördes i mars 1993 på Christen Husky A-1.

Föraren var vid tillfället 52 år och hade gällande A-certifikat för en- och flermotoriga landflygplan och instrumentbehörighet.

Flygtid (timmar),

<i>senaste</i>	<i>24 timmar</i>	<i>90 dagar</i>	<i>Totalt</i>
Alla typer0	1	1 393	
Denna typ	0	0	0

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 0.

Senaste PFT genomfördes i augusti 1993 på PA 23.

1.6 Luftfartyget

1.6.1 Allmänt

Ägare/innehavare: Derkert & Davidsson AB

Götgatan 9, 116 46 Stockholm

Typ: Socata TB20

Serienummer: 1013

Tillverkningsår: 1990

Flygvikt: Max tillåten 1 400 kg, aktuell 1 275 kg

Tyngdpunktsläge: Inom tillåtna gränser

Motorfabrikat: Lycoming

Motormodell: IO-540-C4D5D

Antal motorer: 1

Bränsle som tankats

före händelsen: Avgas 100

Total gångtid 848 timmar

Gångtid efter senaste

periodiska tillsyn: 49 timmar

Motorgångtid: 848 timmar

Propellergångtid: 848 timmar

Luftfartyget hade gällande luftvärdighetsbevis.

Flygplanstypen har infällbart landställ.

1.6.2 Avisningssystem

Flygplanet var utrustat med ett avisningssystem av typ +TKS* Ice Protecting Systems. Systemet kan under flygning sprida avisningsvätska (glykolblandning) på de ytor som är känsliga för isbildning. Vätskan förvaras i en tank i flygplanet och pumpas via ett rörsystem ut till spridarpaneler på vingar, stabilisator och fena samt till munstycken vid vindruta och propellerframkanter. Spridarpanelerna består av perforerade plåtar som är monterade på framkanterna.

Vid aktivering av systemet pumpas vätskan ut och flyter med hjälp av fartvinden ut och bildar en tunn vätskefilm över de ytor som skall skyddas mot isbildning. Avsikten är i första hand att systemet skall användas i förebyggande syfte vid isbildningsrisk. Det kan även användas för att ta bort redan bildad is.

Speciella krav gäller för glykolblandningen. Vid den aktuella flygningen användes en blandning benämnd TKS 80 som enligt tillverkarens specifikation skall bestå av 80 % mono-etylglykol och 20 % vatten. Viskositeten på TKS 80 ökar med sjunkande temperatur och är vid B15°C ca 55 cSt vilket ungefär motsvarar normal motoroljas viskositet vid +40°C.

1.6.3 Stallfarter

Stallfarten vid flygvikt 1 400 kg och startklaff är enligt flyghandboken 65 KIAS. Stallfarten vid samma flygvikt, startklaff och med en belastning av 1,15 G kan beräknas till 70 KIAS.

1.7 Meteorologisk information

METAR kl. 11.50: Vind 060/4 knop, sikt > 10 km, moln 5B7/8
bas 2 400 fot, temp/daggp B8/B13°C, QNH 1 023 hPa.

METAR kl. 13.50: Vind 020/9 knop, sikt > 10 km, moln 1B4/8
bas 2 000 fot 5B7/8 bas 2 800 fot, temp/daggp B8/B14°C, QNH 1 023 hPa.

1.8 Navigationshjälpmedel

Inte aktuellt.

1.9 Radiokommunikationer

Normala och dubbelriktade mellan Mora Information och flygplanet.

1.10 Flygfältsdata

Mora flygplats hade status enligt AIP-Sverige. Den asfaltbelagda banan, 16/34, som är 1 810 lång och 45 m bred var vid olyckstillfället torr och ren.

I SAS Route Manual varnas för nedsvep på finalen till bana 34, särskilt vid stark västlig vind.

1.11 Färd- och ljudregistratorer

Fanns inte. Krävdes inte.

1.12 Olycksplats och luftfartygsvrak

1.12.1 Olycksplatsen

Sättningen skedde på banans centrumlinje ca 850 m från bantröskel 34. Flygplanet stannade ca 20 m från den högra bankanten med nosen pekande mot norr.

Bromsspåren uppmättes till ca 100 m. Flygplanet stannade efter en total broms- och kaningssträcka av ca 380 m.

1.12.2 Luftfartygsvraket

Samtliga landställsben var utfällda och låsta. Huvudställens svängarmar hade knäckts loss från respektive landställsben. Stötdämparna mellan landställsben och svängarm hade båda bottnat och visade tecken på inre övertryck. Däcken, svängarmarna och nedre delen av landställsbenen hade kraftiga slitskador efter kontakt med landningsbanan.

Höger landställsben hade brutits loss från vingen och dess fällmekanism var deformerad. Höger vingbalk var kraftigt deformerad vid landställsinfästningen och vingens skalplåt var skadad i området.

Smärre veckbildning förekom i flygplanskroppens skalplåt vid vingens infästning. Motorfundamentet med nosställsinfästning var något deformerat och propellerbladtopparna var avslipade ca 5 mm.

1.13 Medicinsk information

Det finns inget som tyder på annat än att läraren och eleven var i god fysisk och psykisk kondition under flygningen.

1.14 Brand

Brand utbröt inte.

1.15 Överlevnadsaspekter

Överlevnadsmöjligheterna var goda.

ELT utlöstes inte. Den var monterad med horisontell aktiveringsriktning. Retardationen i den riktningen var låg vid uppbromsningen.

1.16 Särskilda prov och undersökningar

1.16.1 Avisningssystem

Flyghandboken och supplementet för +TKS* Ice Protecting Systems anger inga operativa begränsningar eller förändringar av stallmarginaler som följd av installation och användning av systemet. Flygplanstillverkaren har med provflygningsdata bekräftat att avisningspanelerna på vingframkanterna inte påverkar flygplanets prestanda negativt. Man har även bekräftat att avisningsvätskan på vingarna kan bilda ett mönster som liknar det som besättningen såg under flygningen men angett att detta inte påverkar stallmarginalerna negativt. Detta har dock inte visats genom dokumenterade prov.

Den använda avisningsvätskan (TKS 80) har analyserats och uppfyllde tillverkarens specifikation.

1.16.2 Vindtunnelprov vid KTH

För att få ytterligare och oberoende information om avisningssystemets eventuella prestandainverkan har SHK initierat ett examensarbete på Flygtekniska Institutionen vid KTH. Arbetet har omfattat

- B tillverkning av en 3-dimensionell vingmodell med klaff i skala 1:4,
- B vindtunnelprov och beräkning av lyftkraftkoefficient (C_L) som funktion av vingens anfallsvinkel (α) ($C_L=f(\alpha)$) vid olika klafflägen,
- B vindtunnelprov och beräkning av $C_L=f(\alpha)$ med aerodynamiska störningar på vingmodellen som skall simulera installerade avisningspaneler och avisningsvätskans strömning på vingarna,
- B grafisk presentation av framtagna $C_L=f(\alpha)$,
- B analys och sammanställning av resultat.

Sammanfattningsvis konfirmerar examensarbetet flygplanstillverkarens uppgift om att varken installation eller användning av avisningssystemet påverkar flygplanets landningsprestanda negativt.

- B Vid 10° klaffvinkel, som var den aktuella vid haveriet, visar proven att avisningspanelerna inte medför någon signifikant förändring av C_L -max och att α -värdet för stall snarast ökar.
- B Vid 10° klaffvinkel kan konstateras att endast marginella förändringar sker i $C_L=f(\alpha)$ vid de aerodynamiska störningar som simulerar avisningsvätskans strömning på vingarna.

1.16.3 Stallvarningssystem

Fel! Okänt växelargument.

Givaren i stallvarningssystemet är monterad i vänster vingframkant. Den varnar för stall med hjälp av en ca 3 cm bred och rörlig vindflöjel av plåt som är infälld i vingframkanten. När vingens anfallsvinkel överskrider ett visst värde slår flöjeln över från nederkant till överkant genom fartvinden. Omslagspunkten kan ändras genom justering av givarens läge i vingen. Systemet ger en ringsignal som är lätt att uppfatta även om man använder head-set.

Vid funktionskontroll av stallvarningssystemet konstaterades att varningen började att ljuda när plåtflöjeln lyftes ca 2 mm från sitt viloläge. Några mekaniska skador kunde inte konstateras. Läraren har uppgett att han en vecka tidigare flugit flygplanet och att stallvarningssystemet då fungerat utan anmärkning. Det har inte varit möjligt att kontrollera om varningen aktiverades vid rätt anfallsvinkel/fart eftersom detta kräver flygprov. Något föreskriven inställning på flöjelns vinkel i förhållande till vingkordan finns inte men den uppmättes på olycksplanet till drygt 40°. Motsvarande vinkel har på en annan flygplansindivid uppmätts till 38°.

1.16.4 Huvudställ

Huvudställets konstruktion framgår av nedanstående figur. Vid haveriet +bottnade* båda ställens stötdämpare och deras svängarmar bröts loss från sina infästningar i landställsbenen.

Figur 2. Huvudställ

En av stötdämparna har genomgått teknisk undersökning på materiallaboratorium. Ingenting har framkommit som tyder på att den varit behäftad med något fel före haveriet. Skadorna har uppstått genom överbelastning. Infästningarna i

landställsbenen har specificerade dimensioner och uppvisar skador som tyder på att de brustit genom överbelastning.

1.16.5 *Övrig teknisk undersökning av flygplanet*

Vid den övriga tekniska undersökningen av flygplanet har inget tekniskt fel framkommit som kan ha inverkat på förloppet.

1.17 **Övrigt**

1.17.1 *Vindmätning och vindrapportering*

Besättningen har uppgett att den ca en timme efter olyckan befann sig i flygledartornet tillsammans med AFIS-tjänstemannen. De observerade då att vindriktningen varierade mellan 030° och 070° och vindhastigheten mellan 4 och 13 knop.

Vinden som anges i METAR avser ett tiominuters medelvärde. Vid vindrapportering till landande flygplan används ett tvåminuters medelvärde, som vid stora variationer kompletteras med byighet och riktningvariationer under de senaste tio minuterna. Med stora variationer i riktning avses härvid att riktningen under de senaste tio minuterna varierat med 60° eller mer. Med stora variationer i hastighet avses att den högsta vindhastigheten under samma tid överstigit medelvindhastigheten räknad över två minuter med 10 knop eller mer. Någon sådan komplettering gjordes inte, och behövde inte göras, vid tiden för den aktuella landningen.

Mora flygplats var sedan en längre tid före olyckan utrustad med två vindmätare; utöver den ursprungliga i tornets närhet ytterligare en, monterad på ILS localizerantenn ca 200 m söder om tröskeln till bana 34. Efter tillkomsten av den senare vindmätaren, som utnyttjas när bana 34 används, har tidigare konstaterad bristande överensstämmelse mellan av AFIS rapporterade och av förare upplevda vindförhållanden på finalen till bana 34 praktiskt taget upphört.

Under hösten 1994 togs ny programvara för vindmätarna i bruk på Mora flygplats liksom på ett flertal andra flygplatser i landet. Programändringen gjordes för att åstadkomma bättre vindriktningsindikering. Tidigare registrerades åtta riktningvärden per sekund via vindmätarnas givare. Med det nya programmet har variationsbredden minskat, vilket medfört att *vindriktnings*indikeringen inte längre är orealistiskt variabel. Programvaruändringen påverkar inte *vindhastighets*indikeringen. Överensstämmelsen är god mellan indikerad och verklig vindhastighet.

1.17.2 *Nödlandningsövningen*

Särskilt tillfrågad om varför nödlandningsövningen utfördes med startklaff har läraren uppgett, att landningsklaff borde, såsom i normalfall, ha använts i den aktuella landningen, och sålunda valts av föraren. Han ansåg inte att sidvinden var så kraftig att den motiverade endast startklaff.

Läraren har vidare uppgett att föraren inte utfört stallövningar innan landningarna på Mora. Förarens erfarenhet av sådan flygning inskränkte sig till ett pass som passagerare i det aktuella flygplanet en vecka före olyckan i samband med att läraren friskade upp sin erfarenhet av typen tillsammans med flygplanets ägare.

2 ANALYS

2.1 Flygningen

Flygningen hade fram till det simulerade motorstoppet gått utan problem. SHK konstaterar att föraren dessförinnan inte utfört stall med flygplanstypen och inte heller genomfört landningar med den annat än med landningsklaff.

En frågeställning i utredningen har varit om de +ränder av frusen avisningsvätska*, som föraren och läraren observerade på vingarna i samband med demonstrationen av avisningssystemet, kan ha påverkat flygplanets landningsprestanda.

Undersökningen visar att avisningsvätskan, som uppfyllde gällande specifikation och inte har någon fast fryspunkt, erfarenhetsmässigt kan forma sig som ränder när den långsamt flyter över vingarna.

De vindtunnelprov som SHK har initierat konfirmerar flygplanstillverkarens uppgift om att varken installation av avisningssystemet eller ränderna av avisningsvätska påverkar flygplanets landningsprestanda negativt. Besättningen upplevde inte heller något sådant problem vid de två landningar som föregick det simulerade motorstoppet.

2.2 Landningen

De två föregående landningarna utfördes utan problem och med landningsklaff. Under den rullande starten efter den andra landningen fälldes klaffen in till startläge och behölls i det läget under hela den simulerade nödlandningen. Under rådande förhållanden borde landningsklaff ha använts. Läraren borde dessutom ha beaktat att föraren inte tidigare landat flygplanet med startklaff. Den av besättningen uppgivna farten (70B75 KIAS) under planén före landningen innebar därmed en begränsad marginal till stall. Det är fullt möjligt att denna marginal överskreds om upptagningen före sättningen gjordes så att G-belastningen ökade. En ökning till exempelvis 1,15 G skulle öka stallfarten med ca 5 KIAS. De stora skadorna på landstället kan också tyda på att upptagningen skedde på så hög höjd över banan att någon markeffekt inte uppstod. Lärarens försök att hejda genomsjunkningen kom för sent.

Något fel på stallvarningssystemet har inte konstaterats. Om det inte aktiverades före genomsjunkningen kan det ha berott på att flöjelvinkeln på givaren var feljusterad.

En överslagsberäkning visar att den uppmätta bromssträckan på 380 m är fullt rimlig om flygplanet kanar på underredet med låsta hjul även om sättningsfarten är så låg som ca 65 knop.

2.3 Skadeförlopp

Ingenting talar för att landstället var behäftat med något fel före olyckan. Skadorna på huvudställets delar tyder på att det vid landningen utsattes för större vertikal belastning än vad det är dimensionerat för. Detta resulterade i att svängarmarna bröts loss från sina infästningar i landställsbenen vilka därefter slog i landningsbanan.

Den bakåtriktade kraft som uppstod genom friktionen mellan det högra landställsbenet och asfaltbanan förorsakade ett kraftigt vridmoment på ställets vinginfästning som deformerade vingbalken på den högra vingen.

Vid nedslaget slog nosstället i så hårt att motorfundament med ställinfästning deformerades och propellerbladstopparna skrapade i banan.

3 UTLÅTANDE

3.1 Undersökningsresultat

- a) Föraren var behörig att utföra flygningen.
- b) Luftfartyget var luftvärdigt.
- c) Inget tekniskt fel har konstaterats på flygplanet.
- d) Skador i landställ och dess vinginfästning har uppstått genom överbelastning.
- e) Varken installation av avisningssystemet eller användningen av detta påverkar flygplanets landningsprestanda negativt.
- f) Den använda avisningsvätskan uppfyllde gällande specifikation.
- g) Föraren hade inte utbildats i urgång ur överstegring på flygplansty-
pen.

3.2 Orsaker till olyckan

Olyckan orsakades av att farten med det valda klaffläget var för låg vid upptagningen före sättningen.

4 REKOMMENDATIONER

Inga.