

Allvarligt tillbud söder om Örebro flygplats den 11 december 2024

Statens haverikommission har utrett ett allvarligt tillbud med flygplanet SE-LGL, en Cessna 172R, där ett okontrollerat flygläge uppstod i samband med användning av autopiloten.

2026-09-16



Om Statens haverikommission

Statens haverikommission (SHK) utreder olyckor och allvarliga tillbud från säkerhetssynpunkt oavsett om de inträffat på land, till sjöss eller i luften. Myndighetens olycksutredningar ska sprida kunskap och ge underlag för åtgärder hos myndigheter, företag, organisationer och enskilda som förbättrar säkerheten och minskar risken för olyckor. Verksamheten ska också bidra till att människor kan känna trygghet och tillit till samhällets institutioner och till förtroendet för transportsystemen. I uppdraget ingår också att bedöma de insatser som samhällets räddningstjänst har gjort i samband med en olycka. Däremot ska utredningarna inte fördela skuld eller ansvar, vare sig straffrättsligt, civilrättsligt eller förvaltningsrättsligt.

SHK:s utredningar syftar till att ge svar på tre frågor

- Vad hände?
- Varför hände det?
- Hur undviks att en liknande händelse inträffar i framtiden?

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.

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

Rapporten omfattas av licensen Creative commons erkännande 2.5 Sverige (CCBY 2.5 SE). Det betyder att du får kopiera, sprida och bearbeta texten under förutsättning att du anger att SHK är upphovsrättsinnehavare. Om du använder materialet i denna rapport ska du som källa ange Statens haverikommission och rapportnummer.

Illustrationerna i SHK:s rapporter skyddas av upphovsrätt. Om inte annat anges i rapporten är SHK upphovsrättsinnehavare. Om någon annan än SHK är upphovsrättsinnehavare behöver du dennes tillstånd för att få använda materialet.

Innehållsförteckning

Om Statens haverikommission	2
Sammanfattning	6
Orsaker till tillbudet	6
Säkerhetsrekommendationer	7
Utredningen	8
Utredningsmaterialet	8
1. Faktaredovisning	10
1.1 Redogörelse för händelseförloppet	10
1.1.1 Förutsättningar	10
1.1.2 Händelseförloppet	10
1.1.3 Övrig relevant information	12
1.2 Personskador	13
1.3 Skador på luftfartyget	13
1.4 Andra skador	13
1.5 Besättningen	13
1.5.1 Pilotens kvalifikationer	13
1.6 Luftfartyget	13
1.6.1 Flygplanet	13
1.6.2 Konstruktionsbestämmelserna för lätta luftfartyg	14
1.6.3 Styrsystem och flygmekanik	15
1.6.4 Autopilotsystemet	19
1.6.5 Höjdroderservo och höjdrodertrimservo	21
1.6.6 Data specifikt för autopilotfunktionen ALT-läge	22
1.6.7 Åtgärder vid trimvarning	23
1.6.8 Elektroniskt stabiliseringsskydd	24
1.6.9 Nödprocedur	25
1.6.10 Instruktioner avseende fortsatt luftvärdighet för GFC 500	25
1.6.11 Instruktioner och dokumentation vid servobytet	27
1.6.12 Kontroll före flygning av autopilotsystemet	28
1.6.13 Flygplanets checklista	29
1.7 Meteorologisk information	29
1.8 Navigationshjälpmedel	29
1.9 Radiokommunikationer	29
1.10 Flygfältsdata	29
1.11 Färd- och ljudregistratorer	29
1.11.1 Flygdata	29
1.11.2 Inspelad film från händelsen	30

1.11.3	Sammanställning av flygdata och information från GoPro-filmen	30
1.12	Plats för händelsen	33
1.13	Medicinsk information	33
1.14	Brand	33
1.15	Överlevnadsaspekter	33
1.15.1	Räddningsinsatsen	33
1.16	Särskilda prov och undersökningar	33
1.16.1	Tekniska undersökningar	33
1.16.2	Systemidentifikation	34
1.16.3	Utdrag från Gain Addendum och konfigurationsfil	36
1.16.4	Undersökning av höjdrodertrimservo	37
1.17	Berörda aktörers organisation och ledning	38
1.17.1	Underhållsorganisationens verkstadshandbok	38
1.18	Övrigt	38
1.18.1	Kritiska underhållsåtgärder och krav på metoder för att fånga upp fel	38
1.18.2	Byte av servon och uppdatering av mjukvara	39
1.18.3	Skiltnadsutbildning av klubben för piloter	40
1.18.4	Återtagande av ett oönskat flygläge (Upset Recovery)	40
1.18.5	Överraskande och plötsliga händelser	40
1.18.6	Vidtagna åtgärder	41
1.18.7	Liknande händelser	41
1.19	Särskilda utredningsmetoder	41
2.	Analys	42
2.1	Händelseförloppet fram till kontrollförlusten	42
2.1.1	Varför ökade tippvinkeln plötsligt?	42
2.1.2	Sannolikt händelseförlopp fram till det okontrollerade flygläget	43
2.2	Det okontrollerade flygläget	44
2.2.1	ESP-systemet ingrep frekvent	44
2.2.2	Felaktigt trim gjorde det svårt att häva det okontrollerade flygläget	45
2.2.3	Piloten återtog kontrollen över flygplanet	45
2.3	Varför gick höjdrodertrimservot åt fel håll?	46
2.3.1	Det är osannolikt att hårdvaran var felaktigt installerad	46
2.3.2	Det var sannolikt inte fel på trimroderservot	46
2.3.3	Felet var sannolikt relaterat till konfigurationsinställningar eller till mjukvaran	46
2.4	Autopilotsystem ska vara lätta att förstå	47
2.5	Autopilotsystemets trimvarning	48
2.6	Förberedelser och genomförande av underhållet	49
2.6.1	Garmins servicebulletin var otydlig	49
2.6.2	Den kombinerade luftvärdighetsorganisationens arbetsorder var bristfällig	50
2.6.3	Viss dokumentation av mjukvaruuppdateringen saknades	50
2.6.4	Instruktion för kontroll av höjdrodertrimmet saknades i manualen	51

2.6.5 Det genomfördes ingen oberoende inspektion av mjukvaruinstallationen efter underhållet 52

3. Slutsatser..... 52

3.1 Utredningsresultat..... 52

3.2 Orsaker till tillbudet 53

4. Säkerhetsrekommendationer 53

Sammanfattning

Den 11 december 2024 inträffade ett allvarligt tillbud med flygplanet SE-LGL, en Cessna 172R, i lufterummet söder om Örebro flygplats. Flygplanet hade nyligen genomgått underhåll där tre servon i autopilotsystemet byttes och mjukvaran uppdaterades. Vid den första flygningen efter underhållet kopplade piloten in autopiloten i höjdhållningsläge strax efter stigning till marschhöjd. Kort därefter visades en gul trimvarning på det primära flyginstrumentet. När autopiloten kopplades ifrån uppstod en plötslig kraftig nos-upp-rörelse som ledde till ett okontrollerat flygläge. Piloten trodde under denna fas att autopiloten fortfarande var inkopplad. Autopilotens Electronic Stability and Protection (ESP) aktiverades vid flera tillfällen och gav styrutslag, vilket sannolikt förstärkte pilotens uppfattning om att autopiloten verkade i systemet.

Flygdata visar att autopiloten kommenderade nos-ner-trim men att effekten blev den motsatta. Den enda rimliga förklaring höjdrodertrimmen gick åt fel håll i förhållande till autopilotens kommandon. Den felaktiga triminställningen innebar samtidigt att spakkrakterna blev stora, särskilt vid hög fart och ökat gaspådrag. Till slut minskade piloten motorpådraget, drog säkringen till autopiloten, återfick kontrollen och kunde landa normalt utan skador på person eller luftfartyg.

Utredningen har inte funnit några mekaniska fel som kan förklara den kraftiga och plötsliga tippvinkelökningen. Den mest sannolika orsaken till tillbudet är att konfigurationsinställningarna för autopilotsystemets höjdrodertrim var felaktigt inställda.

Analysen visar att organisatoriska och systemrelaterade faktorer bidrog till att autopilotsystemets felaktiga funktion inte upptäcktes före flygningen.

Orsaker till tillbudet

Den troliga orsaken till att det oönskade flygläget uppstod var att konfigurationsinställningarna för autopilotsystemets pitchtrim var felaktiga, vilket gjorde att autopiloten beordrade pitchtrim i motsatt riktning mot den avsedda för flygplanet, det vill säga nos upp i stället för nos ner. Flera faktorer bidrog till att konfigurationsinställningarna sannolikt var felaktiga:

- Servicebulletinen och de manualer som denna hänvisade till föreskrev inte tillräckliga funktionskontroller efter underhållet av autopilotens höjdrodertrimfunktion.
- Underhållsorganisationen vidtog inte tillräckliga åtgärder för att säkerställa att konfigurationsinställningarna överensstämde med de föreskrivna efter underhållet.
- Underhållsorganisationen utförde inte någon oberoende inspektion och tillämpade inte heller någon annan metod för att fånga upp fel efter de mjukvaruuppdateringar och konfigurationsinställningar som genomfördes vid underhållet.

En bidragande orsak till att det oönskade flygläget uppstod var att piloten inte uppmärksammade autopilotsystemets trimvarning. Det berodde på att trimvarningen inte var tydligt utformad för att uppmärksamma piloten på att det fanns stora krafter i autopilotsystemet.

Säkerhetsrekommendationer

Garmin rekommenderas att

- undersöka förutsättningarna för att presentera trimvarningar på ett tydligare sätt för piloten när ett höjdrodertrimservo är installerat och trimningen sker automatiskt (se avsnitt 2.5). (SHK 2026:17 R1)
- se till att servicebulletiner avseende underhåll på autopilotssystem utformas så att det tydligt framgår vilka moment som ingår i underhållet och säkerställer att tillräckliga kontroller genomförs efter underhållet (se avsnitt 2.6.1). (SHK 2026:17 R2)
- förtydliga underhållsmanualen för GFC 500 så att den innehåller en instruktion för hur den elektriska automatiska höjdrodertrimmen ska kontrolleras när underhåll har utförts på trimsystemet (se avsnitt 2.6.4). (SHK 2026:17 R3)

Den kombinerade luftvärdighetsorganisationen rekommenderas att

- se till att arbetsordrar för underhåll blir tydligt och korrekt utformade samt säkerställer att tillräckliga kontroller genomförs efter underhållet (se avsnitt 2.6.2). (SHK 2026:17 R4)

Underhållsorganisationen rekommenderas att

- i samband med underhåll av mjukvara för autopilotssystem säkerställa att åtgärderna dokumenteras enligt anvisningarna från tillverkaren av autopilotsystemet (se avsnitt 2.6.3). (SHK 2026:17 R5)
- säkerställa att oberoende inspektioner genomförs eller att andra metoder för felidentifiering tillämpas vid kritiska underhållsåtgärder som inkluderar installering och konfigurerings av mjukvara (se avsnitt 2.6.5). (SHK 2026:17 R6)

Utredningen

SHK underrättades den 11 december 2024 om att ett allvarligt tillbud med ett flygplan av typen Cessna 172 med registreringsbeteckningen SE-LGL inträffat vid Örebro flygplats, Örebro län, samma dag kl. 15.12.

Tillbudet har undersökts av SHK som företräds av Kristina Börjevik Kovaniemi, ordförande till den 1 juli 2025 och därefter Johan Albihn, Mats Trense, utredningsledare, Ola Olsson, teknisk utredare och Kristoffer Danèl, teknisk utredare.

Som ackrediterad representant för USA har Tom Jacky från National Transport Safety Board (NTSB¹) deltagit.

Som rådgivare för Europeiska byrån för luftfartssäkerhet (EASA) har Matthew Hilscher deltagit.

Som rådgivare för Transportstyrelsen har Magnus Axelsson deltagit.

Följande organisationer har notifierats: EASA, EU-kommissionen, Transportstyrelsen och NTSB.

Utredningsmaterialet

- Intervjuer med piloten och underhållsorganisationen
- Tekniska undersökningar av flygplanet
- Flygdata från flygplanets flyginstrument
- Inspelad film från händelsen
- Flygdata från referensflygningar
- Dokumentation och annan information från autopilottillverkaren Garmin
- Dokumentation från flygplanstillverkaren Textron Aviation

Ett haverisammanträde med berörda parter hölls den 12 mars 2026. Den 23 mars 2026 hölls ett särskilt haverisammanträde med Garmin. Vid båda mötena presenterade SHK det relevanta faktaunderlag som förelåg vid varje tidpunkt.

¹ NTSB – Myndigheten för säkerhetsutredningar för civil luftfart i USA.

Slutrapport SHK 2026:17

Uppgifter	
Luftfartyget	Registrering: SE-LGL Modell: Cessna 172R Luftvärdighet: Luftvärdighetsbevis och gällande granskningsbevis (ARC) ² Serienummer: 172-80059 Ägare: Karlskoga Flyg Ek Förening
Tidpunkt för händelsen	2024-12-11, klockan 15.12 i dagsljus Anmärkning: all tidsangivelse avser svensk normaltid (UTC ³ + 1 timme)
Plats	I luftrummet vid Örebro flygplats, Örebro län Position 59°11'N 14°57'E
Typ av flygning	Privat
Väder	Enligt Metar: vind 210 grader, 3 knop, sikt >10 km, inga signifikanta moln, temperatur/daggpunkt -6/-6 °C, QNH ⁴ 1030 hPa
Antal ombord	Totalt: 1
Skador	Personskador: Inga Skador på luftfartyget: Inga
Piloten	Ålder: 57 år Certifikat: CPL ⁵ Total flygtid: 609 timmar, varav 300 timmar på typen Flygtid senast 90 dagarna: 0.5 timmar, allt på typen Antal landningar senast 90 dagarna: 1

² ARC (Airworthiness Review Certificate) – granskningsbevis avseende luftvärdighet.

³ UTC (Coordinated Universal Time) – referens för angivelse av tid världen över.

⁴ QNH (Question Nil Height) – anger det atmosfäriska trycket vid havsytans medelnivå.

⁵ CPL (Commercial Pilot License) – trafikflygarcertifikat.

1. Faktaredovisning

1.1 Redogörelse för händelseförloppet

1.1.1 Förutsättningar

En pilot från Karlskoga Motorflygklubb planerade att flyga flygplanet från Örebro flygplats till Karlskoga flygplats.

Dagarna innan flygningen hade flygplanet varit inne för underhåll, där tre servon i autopilot-systemet – höjdroderservot, skevroderservot och höjdrodertrimservot – byttes ut. Åtgärden utfördes med anledning av en servicebulletin, dvs. ett tekniskt meddelande, utfärdat av tillverkaren av autopilotsystemet. Underhållet omfattade installation av de nya servona, uppdatering av systemets mjukvara och genomförande av efterkontroller.

Eftersom det var den första flygningen efter att underhållet genomförts hade underhållsorganisationen bitt piloten att prova autopilotsystemet under flygningen för att säkerställa att allt fungerade normalt.

Förberedelserna inför flygningen genomfördes enligt rutin och inga tekniska avvikelser eller onormala förhållanden identifierades.

1.1.2 Händelseförloppet

Tillbudet i korthet

Flygningen påbörjades med start i sydlig riktning, varefter piloten satte kurs mot Karlskoga flygplats. När flygplanet nådde den önskade höjden kopplade piloten in autopiloten under övergången till planflykt. Han justerade även kursen för att undvika ett restriktionsområde.

Kort därefter ökade flygplanets tippvinkel snabbt, och flygningen blev därefter okontrollerad. Flygplanet växlade flera gånger mellan att stiga och sjunka med stora tippvinkelförändringar, och hade också vid några tillfällen betydande roll åt ena sidan. Under den okontrollerade flygningen var flygplanet tillfälligt utanför det tillåtna manöverområdet för flygplans-typen. Piloten kämpade med att återfå kontrollen över flygplanet. Piloten, som upplevde att autopiloten var inkopplad, vidtog flera åtgärder för att koppla ur den. Piloten drog säkringen för autopilotsystemet och upplevde då att kontrollen över flygplanet återtogs. Piloten deklarerade nöd på radion och vände tillbaka till Örebro flygplats, där en normal landning kunde genomföras.

Detaljerad beskrivning av händelseförloppet och tillgängliga data

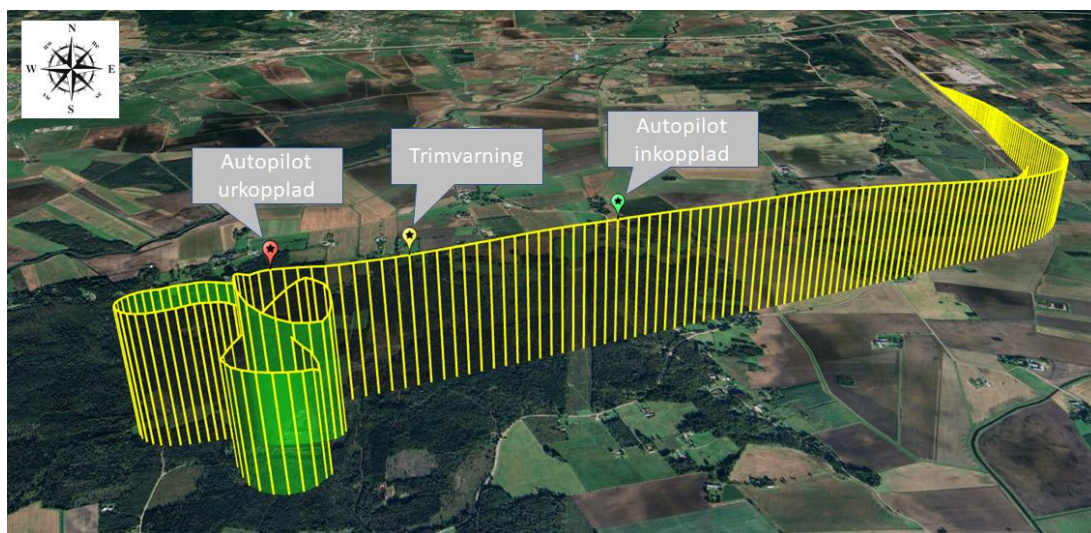
På dörrsidan till vänster om pilotens position var en s.k. GoPro-kamera monterad. Kameran fångade flygplanets instrumentpanel med samtliga instrument, delar av styrrattarna samt omgivningen och horisonten. Trimratten och trimlägesindikeringen för höjdrodersystemet var däremot inte synliga på filmen. Därutöver har detaljerade flygdata hämtats in från det multifunktionella elektroniska flyginstrumentet GI 275. Informationen medför att det är delvis möjligt att i efterhand återskapa hur autopilotsystemet fungerade. Tillgången till informationen från filmen och från autopilotsystemet har tillsammans medfört att det är möjligt att få en detaljerad bild av händelseförloppet.

Autopiloten kopplades in på en höjd av 2 126 fot (QNH) i övergången till planflykt medan flygplanet fortfarande steg. Piloten valde att låta autopiloten styra flygplanet baserat på kurs och höjdhållning (ALT-läge). Flygplanet fortsatte att stiga något efter att autopiloten hade kopplats in.

Enligt flygdata justerade autopiloten tippvinkeln genom att justera höjdrodret med höjdroderservot för att plana ut och gradvis sjunka mot den målhöjd som autopiloten hade fångat när ALT-läge valdes av piloten på autopilotens manöverpanel. Kort därefter aktiverade autopilotsystemet höjdrodertrimservot för att assistera höjdroderservot genom att trimma nos ner. Höjdrodertrimservot aktiveras när den kraft som höjdroderservot behöver använda för att styra höjdrodret överstiger en viss nivå under en viss tid. Autopilotsystemet är utformat på så sätt att genom att trimma flygplanet med höjdrodertrimservot minskas belastningen på höjdroderservot.

Av filmen framgår att sexton sekunder efter att autopiloten kopplades in tändes en gul trimvarning (mistrim alert)⁶ på pilotens flyginstrument. Trimvarningen indikerar att höjdroderservot inte har tillräcklig kraft för att följa det styrkommando som autopilotsystemet har gett. Vid samma tidpunkt visar flygdata att flygplanet gradvis ökade tippvinkeln och sakta började stiga. Samtidigt ökade höjdroderservots applicerade vridmoment ytterligare. Höjdrodertrimservot förblev aktivt, och autopilotsystemet gav kontinuerligt trimkommando för nor ned.

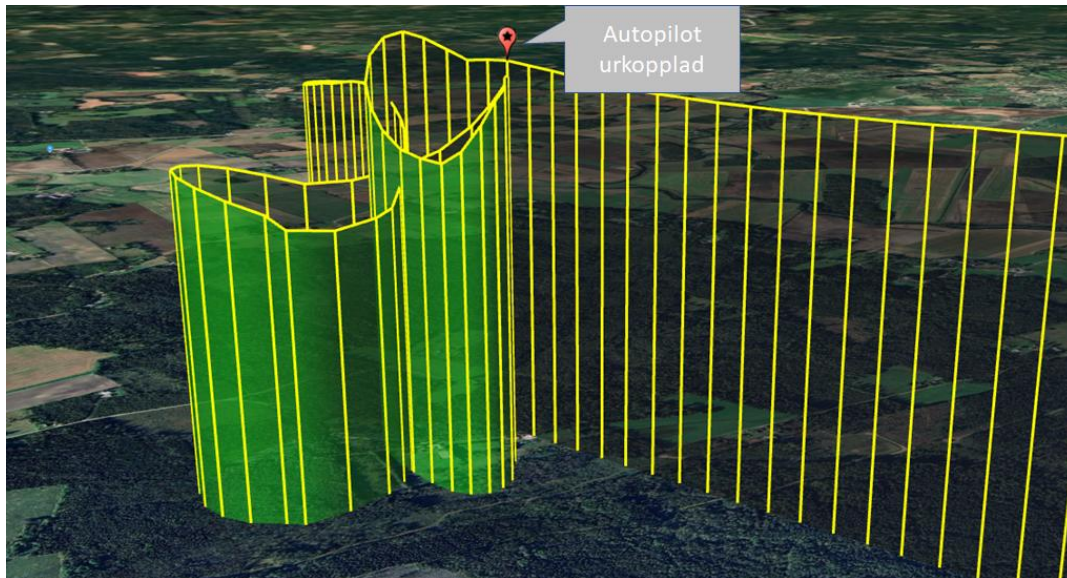
Vidare framgår det av filmen att styrratten rörde sig hastigt framåt sex sekunder efter att trimvarningen tändes, samtidigt som höjdroderservot, enligt data från autopiloten, uppnådde sitt maximala vridmoment i riktning nos ner. Trots det fortsatte stighastigheten att öka. Det framgår av filmen att piloten under denna period greppade styrratten med först höger och sedan vänster hand för att strax därefter, enligt data, koppla ur autopilotsystemet med hjälp av strömställaren på styrratten, se figur 1.



Figur 1. Flygbanan för första delen av flygningen. Bild: Google Earth © Lantmäteriet. Markeringar införda av SHK.

⁶ En uppmärksamhetssignal som indikerar att flygplanets trimläge inte stämmer överens med aktuellt flygläge eller autopilotens styrkommandon. I rapporten används i fortsättningen begreppet trimvarning.

Efter att autopilotsystemet kopplats ur ökade tippvinkeln hastigt uppåt med 26 grader i sekunden. Den maximala tippvinkeln uppnådde 56 grader och flygfarten minskade till 26 knop. Därefter var flygningen okontrollerad i 48 sekunder, se figur 2. Upprepade variationer i tippvinklar mellan -51 grader nos ner och 49 grader nos upp samt rollvinklar mellan -9 och -121 grader åt vänster förekom.



Figur 2. Flygbanan efter att autopiloten kopplats ur. Bild: Google Earth © Lantmäteriet. Markeringar införda av SHK.

Vid intervjuer med piloten har det framkommit att han uppfattade att autopiloten fortfarande var inkopplad under hela den tid flygplanet befann sig i ett okontrollerat tillstånd. Piloten upplevde att han behövde arbeta emot systemet och har uppgett att han fick använda betydande kraft för att ge styrutslag.

Mycket av pilotens fokus gick åt till att försöka koppla ur autopiloten. Till slut minskade piloten gaspådraget och drog säkringen för autopilotsystemet, och i samband med det upplevde han att han återfick kontrollen över flygplanet. Därefter behövdes enligt piloten ingen ytterligare trimning för att flygplanet skulle kunna flygas utan större ansträngning.

Tillbudet inträffade i position 59°11'N 14°57'E.

1.1.3 Övrig relevant information

Efter händelsen förvarades flygplanet hos en underhållsorganisation för vidare undersökningar. I slutet av februari 2025 återgick flygplanet till flygklubben för flygning, men med autopilotsystemet inaktiverat.

I augusti 2025 mottogs ett nytt höjdrodertrimservo från Garmin, som installerades på flygplanet av samma underhållsorganisation som utförde den ursprungliga installationen. Mjukvaruinstallationen genomfördes av en underhållsorganisation som var en auktoriserad Garminåterförsäljare enligt Garmins önskemål. Efter installationen har autopilotsystemet aktiverats och fungerat normalt.

1.2 Personskador

Inga.

1.3 Skador på luftfartyget

Inga.

1.4 Andra skador

Inga.

1.5 Besättningen

1.5.1 Pilotens kvalifikationer

Piloten, 57 år, hade ett EASA CPL (utfärdat den 18 maj 2017) med behörighet på klassen SEP (land) och ett giltigt medicinskt intyg.

Flygtid (timmar) senaste	24 timmar	7 dagar	90 dagar	Totalt
Alla typer	0	0	0,5	609
Aktuell typ	0	0	0,5	300

Antal landningar aktuell typ senaste 90 dagarna: 1.

Inflygning på klassen gjordes den 13 juni 2008.

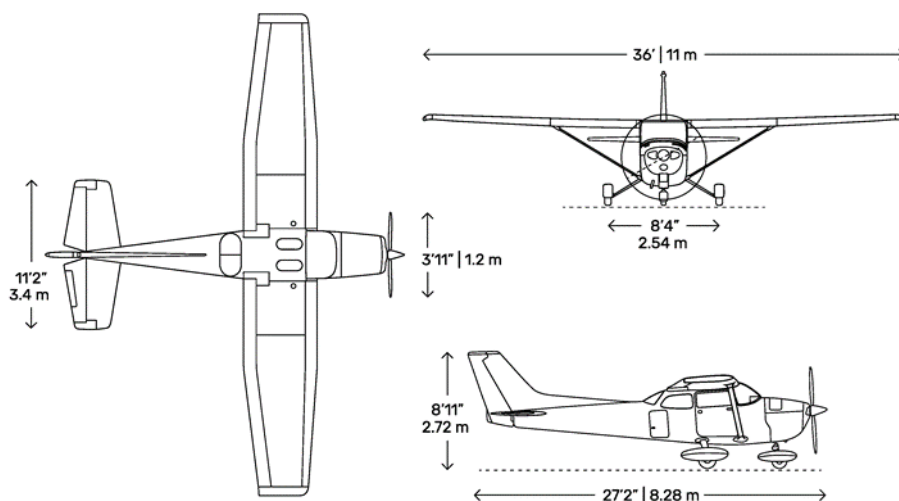
Senaste PC⁷ genomfördes den 15 april 2024 på Cessna 172.

1.6 Luftfartyget

1.6.1 Flygplanet

Flygplanet var av modellen Cessna 172R, som är ett fyrsitsigt, högvingat enmotorigt flygplan, se figur 3. Det är drygt 8 meter långt och har en spännvidd på 11 meter. Flygplanet var utrustat med en fyrcylindrig kolvmotor med en märkeffekt av 160 hästkrafter.

⁷ PC (Proficiency Check) – kontroll av flygkompetens.



Figur 3. Treplansskiss av Cessna 172R.

Flygplanet	
Typcertifikatinnehavare	Textron Aviation Inc.
Certifierad enligt	FAR 23
Modell	172R
Serienummer	172-80059
Tillverkningsår	1997
Flygmassa, kg	Max tillåten start-/landningsmassa 1 157 aktuell 934
Masscentrumläge	Inom tillåtna gränser (99,6 cm)
Total gångtid, timmar	7 184
Gångtid efter senaste tillsyn, timmar	0 (50 tim. tillsyn utförd den 10 dec 2024 vid 7 184)
Typ av bränsle som tankats före händelsen	91/96 UL
Motor	Lycoming IO-360-L2A
Serienummer motor	L-14635-51E
Propeller	McCaughey 1A170E/JFA7658
Kvarstående anmärkningar	
Inga	

Luftfartyget hade luftvärdighetsbevis med gällande granskningsbevis (ARC).

1.6.2 Konstruktionsbestämmelserna för lätta luftfartyg

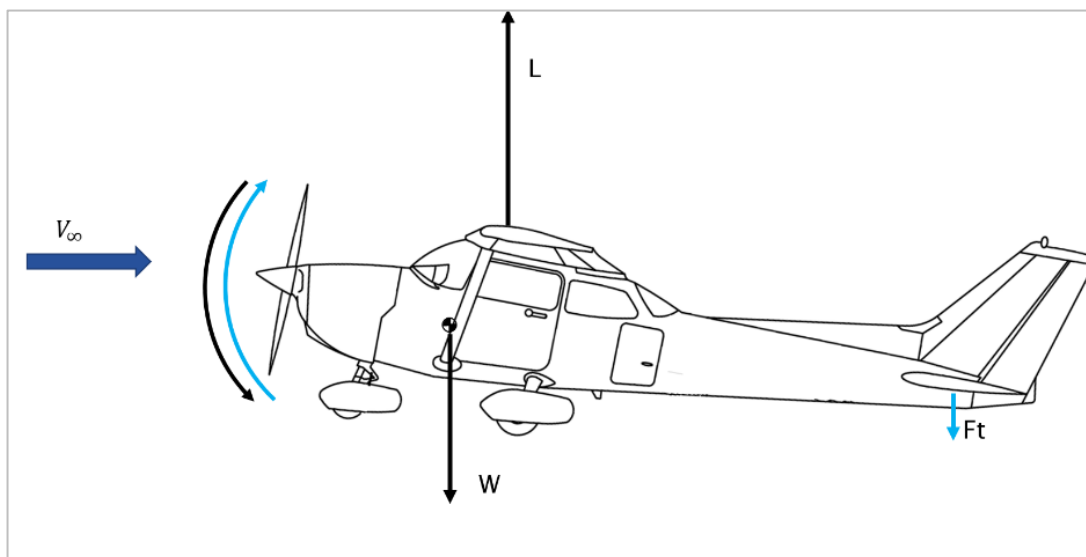
Enligt konstruktionsbestämmelserna för lätta flygplan (CS-23/FAR23) ska ett flygplan vara kontrollerbart i samtliga flygfaser inom dess tillåtna manöverområde. Bestämmelserna anger bland annat att spakkrifterna för kontroll av flygplanet i tippel inte temporärt ska överstiga 222 N med en hand på styrratten och 334 N med två händer på styrratten.

1.6.3 Styrsystem och flygmekanik

Cessna 172 har ett konventionellt mekaniskt styrsystem där pilotens styrkommandon överförs från cockpit till flygplanets styrytor – skevroder, höjdroder och sidroder – via linor, trissor och länkage. Flygplanet manövreras i luften med hjälp av dessa styrytor. Höjdrodret är även utrustat med ett trimsystem som används för att minska styrkrafterna i tippled.

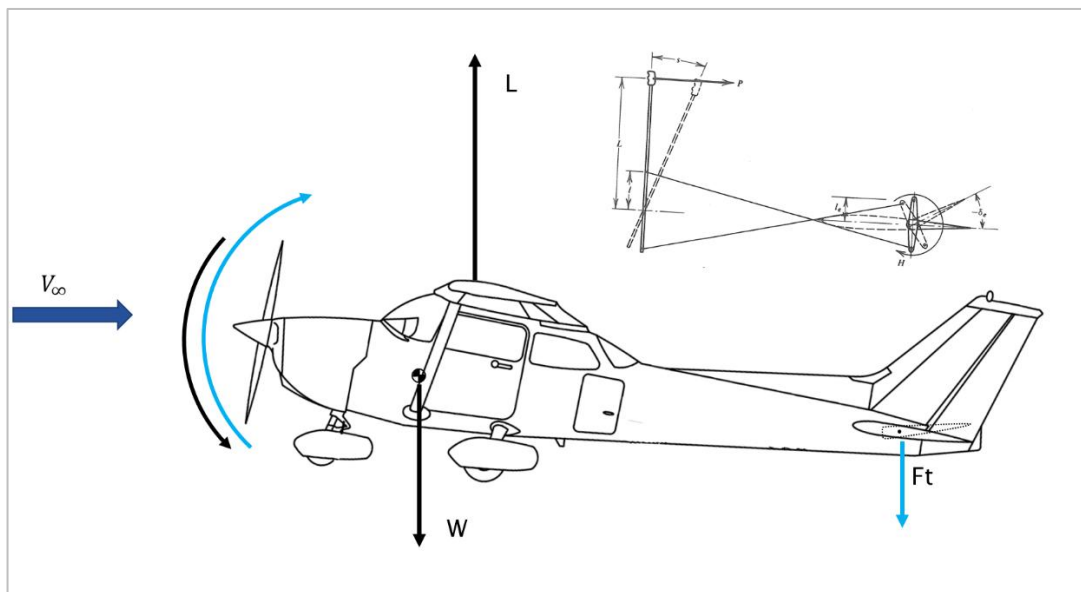
Krafter och moment

Styryornas utslag påverkar den omgivande luftströmmen, vilket skapar krafter och moment på flygplanet. Om dessa inte är i balans kommer flygplanet att röra sig eller vrida sig kring huvudaxlarna, tipp, gir och roll. Huvudaxlarna går genom flygplanets masscentrum. De huvudsakliga krafterna i vertikalplanet utgörs av lyftkraft (L) och tyngdkraft (W). Lyftkraften genereras av vingarna när flygplanet rör sig genom luften och verkar vinkelrätt mot den relativa luftströmmen. Tyngdkraften verkar nedåt, mot jordens centrum, och är proportionell mot flygplanets massa. För att flygplanet ska kunna hålla höjd måste lyftkraften vara lika stor som tyngdkraften. Tyngdpunkten hos den aktuella flygplanstypen ligger framför lyftkraftscentrum och skapar ett nos-ner-moment. Detta moment balanseras av stabilisatorns negativa lyftkraft (F_t), se figur 4.



Figur 4. Krafter och moment verkande på ett flygplan. Bild: Textron Aviation. Markeringar infogade av SHK.

Moment kring flygplanets huvudaxlar uppstår när krafterna är asymmetriskt fördelade eller när styryrtorna har ett utslag. Tippmoment orsakas i huvudsak av höjdrodret och får flygplanets nos att röra sig uppåt eller nedåt kring den tvärgående axeln, se figur 5.

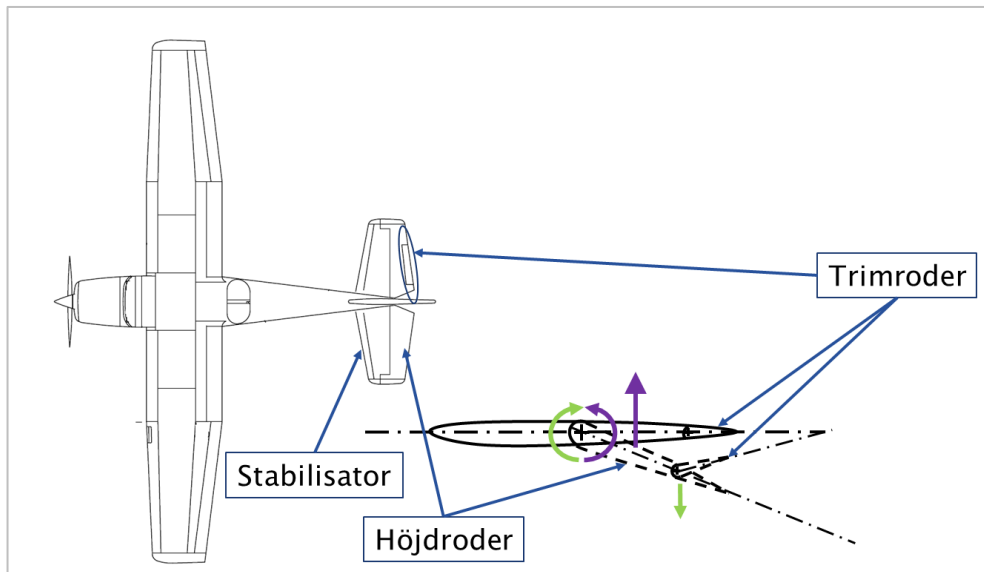


Figur 5. Krafter och moment verkande på ett flygplan, exempelbild på höjdroderlänkage. Svarta pilar representerar krafter och tippmoment genererat av massa och vingar. Blåa pilar representerar kraft och tippmoment genererat av stabilisatorn. Bild: Textron Aviation. Markeringar infogade av SHK.

Piloten eller autopiloten applicerar via styrsystemet en kraft som genom länkaget ger upphov till ett höjdroderutslag. Storleken på de krafter som uppstår i länkaget beror på de aktuella hävarmarna i systemet. Höjdroderutslaget skapar ett roderaxelmoment (H), som måste övervinnas av piloten eller autopilotens höjdroderservo. Roderaxelmomentet hos styrtorna beror på utslaget (vinkeln) och på flygplanets attityd och fart.

Krafterna på styrratten och höjdroderservot är i stort sett direkt proportionerliga mot roderaxelmomentet. Ett höjdroderutslag påverkar storleken och riktningen på stabilisatorns lyftkraft (F_t) och påverkar därigenom tippmomentet. Tippmomentet varierar med olika tillstånd under flygning och beror bland annat på gaspådrag, flygplanets attityd och fart.

För att balansera roderaxelmomentet (H) från höjdrodret är flygplanet utrustat med ett så kallat trimroder fäst i bakkant på höger höjdroder, se figur 6. Trimrodret skapar vid utslag ett moment kring höjdroderaxeln, vilket resulterar i ett utslag av höjdrodret tills momentjämvikt uppstår. Notera att höjdrimrodrets utslag är motsatt höjdrodrets.



Figur 6. Trimroder på Cessna 172. Lila pilar representerar kraft och roderaxelmoment genererat av höjdrodrets utslag. Gröna pilar representerar kraft och roderaxelmoment genererat av höjdrimrodrets utslag. Bild: Textron Aviation. Markeringar infogade av SHK.

Trimsystemet används med andra ord för att ställa in ett roderläge där de aerodynamiska krafterna på höjdrodret är i jämvikt. Detta minimerar i sin tur den kontinuerliga styrkraften som krävs.

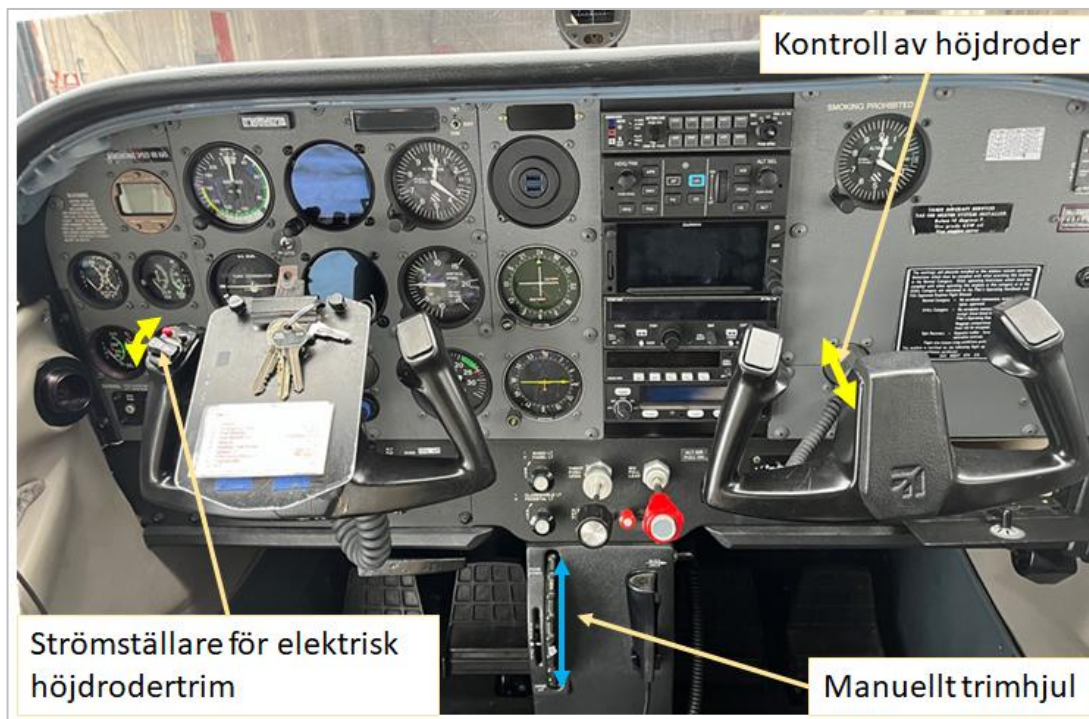
Höjdroder och höjdrodertrim

Höjdroderutslaget kan ändras genom att förändra styrrattens position i längsled. Utslaget kan även styras med autopilotens höjdroderservo. Dessutom påverkas utslaget av trimroder-vinkeln.

Trimrodrets utslag kan styras på tre olika sätt:

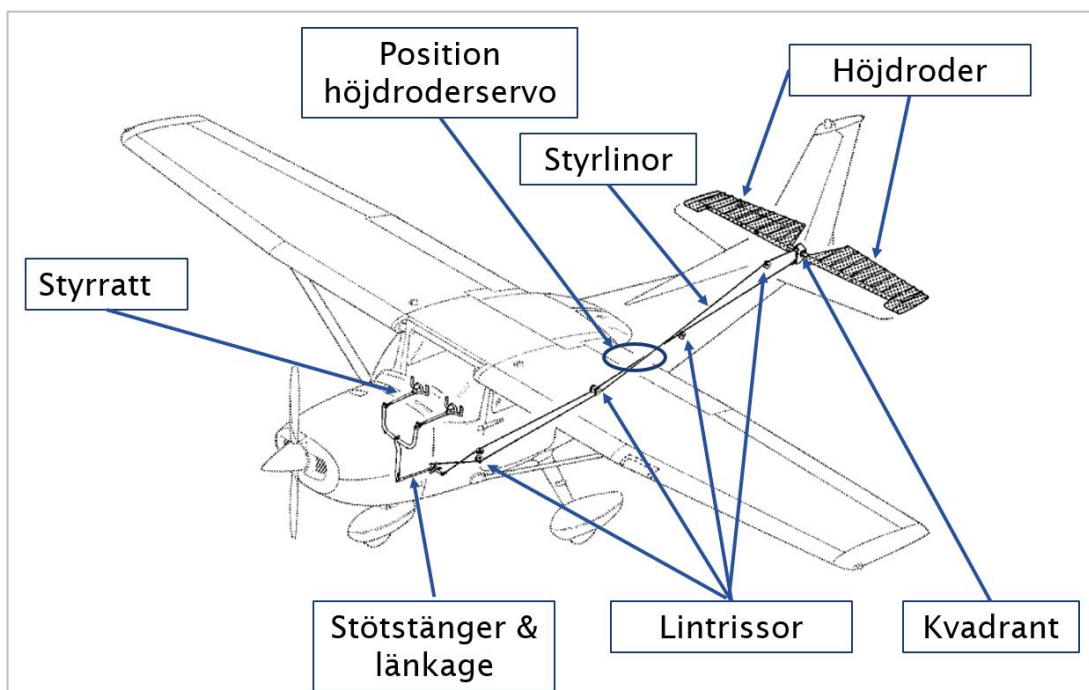
- med ett trimhjul, som är mekaniskt förbundet till trimrodret
- via autopiloten som aktiverar ett trimroderservo
- med en strömställare (*TrimSwitch*) på styrratten som aktiverar ett trimsroderservo.

Figur 7 visar cockpit på SE-LGL med styrratten, trimhjulet och strömställaren för höjdroder-trimmen på styrratten. Trimhjulet är tillgängligt för manuell manövrering och är markerat med blått i figuren.



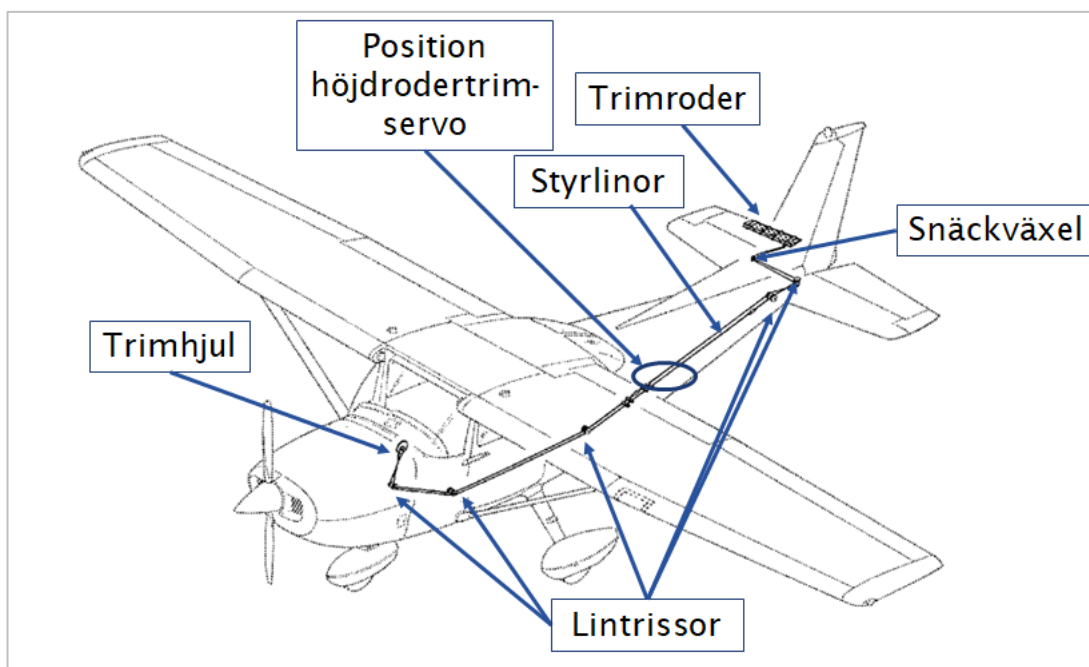
Figur 7. Flygplanets cockpit med reglage.

Figur 8 visar den mekaniska förbindelsen mellan styrrattarna och höjdrodet. Krafterna och rörelsen till höjdrodet förmedlas via stötstänger, kvadranter, stålsvajrar, lintrissor och länke.



Figur 8. Mekanisk koppling mellan reglage och höjdroder på Cessna 172. Bild: Textron Aviation. Markeringar infogade av SHK.

Figur 9 visar den mekaniska förbindelsen mellan trimhjulet i cockpit och höjdtrimrodret. Krafterna och rörelsen till höjdtrimrodret förmedlas via ställinor, lintrissor och en snäckväxel med stötstång. Snäckväxels utväxling och konstruktion innebär att den är själv-låsande och att krafterna från trimrodret inte fullt ut förmedlas vidare till trimhjulet eller höjdrodertrimservot. De huvudsakliga krafterna för trimhjulet och höjdrodertrimservot skapas i stället av friktion i systemet.



Figur 9. Mekanisk koppling mellan reglage och trimroder på Cessna 172. Bild: Textron Aviation. Markeringar infogade av SHK.

1.6.4 Autopilotsystemet

Flygplanet var utrustat med ett Garmin GFC 500-autopilotsystem, som är ett digitalt system huvudsakligen avsett för allmänflygplan. Autopilotsystemet installerades ursprungligen i flygplanet i oktober 2021 enligt STC⁸ SA01866WI. I det aktuella flygplanet var systemet konfigurerat som en tvåaxlig autopilot med styrning i roll- och tipped.

Autopilotsystemets certifieringsgrund omfattar bland annat 14 CFR⁹ 23.1329 som innehåller amerikanska certifieringskrav för autopilotsystem i mindre flygplan.

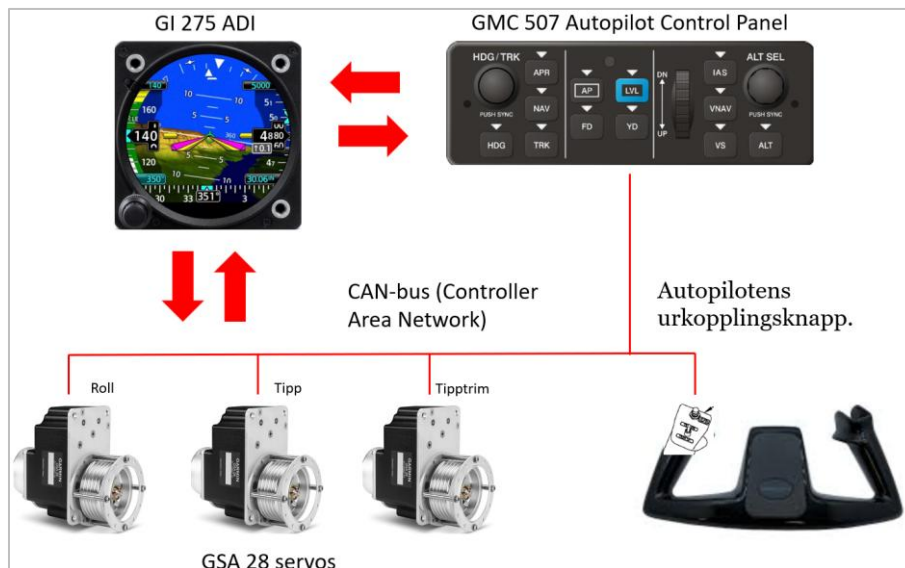
Certifieringskraven innebär bland annat att ett autopilotsystem ska vara konstruerat så att det inte kan orsaka farliga belastningar på flygplanet eller farliga avvikelser från flygbanan, vare sig vid normal funktion eller vid felfunktion, förutsatt att piloten ingriper inom rimlig tid.

⁸ STC (Supplemental Type Certificate) – tilläggs-certifikat. Godkännande av en modifiering som inte ingår i luftfartygets typdokumentation.

⁹ CFR (U.S. Code of Federal Regulation) – regler utfärdade av FAA för certifiering av luftfartyg.

Systemets uppbyggnad visas i figur 10 och bestod av följande huvudkomponenter:

- två GI 275-instrument
- en GMC 507-panel
- tre GSA 28-servon
- en strömställare på vänster styrratt.



Figur 10. Autopilotens huvudkomponenter. Källa: Garmin. Markeringar införda av SHK.

Garmin GI 275

GI 275 är ett multifunktionellt elektroniskt flyginstrument som kan konfigureras som en primär flygdisplay (PFD) och då visa attitydindikator och primära flygdata. Instrumentets storlek är 82 x 82 mm med en bildyta på 68 mm i diameter. Instrumentet kan även användas som horisontell situationsindikator (HSI) eller multifunktionell display (MFD). GI 275 utgör gränssnittet mot autopiloten och är integrerat med systemet för att visa status, lägesindikeringar såsom ALT¹⁰ och HDG¹¹ samt varningsmeddelanden. Det kan också visa ett styrhjälpmedel, en så kallad *Flight Director*, som hjälper piloten att följa autopilotens styr-signalerna vid manuell flygning. Det inbyggda elektroniska luftdata-, attityd- och kursreferenssystemet (ADAHRS) levererar attityd, kurs och andra referensdata som behövs för autopilotens styrfunktioner.

Garmin manöver- och lägesvalspanel GMC 507

GMC 507 är en manöver- och lägesvalspanel från vilken autopiloten och *Flight Director* kan aktiveras. Från panelen kan även olika funktioner väljas, såsom kurs-, höjd- och farthållning.

Garmin GSA 28

GSA 28 är ett servo som omvandlar autopilotens elektroniska styrsignaler till mekaniska rörelser i flygplanets styrsystem. I flygplanet var tre servon installerade: ett till höjdrodersystemet, ett till höjdrodertrimmen och ett till skevrodersystemet. GSA 28 är ett så kallat

¹⁰ ALT (Altitude) – höjdhållning.

¹¹ HDG (Heading) – kurshållning.

smart servo med egen styr- och övervakningslogik, som kan registrera servoläge, belastning och status, inklusive felövervakning. Servonas maximala vridmoment är 6,8 Nm.

Autopilotsystemet kan kopplas ifrån på fyra sätt: genom att trycka på autopilotens urkopplingsknapp på styrratten, aktivera den manuella elektriska trimmen, trycka på *AP*-knappen på GMC 507 eller dra ur säkringen för systemet.

1.6.5 Höjdroderservo och höjdrodertrimservo

Servona är mekaniskt integrerade i flygplanets styrsystem och kan applicera moment för kontroll av roderutslagen. Kommunikationen mellan servon, och övriga enheter, sker via s.k. CAN-bus.¹²

Höjdroderservo

Höjdroderservot är installerat i flygkroppens bakre del och är kopplat till höjdrodrets styrsystem via en servotrumma och ett linsystem. Genom denna koppling kan servot applicera ett moment på höjdrodersystemet och därigenom påverka höjdrodrets utslag. Servot mäter även det applicerade momentet, vilket används för autopilotövervakning och interna funktioner såsom aktivering av höjdrodertrimservot.

Höjdrodertrimservo

Höjdrodertrimservot driver, via en trimtrumma och en lina, det befintliga trimsystemet och kan därigenom ändra trimläget. Höjdrodertrimservot kan aktiveras antingen elektriskt från pilotens styrratt eller via signaler från autopiloten. Den elektriska manuella trimfunktionen är separat från autopilotens trimfunktion och kopplad direkt till höjdrodertrimservot via diskreta elektriska signaler (av och på). Vid aktivering av strömställaren på styrratten kopplas autopiloten ur och höjdrodertrimservot styrs då av piloten.

När autopiloten är inkopplad aktiveras höjdrodertrimservot baserat på information från höjdroderservot. Signaler för att aktivera höjdrodertrimmen skickas till höjdrodertrimservot när ett gränsvärde på höjdrodermomentet har överskridits under en bestämd tidsperiod. Trimmens funktion i detta läge är att reducera det moment som krävs av höjdroderservot vid mer varaktiga roderaxelmoment vid höjdrodret.

Konfiguration av servon och systemdata

När servona levereras från Garmin är de försedda med installerad standardmjukvara och grundkonfigurerade. När de monteras och driftsätts i flygplanet konfigureras de genom en kombination av hårdvarubaserad identifiering och mjukvarubaserade inställningar.

Den hårdvarubaserade identifieringen innebär att varje servo i systemet identifieras genom s.k. strapping-konfiguration, där elektriska anslutningar (*strapping pins*) bestämmer servots funktion i flygplanet, exempelvis som höjdroderservo eller höjdrodertrimservo. Denna konfiguration framgår av installationsmanualens kopplingsscheman.¹³ Strapping-konfigurationen avgör servots roll i det CAN-baserade nätverket och säkerställer att rätt styrkommandon tilldelas rätt enhet.

¹² Controller Area Network (CAN) – är ett fältbussystem som utvecklades av Bosch för kommunikation mellan elektroniska enheter i fordon.

¹³ GFC 500 Installation Manual, 190-02291-00, Appendix A – CAN Bus / Servo Strapping.

Utöver denna grundläggande identifiering konfigureras systemet genom av Garmin fördefinierade parametrar som lagras i servona och i GI 275-instrumentet. Dessa parametrar och dess värden definieras i flygplansspecifika tilläggsdokument, såsom C172 GFC 500 Gain Addendum (005-01470-03), och omfattar bland annat:

- Servoförstärkning (*Gain*)
- Maximalt moment (*Torque Limits*)
- Servoriktning (*Servo Direction*)
- Trimriktning (*Trim Direction*)
- Trimhastigheter och tidsbegränsningar (t.ex. *Max Run Time*)

Konfigurationen matas in via GI 275:s konfigurationsmenyer vid installation eller underhåll. GI 275 fungerar därmed som systemets centrala konfigurationsenhet och distribuerar dessa parametrar till servona via CAN-bussen.

Parametern *Servo Direction* återspeglar hur servot är monterat i flygplanet rent hårdvarumässigt. Inställningen kan vara antingen *Normal* eller *Reverse* och anger åt vilket håll servot ska röra sig. Parametern *Trim Direction* avgör åt vilket håll servot roterar baserat på signaler från strömställaren på styrratten.

Vid leverans är servona inställda av Garmin i en grundkonfiguration där parametern *Servo Direction* är inställd på *Normal*.

Servona har även en databas som består av en uppsättning systemdata, vilka innefattar:

- Mjukvara (*firmware*) för respektive enhet
- Konfigurationsparametrar
- Systemidentifiering och versionsinformation
- Interna kalibreringsdata och diagnostikfunktioner

Mjukvaran för GSA 28 (även GI 275 och GFC 500) uppdateras genom laddning av s.k. *software loaders*, normalt via minnesmedia eller serviceverktyg.

I samband med uppdatering ska verifiering av installerad mjukvaruversion och systemkonfiguration ske enligt underhållsmanualens procedurer.

Vid uppstart av systemet görs en automatisk kontroll av konfigurationen av de olika enheterna. Om avvikelser detekteras exempelvis i en servoinställning kommer ett varningsmeddelande, och systemet kommer inte att vara brukbart. Servots mjukvaruinställningar kontrolleras gentemot den konfiguration som är införd i GI 275.

1.6.6 Data specifikt för autopilotfunktionen ALT-läge

I ALT-läge (höjdhållningsläge) är autopilotens uppgift att hålla en förvald höjd. Detta sker genom samverkan mellan höjdroderservot och höjdrodertrimservot.

När autopiloten är inkopplad applicerar höjdroderservot ett vridmoment för att motverka avvikelser från den valda höjden. Det moment som genereras övervakas internt i systemet och används för att styra och övervaka funktionen.

Vid mindre och kortvariga avvikelser genererar höjdroderservot det nödvändiga styrmomentet. Vid varaktiga styrutslag (kontinuerligt pålagt vridmoment), exempelvis vid ändrat trimtillstånd, aktiveras höjdrodertrimservot för att reducera den kraft höjdroderservot behöver applicera.

Reglerprincip för autopilotens ALT-läge

I loggdata från GI 275 (se avsnitt 1.11) återfinns parametrarna ApAltCmd (höjdkommando) och ApVsCmd (vertikalhastighetskommando). I ALT-läge används höjdkommando för att hålla vald höjd. Om flygplanet avviker från denna höjd genereras i stället ett vertikalhastighetskommando för att återföra flygplanet till målhöjden.

Flygplansspecifika parametrar såsom fartrösklar, förstärkningar, gränslägen m.fl. anges i konfigurationsunderlaget, men hur dessa påverkar autopilotens interna styrlogik framgår inte av den tillgängliga dokumentationen. SHK har begärt denna information men har inte fått en fullständig och heltäckande beskrivning.

1.6.7 Åtgärder vid trimvarning

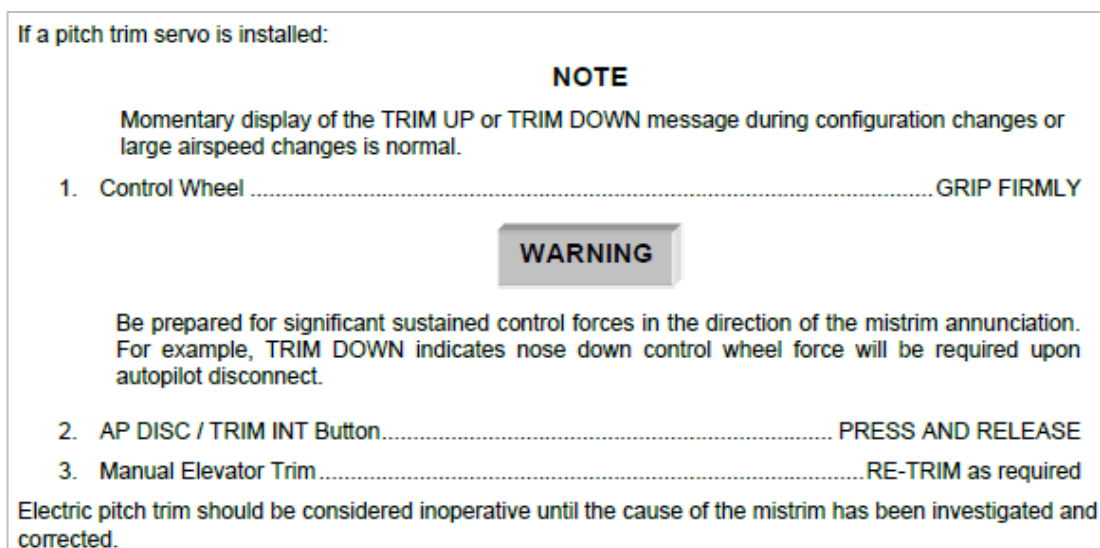
En trimvarning tänds i det primära flyginstrumentet när autopiloten saknar tillräcklig kraft för att följa det styrkommando som autopilotsystemet gett. Förutsättningarna för att aktivera varningen är att höjdrodertrimservot har varit aktiverat i 10 sekunder samtidigt som höjdroderservots vridmoment överstiger 50 procent av det konfigurerade maxvärdet, se figur 11. Meddelandet slutar att visas när villkoren inte längre är uppfyllda.

Alert Condition	Annunciation	Description
Up-elevator Trim Required	TRIM UP	The autopilot does not have the required elevator authority to reach the desired flight condition.
Down-elevator Trim Required	TRIM DOWN	
Status Alerts		

Figur 11. Beskrivning av trimvarning. Källa: Pilotguiden för GI 275 190-02246-01 Rev P.

Trimvarningen *Trim Down* presenteras i instrumentet som *TRIM DN* även om det står *Trim Down* i pilotguiden. Det framgår inte i Garmins dokumentation var varningen presenteras i det primära flyginstrumentet (PFD).

Av flyghandbokens supplement för GFC 500 autopilot framgår vilka åtgärder piloten ska utföra vid en trimvarning när ett höjdrodertrimservo är installerat, se figur 12.



Figur 12. Procedur vid en trimvarning enligt flygplanets supplement för GFC 500 autopiloten med ESP installerad. Bild: Garmin FAA Approved Airplane Flight Manual Supplement, GFC 500 Autopilot with ESP installed.

1.6.8 Elektroniskt stabiliseringsskydd

Electronic Stability and Protection (ESP) är en stabilitets- och säkerhetsfunktion i autopilot-systemet som övervakar flygplanets flyglägen. Funktionen är aktiv när autopiloten är urkopplad och är avsedd som ett stöd till piloten för att förhindra oönskade flyglägen vid manuell flygning. Gränsvärden för ESP konfigureras i GI 275.¹⁴

Om gränser för tipp- och rollvinklar samt flygfarter överskrids ger systemet automatiskt styrsignaler till roll- och höjdroderservo för att begränsa avvikelserna.

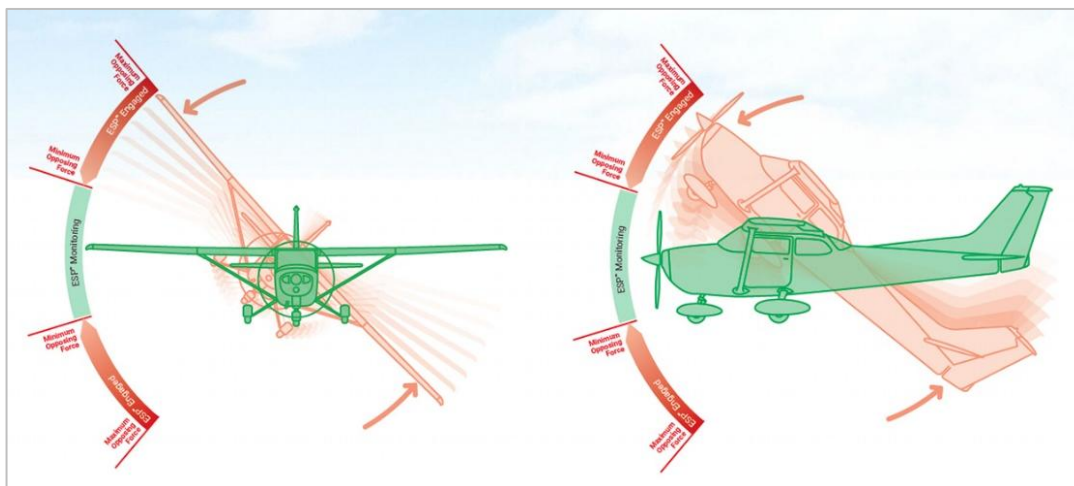
På det aktuella flygplanet var ESP inställt på att aktiveras vid 45 grader rollvinkel. När ESP är aktiverat är det applicerade vridmomentet på servot som störst när rollvinkeln är 15 grader över den inställda rollvinkelgränsen (dvs. vid 60 grader) och avtar gradvis till ett minimalt vridmoment när rollvinkeln är 15 grader under den inställda rollvinkelgränsen (dvs. 30 grader).

Tippvinkelgränserna var inställda på 20 grader nos upp respektive 15 grader nos ner. När ESP är aktiverat är det applicerade vridmomentet som störst när tippvinklarna är 5 grader större än de inställda gränserna för nos upp respektive nos ner, och avtar gradvis till ett minimalt vridmoment när tippvinkeln är 5 grader mindre än tippvinkelgränsen, se figur 13.

ESP har dock ett begränsat område och avaktiveras om rollvinkeln överskrider 75 grader eller om tippvinkeln överskrider 50 grader.

ESP kan tillfälligt kopplas ur genom att hålla samma knapp som används för in- och urkoppling av autopiloten på styrratten intryckt. Om knappen hålls intryckt i mer än fem sekunder när flygplanet är i luften inaktiveras ESP systemet helt för resterande del av flygningen.

¹⁴ <https://www.garmin.com/en-US/blog/aviation/understanding-garmin-electronic-stability-protection-esp/>.



Figur 13. Aktiveringsprincipen för ESP. Bild: Garmin.

1.6.9 Nödprocedur

Av flyghandbokens supplement för GFC 500 autopilot framgår vilka åtgärder piloten ska utföra vid funktionsfel på autopiloten (*Autopilot Malfunction/Trim Runaway*), se figur 14.

AUTOPILOT MALFUNCTION / PITCH TRIM RUNAWAY

If the airplane deviates unexpectedly from the planned flight path:

1. **Control Wheel**.....**GRIP FIRMLY**
2. **AP DISC / TRIM INT Button****PRESS AND HOLD**

CAUTION

Be prepared for high elevator control forces.

3. **Aircraft Attitude**.....**MAINTAIN / REGAIN AIRCRAFT CONTROL**
4. **Elevator Trim**.....**RE-TRIM** if necessary using Elevator Trim Control Wheel
5. **AUTOPILOT Circuit Breaker**.....**PULL**

NOTE

Do not release the AP DISC / TRIM INT Button until after pulling the AUTOPILOT Circuit Breaker.
Pulling the AUTOPILOT circuit breaker will render the autopilot and ESP inoperative.

6. **AP DISC / TRIM INT Button**.....**RELEASE**

Figur 14. Förfarande vid *Autopilot Malfunction/Trim Runaway*. Bild: Garmin FAA-godkänt supplement till flyghandboken för GFC 500-autopilot.

1.6.10 Instruktioner avseende fortsatt luftvärdighet för GFC 500

GFC 500-systemet har omfattats av Service Bulletiner¹⁵ och Service Alerts¹⁶ samt ett luftvärdighetsdirektiv.

Garmin utfärdade i november 2022 *Service Alert 22109 Rev A* med anledning av en risk för oavsiktlig automatisk höjdrodertrimaktivering vid inkoppling av GFC 500 autopiloter utrustade med GSA 28 höjdrodertrimservo. Detta kunde leda till en oavsiktlig avvikelse från den avsedda flygbanan. I meddelandet angavs, som tillfällig åtgärd, att före fortsatt flygning

¹⁵ Service Bulletin (SB) – dokument som innehåller instruktioner för underhåll och fortsatt luftvärdighet.

¹⁶ Service Alert – brådskande säkerhetsmeddelande som anger omedelbara åtgärder.

skulle autopilotsystemet inaktiveras. Alternativt kunde enbart den elektriska höjdrodertrimmen inaktiveras. Denna Service Alert hade inte blivit omhändertagen för det aktuella flygplanet före den underhållsåtgärd som genomfördes i december 2024. Autopilotsystemet och den elektriska höjdrodertrimmen var därför fortfarande aktiverade fram till dess att underhållsåtgärden att byta servos utfördes 2024.

Den federala luftfartsmyndigheten i USA (FAA¹⁷) införde i augusti 2024 ett luftvärdighetsdirektiv (AD 2024-14-03) som omfattade flygplan utrustade med en viss konfiguration av Garmin GFC 500 autopilotsystem, inklusive GSA 28 höjdrodertrimservo, installerad enligt tilläggs-certifikat (STC) nr SA01866WI. Flygplanet (SE-LGL) i den aktuella händelsen omfattades av direktivet.

Luftvärdighetsdirektivet föranleddes av en rapport om oavsiktlig automatisk höjdrodertrimaktivering (*trim runway*) när autopiloten kopplades in första gången vid flygning. Direktivet föreskrev att mjukvaran i Garmin GFC 500-autopilotsystemet skulle uppdateras inom 12 månader till en godkänd version och förbjöd installation av mjukvaruversion 2.59 eller tidigare för GI 275.

När mjukvaruversionen i GFC 500-autopilotsystemet hade uppdaterats enligt luftvärdighetsdirektivet och Garmins servicebulletin för mjukvaran var det tillåtet att återaktivera autopilotsystemet och den elektriska höjdrodertrimmen.

Som en del av Service-Life Extension Program för servo GSA 28 utfärdade Garmin Service Bulletin Nr. 23024 REV A. Bulletinen beskrev konstruktions- och tillverkningsförbättringar för att öka tillförlitligheten hos GSA 28-servon och erbjöd att servon kunde bytas ut inom garantin. Den planerade underhållsåtgärden för flygplanet var därför att ersätta samtliga GSA 28-servon enligt Garmins servicebulletin och att uppdatera mjukvaruversionen enligt luftvärdighetsdirektivet.

Bulletinen anger att GSA 28-servon ska demonteras och installeras enligt instruktionerna i det relevanta dokument som anges i avsnittet *Referenser*, se tabell 1.

Tabell 1. Refererade dokument från Service Bulletin 23024 REV A.

Document Number	Revision (or later)	Description
190-02291-01	9	GFC 500 Autopilot with Electronic Stability and Protection Part 23 AML STC Maintenance Manual with Instructions for Continued Airworthiness
190-02291-00	24	GFC 500 Autopilot with ESP™ Part 23 AML STC Installation Manual
190-01112-10	30	G5 STC Installation Manual
190-02246-10	15	GI 275 AML STC Installation Manual
190-02472-01	12	G3X Touch™ STC Installation Manual

Vidare beskrivs att nödvändiga kontroller ska utföras efter installationen.

¹⁷ FAA (Federal Aviation Administration) – USA:s federala luftfartsmyndighet.

Det finns även en notering (Note) som hänvisar till installationsmanualen för GFC 500 (avsnitt 5.5.1) för instruktioner om hur GFC 500-förstärkningar (gains) matas in på en GI 275.

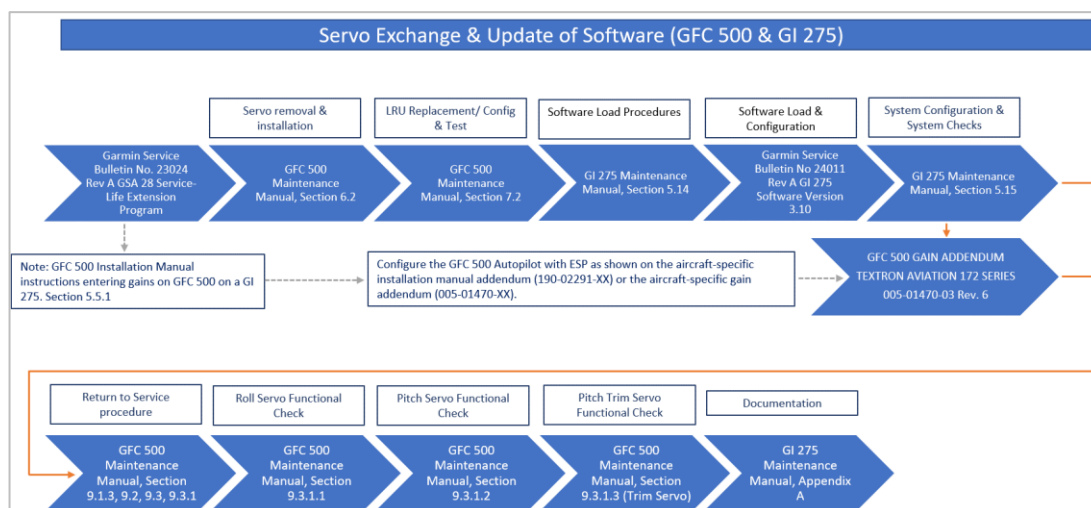
När installationen och de nödvändiga efterkontrollerna är klara ska en loggboksanteckning göras som visar att Garmin Service Bulletin 23024 har följts.

1.6.11 Instruktioner och dokumentation vid servobytet

Att byta servo är en underhållsåtgärd där underhållsmanualen normalt ska följas. Proceduren innefattar:

- demontering och installation av servot
- uppdatering av mjukvara
- konfiguration av systemparametrar
- verifiering genom kontroller efter installation (Post-Installation Checks) och procedurer för återinsättning i drift (Return-to-Service Procedures).

I figur 15 visas det övergripande procedurflödet, så som SHK tolkat det, och som senare i avsnittet beskrivs mer i detalj i relevanta delar.



Figur 15. Det övergripande procedurflödet vid ett servobyte och mjukvaruinstallation. Flödesschema framtaget av SHK.

Procedurflödet inleds med Garmins servicebulletin avseende Service-Life Extension-programmet för byte av servot, vilket beskrivs i avsnitt 1.6.9.

Underhållsmanualen för GFC 500¹⁸ anger att GSA 28-servon ska demonteras och installeras i enlighet med anvisningarna i det tillämpliga modellspecifika installationstillägget (Addendum).

Efter utbyte och installation av servona ska mjukvaran installeras. Vid systemuppstart verifieras mjukvaruversionerna för GMC 507 och GSA 28. Vid eventuell avvikelse i mjukvaruversion genereras ett systemmeddelande och Pre-Flight Test (PFT) underkänns.

¹⁸ Dokumentnummer 190-02291-01.

För uppdatering av mjukvara hänvisas till GI 275 Part 23 AML STC Maintenance Manual.¹⁹ I avsnitt 5 framgår bland annat att det rekommenderas att spara systemkonfigurationen på ett USB-minne och skriva ut konfigurationsloggen innan enheter i autopilotsystemet byts ut. Uppdateringen ska inledas med uppladdning av mjukvara till GI 275, varefter uppdatering sker av samtliga anslutna enheter. När mjukvaruversionen uppdateras ska Garmins servicebulletin för den berörda mjukvaran användas. Den innehåller bland annat ändringsinstruktioner. För den aktuella underhållsåtgärden skulle Garmin Service Bulletin No. 24011 Rev A för version 3.10 användas.

Efter mjukvaruuppdatering finns ett avsnitt i Maintenance Manual för GI 275, som hanterar systemkonfiguration och systemkontroller. Där framgår att konfigurationsinställningarna ska konfigureras enligt den tidigare utskrivna konfigurationsloggen. Det finns inga referenser i manualsystemet till detta avsnitt.

Instruktioner för inmatning av servoförstärkningar (gains) på GFC 500 refereras genom en notering i Garmins servicebulletin via GFC 500 Installation Manual till det flygplansspecifika tilläggsdokument GFC 500 Gain Addendum Textron Aviation 172 Series.

Underhållsmanualen för GFC 500 hänvisar sedan till avsnittet Return to Service Procedures, där funktionstester, kalibrering och konfiguration av autopilotsystemet, inklusive Pre-Flight Test, beskrivs. Det anges även att en kontroll ska genomföras av tiden för höjdrodertrimservots fulla rörelse mellan ändlägena, med användning av den manuella elektriska höjdrodertrimfunktionen.

Underhållsmanualen innehåller inte någon beskrivning av, eller hänvisning till, en kontroll som verifierar funktionen och trimriktningen hos den automatiska elektriska höjdrodertrimmen.

Avslutningsvis framgår av underhållsmanualen för GI 275 Appendix A att underhållsåtgärden ska dokumenteras. Konfigurationsloggen ska sparas på ett USB-minne och skrivas ut för att sedan bifogas till underhållsdokumentationen.

1.6.12 Kontroll före flygning av autopilotsystemet

I flyghandbokens supplement för GFC 500 framgår att ett automatiskt systemtest (preflight test) genomförs vid uppstart av GFC 500-autopiloten. Under detta test visas texten PFT (*PreFlight Test*) i autopilotens statusruta på GI 275-displayen. När systemtestet godkänts försvinner PFT från statusrutan, vilket indikerar att autopiloten är redo för användning.

Supplementet för GI 275 specificerar inga ytterligare kontroller före flygning om autopilotsystemet är av fabrikat Garmin. I GI 275 Pilot's Guide anges att autopiloten ska kopplas in före start och därefter kopplas ur, för att kontrollera att en ljudvarning hörs och att flygplanets kontroller är fria att röra. Supplementet anger att guiden ska vara lätt tillgänglig för piloten.

Den information som återfinns i supplementen kompletterar eller ersätter den information som tillhandahållits i bland annat flyghandboken (POH) och annan dokumentation, såsom underhålls- och installationsmanualer.

¹⁹ p/n 190-02246-11.

1.6.13 Flygplanets checklista

I flygplanet fanns en checklista som täckte de olika faserna under en flygning. Under avsnittet för åtgärder före start framgår att piloten ska säkerställa att autopiloten är urkopplad före start.

1.7 Meteorologisk information

Enligt Metar: vind 210 grader, 3 knop, sikt >10 km, inga signifikanta moln, temperatur/-daggpunkt -6/-6 °C, QNH 1030 hPa.

Tillbudet skedde i dagsljus.

1.8 Navigationshjälpmedel

Flygplanet var utrustat med en navigationsenhet av modellen Garmin GTN 650.

1.9 Radiokommunikationer

Nödmeddelande sändes till flygtrafikledningen efter att kontrollen över flygplanet återtagits.

1.10 Flygfältsdata

Inte aktuellt.

1.11 Färd- och ljudregistratorer

Någon fast installerad färd- eller ljudregistrator fanns inte i flygplanet och sådan utrustning krävdes inte heller för denna typ av luftfartyg.

SHK har inhämtat och läst ut registrerade data från andra källor och enheter, vilket redovisas nedan.

1.11.1 Flygdata

Det multifunktionella elektroniska flyginstrumentet GI 275 lagrar automatiskt viktiga flygdata. Data registreras en gång per sekund när systemet är påslaget. All flygdata som loggas ett specifikt datum lagras i en fil med ett namnformat som inkluderar datum, tid och närmaste flygplatsidentifierare.

Parametrar som var relevanta vid tillbudet presenteras i tabell 2.

Tabell 2. Relevanta parametrar vid tillbudet.²⁰

Parameter	Loggat namn	Enheter	Definition
Indikerad barometrisk höjd	AltB	ft	Visat värde
Indikerad flygfart	IAS	kts	Vald Air Data Computer
Vertikalhastighet	VSpd	ft/min	Vald Air Data Computer
Tippvinkel	Pitch	DEG	Vald AHRS
Autopiloten inkopplad?	AfcsOn	Boolean	0: Autopilot inte inkopplad 1: Autopilot inkopplad
Autopilotens stigningsläge	PitchM	enum	Förkortad text för autopilotens stigningsläge
Tryckhöjd	AltPress	ft	Vald Air Data Computer
Autopilotstatus	ApState	enum	AP_off: Autopiloten frångkopplad AP_eng: Autopiloten inkopplad AP_fail: Autopilot har fallerat AP_inv: Autopilotens tillstånd är okänd
Flight Director målhöjd	FdTrgtAlt	ft	
Autopilotens vertikal-hastighetskommando	ApVsCmd	ft/min	
Autopilotens stigvinkelmoment (servo)	ApPitTrq	%	Autopilotens stigvinkelmoment, där 100 % motsvarar 60 in-lb för ett GFC 500-system
Autopilotens trimstigningsvinkelmoment (trim servo)	ApPitTrimTrq	%	Autopilotens trimstigningsvinkelmoment, där 100 % motsvarar 60 in-lb för ett GFC 500-system
Autopilotens urkopplingsorsak	ApDisCause	enum	Varierande
Autopilotens höjdkommando	ApAltCmd	ft	För internt bruk inom Garmin
Status för manöver-gränsskydd	EpStatus	enum	Roll, tippvinkel, flygfart, mach

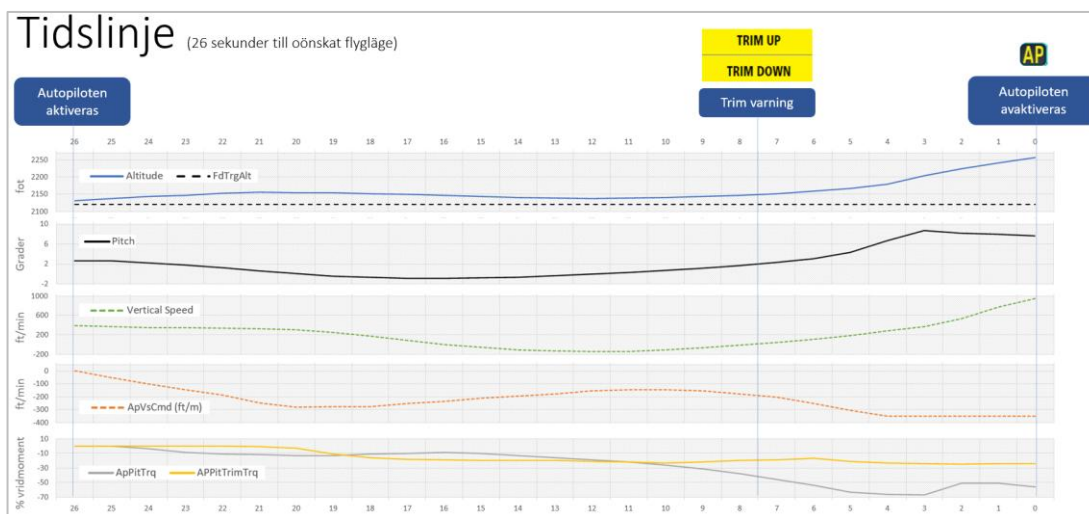
1.11.2 Inspelad film från händelsen

Den i cockpit monterade GoPro-kameran spelade in händelseförloppet med en bildfrekvens på 50 bilder per sekund.

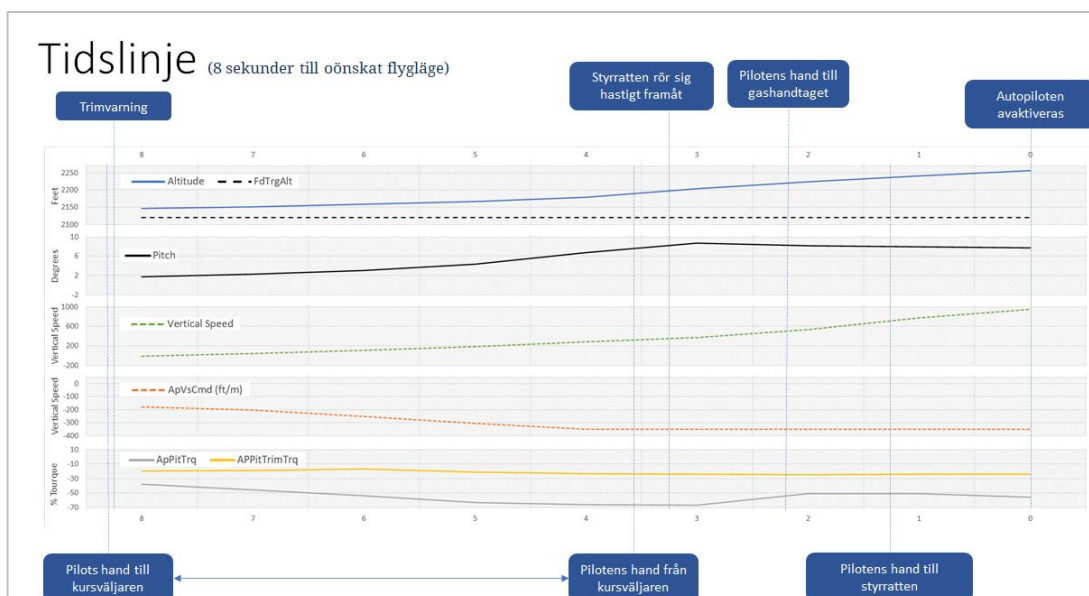
1.11.3 Sammanställning av flygdata och information från GoPro-filmen

För att ge en bättre förståelse av händelseförloppet har flygdata och åtgärder som kan ses på GoPro-filmen sammanställts i två tidslinjer. Datakällorna har tidsjusterats genom att använda flygdatats tidsreferens och registrerade händelser i kombination med samma händelser som har observerats på film. Den första tidslinjen sträcker sig från det att autopiloten kopplades in till dess att den enligt flygdata avaktiverades. Den andra tidslinjen visar de sista åtta sekunderna fram till det onormala flygläget, se figur 16 och figur 17.

²⁰ Se GI 275 Part 23 AML STC Installation Manual, Table 7-1, Flight Data Log Descriptions.

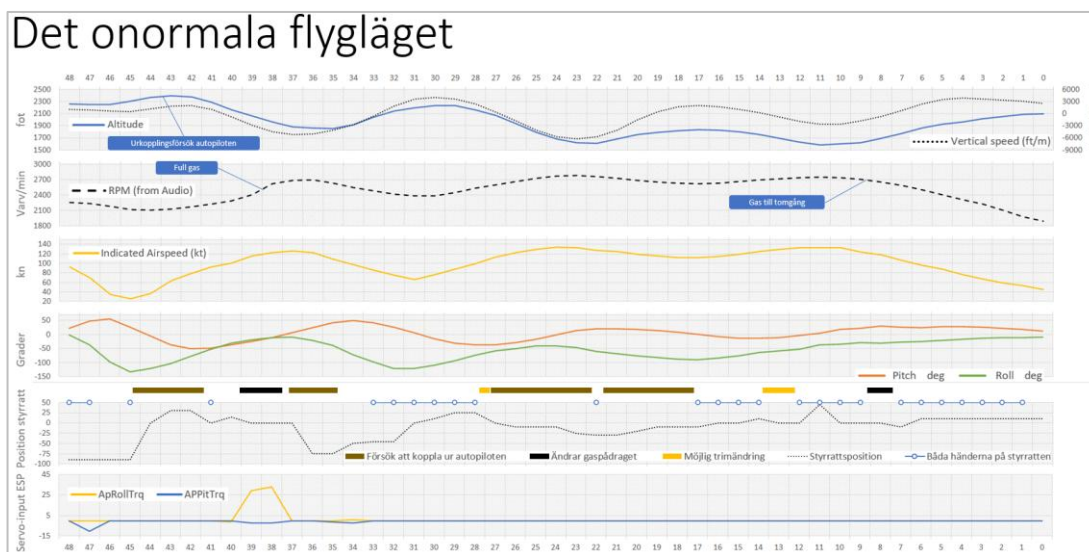


Figur 16. Sammanställning av flygdata och GoPro-film från det att autopiloten kopplades in till dess att den avaktiverades, 26 sekunder senare.



Figur 17. Sammanställning av flygdata och GoPro-film under de sista 8 sekunderna fram till det onormala flygläget.

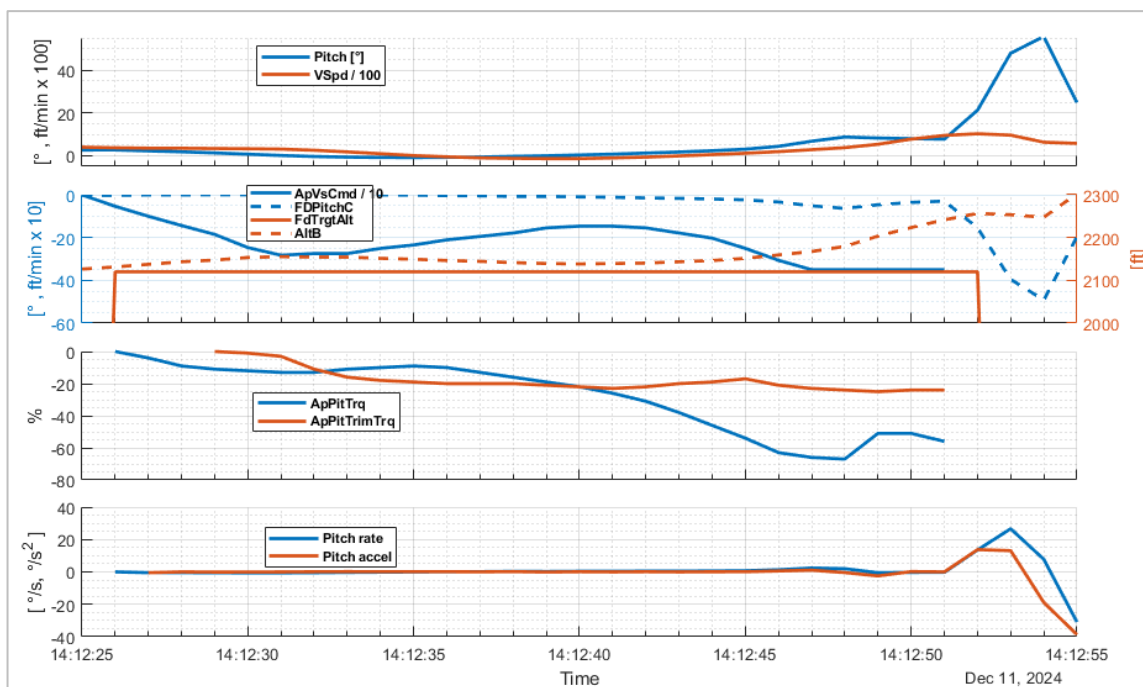
Tidslinjen i figur 18 omfattar perioden då flygplanet var okontrollerat från att autopiloten kopplades ur och fram till dess att piloten återfick kontrollen över flygplanet. Grafen som presenterar motorkraft (RPM) bygger på ljudupptagningen från GoPro-filmen där propeller-varvtalet beräknats från propellerljudets frekvens. I grafen med styrrattens position visas styrrattens uppskattade position från GoPro-filmen. Negativa värden representerar rattutslag åt vänster och positiva värden rattutslag åt höger. Vidare presenteras information som går att utläsa från filmen, bland annat tillfällen när piloten håller styrratten med en eller två händer, när piloten försöker att koppla ur autopiloten, förändringar i motorpådrag och under vilken period det har varit möjligt att manuellt trimma om flygplanet med höger hand.



Figur 18. Sammanställning av flygdata och information från GoPro-filmen under det onormala flygläget.

Data specifikt för autopilotfunktionen

I figur 19 visas data för ett 30 sekunder långt förlopp, med start 26 sekunder före det okontrollerade flygläget. I figuren visas fyra grafer. Den översta grafen visar tippvinkel (Pitch) och vertikalhastighet (VSpd). Nästa graf illustrerar autopilotens styrkommando för vertikalhastighet (*ApVSpdCmd*), autopilotens tippkommando för Flight Director (*FDPitchC*), autopilotens målhöjd (*FdTrgtAlt*) samt flygplanets barometrisk höjd (*AltB*). I den tredje grafen presenteras höjdrodersservots moment (*ApPitTrq*) och trimrodersservots moment (*ApPitTrimTrq*). Den nedersta grafen visar tippvinkelförändring (*Pitch rate*) och tippvinkelacceleration (*Pitch accel*).



Figur 19. Data för ett 30 sekunder långt förlopp, med start 26 sekunder före den snabba tippvinkelförändringen då autopiloten var inkopplad.

Data i figur 19 representerar några karakteristiska variabler gällande autopilotens höjdhållning. Variablerna i den nedersta grafen är framräknade och baseras på tippvinkeldata. Autopiloten kopplades in för att hålla höjden 2 100 fot vid tidpunkten 14.12.26, och vid det tillfället syns att flygplanet var över 2 120 fot och stigande. Ganska omgående började höjdroderservot att ge ett moment för nossänkande höjdroderutslag och autopiloten integrerade vertikalhastigheten för minskad höjd. Fyra sekunder senare aktiverades höjdrodertrimservot för att avlasta höjdroderservot (negativa värden). Omkring tidpunkten 14.12.32 börjar höjden minska, för att åtta sekunder senare öka igen. Höjdroderservot hade hela tiden ett nossänkande moment, vilket från tidpunkten 14.12.40 blev mer negativt och nådde det maximala negativa momentet (-67 procent av -70 procent möjliga). Höjdroderservots vridmoment minskades därefter till -51 procent och slutligen -56 procent vid tidpunkten 14.12.51. Vid tidpunkten 14.12.48 syns att tippvinkelhastigheten minskade något.

1.12 Plats för händelsen

I luftrummet sydväst om Örebro flygplats.

1.13 Medicinsk information

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

1.14 Brand

Brand uppstod inte.

1.15 Överlevnadsaspekter

1.15.1 Räddningsinsatsen

Piloten deklarerade nöd efter att han hade återfått kontrollen av flygplanet. En normal landning utfördes och ingen räddningsinsats initierades.

1.16 Särskilda prov och undersökningar

1.16.1 Tekniska undersökningar

Efter händelsen har SHK genomfört ett flertal tekniska undersökningar och funktionskontroller av flygplanet och dess autopilotsystem. Undersökningarna har utförts med stöd av Garmin och med medverkan av en oberoende, certifierad underhållsorganisation. Garmin har avstått från att besvara vissa frågor som SHK har ställt om systemlogiken. Därför har SHK genomfört tekniska systemtester och systemidentifiering för att bättre kunna förstå systemet.

Den mekaniska installationen av autopilotsystemets hårdvara, inklusive montering av servon samt dragning av styr- och trimlinor, har kontrollerats och befunnits vara korrekt utförd i enlighet med tillämpliga installationsmanualer och dokumentation. Även systemets funktion har verifierats.

Autopilotsystemets configurationsinställningar har granskats och befunnits överensstämma med dokumentationen för GFC 500 Gain Addendum avseende 172-serien, (se avsnitt 1.16.3).

Övriga kontroller har genomförts enligt Garmins underhålls- och installationsmanualer för GFC 500 och har omfattat bland annat *Servo Functional Check*, *GI 275 Trim Direction Checks*, *Autopilot Switch Checks* samt *Interface Checks*. Dessutom har en kontroll av autopilotens automatiska höjdrodertrimfunktion genomförts.

Vid undersökningarna identifierades inga anmärkningar eller avvikelser.

1.16.2 Systemidentifikation

Referensflygningar

För att utvärdera autopilotsystemets funktion, identifiera systemfunktioner och verifiera inspelade data genomfördes tre referensflygningar av SHK: två med det aktuella flygplanet och en med ett annat flygplan av samma typ. Varje flygning filmades med GoPro-kameror monterade i cockpit. Med denna dokumentation och med flygdata från GI 275 kunde varje referensflygning analyseras.

Flygningarna genomfördes på höjder och med farter motsvarande dem vid tillbudet.

Det övergripande resultatet visade att systemet fungerade som förväntat enligt konstruktionen, med goda flygegenskaper och mjuka manöverutslag enligt piloterna som genomförde referensflygning. Insamlade data överensstämde med de genomförda manövrarna.

Enligt konstruktionen ska servona kunna övermannas av piloten, vilket krävde måttlig ansträngning. Det elektroniska stabiliseringsskyddet (ESP) var tydligt märkbart i roll. Detta upplevdes något överraskande eftersom man normalt inte förväntar sig någon kraftpåverkan från systemet när autopiloten är urkopplad, om man inte tidigare har flugit med ESP. ESP-systemets funktion i tippled undersöktes inte.

Vid flygning med autopiloten avstängd användes olika höjdrodertrimpositioner för att uppnå olika tippvinkelhastigheter (*pitch rate*). Flygplanet flögs i planflykt på för händelsen representativ höjd och fart. Krafterna på styrratten mättes samtidigt som utslaget på trimrodret ändrades tills lasten kommit upp i ett förutbestämt värde. Därefter släpptes styrratten fri och flygplanet tilläts ändra tippvinkeln ett antal grader innan kontrollen återtog.

Olika utslag på höjdrtrimrodret ansattes och krafter på styrratten uppmättes, varefter trimrodervinkeln fixerades genom att hålla fast trimhjulet och sedan koppla in autopiloten i höjdhållningsläge under planflykt. På så sätt har förhållandet mellan höjdroderservots moment och krafterna på styrratten kunnat bestämmas. Testet avslutades med att autopiloten kopplades ur för att dokumentera tippvinkelförändringen för varje uppmätt kraft.

När autopiloten var inkopplad i höjdhållningsläge (*Alt-mode*) och utslaget för höjdrodertrim styrdes automatiskt (*auto trim*) noterades att trimhjulets hastighet varierade. Denna variation identifierades senare vara relaterad till servovridmomentet, där lågt vridmoment resulterade i låg hastighet och högt vridmoment i högre hastighet.

Slutligen utvärderades olika grader av pilotpåverkan på autopilotsystemet för att undersöka möjliga effekter när autopiloten är inkopplad. Förutom den varning som anges i flygplanets supplement – att piloten genom att applicera kraft på styrratten kan få höjdrodertrimmen att gå i motsatt riktning mot den applicerade kraften – kunde inga andra effekter observeras.

Höjdtrimrodrets vinkelhastighet från referensflygningsdata

Genom att observera trimhjulets hastighet under olika flyglägen och jämföra den med olika vridmoment på höjdroderservot har förändringen av höjdtrimrodrets position, uttryckt i grader per sekund, kunnat beräknas. Därefter har ett polynom tagits fram som kopplar höjdroderservots vridmoment till trimhjulets hastighet. Detta polynom har sedan använts för att beräkna trimrodrets hastighet vid tillbudet. På så sätt har utslaget för höjdtrimrodret strax innan det oönskade flygläget kunnat beräknas till cirka 18 grader.

Mätning av höjdroder- och höjdrodertrimsystemet

Mätning av höjdrodrets rörelse visade ett maximalt utslag med 30 grader uppåt, respektive 22 grader nedåt. Enligt typcertifikatinnehavaren ska höjdrodrets maximala rörelse vara inom området 28 till 29 grader uppåt och 23 till 24 grader nedåt.

Mätning av trimrodrets rörelse visade ett maximalt utslag med 22 grader uppåt, respektive 19 grader rörelse nedåt. Enligt typcertifikatinnehavaren ska trimrodrets maximala rörelse vara inom området 22 till 23 grader uppåt och 19 till 20 grader nedåt.

För att föra trimrodret mellan sina ändlägen behövde trimhjulet roteras 4,5 varv. Detta innebär att höjdrodret förändras 9,3 grader per varv. För att rotera ett helt varv på trimhjulet krävs fyra fulla omtag.

Markprov för systemidentifikation

Eftersom logiken hos autopilotsystemet är mycket kortfattat och generellt beskriven i manualerna behövde SHK genomföra markprov för att på så sätt identifiera olika systemfunktioner. Ett externt lufttryckssystem kopplades in på flygplanets luftdatasystem för att kunna simulera olika höjder och farter.

Höjdrodrens egenvikt balanserades med externa vikter (tarerades). För att simulera luftlaster på roder byggdes ett system med vikter kopplade till rodren.

Dessutom utfördes systemtester på autopilot- och trimsystemet enligt Garmins manualer. Resultatet visade att systemet fungerade enligt systembeskrivningen och att insamlade data överensstämde med observerat utfall.

För att undersöka eventuell teckenändring (positivt eller negativt) i registrerade data för höjdrodertrimservot sattes parametern *Servo Direction* till *Normal* medan övriga parametrar behölls oförändrade. Den kombinationen visade att trimrodrets rörelseriktning ändrades medan tecknet för vridmomentets riktning förblev oförändrad.

Inställningarna *Servo Direction* och *Trim Direction* styr trimservots rörelseriktning. För att undersöka funktionen hos den elektriska automatiska höjdrodertrimmen och den elektriska manuella trimmen vid olika kombinationer av dessa inställningar har prov genomförts. Resultaten visade att det är möjligt att, vid trim ned-kommandon, få den elektriska automatiska höjdrodertrimmen att röra sig i motsatt riktning jämfört med den elektriska manuella trimmen som styrs via strömställaren på styrratten, se tabell 3.

Tabell 3. Testade konfigurationsinställningar för *Servo Direction* och *Trim Direction*. Grön färg visar när konfigurationen för den enskilda parametern är satt enligt det flygplansspecifika addendumet.

Test #	Inställning <i>Servo Direction</i>	Inställning <i>Trim Direction</i>	Styrkommando	Påverkan vid flygning
1	Reverse	Normal	Autopilot	Tippvinkel nos ned vid trimning nos ned
			Manuell elektrisk trim	Tippvinkel nos ned vid trimning nos ned
2	Reverse	Reverse	Autopilot	Tippvinkel nos ned vid trimning nos ned
			Manuell elektrisk trim	Tippvinkel nos upp vid trimning nos ned
3	Normal	Reverse	Autopilot	Tippvinkel nos upp vid trimning nos ned
			Manuell elektrisk trim	Tippvinkel nos ned vid trimning nos ned
4	Normal	Normal	Autopilot	Tippvinkel nos upp vid trimning nos ned
			Manuell elektrisk trim	Tippvinkel nos upp vid trimning nos ned

Krafter och moment

Baserat på de tidigare beskrivna undersökningarna har data och krafter analyserats samt servomoment kunnat kopplas till motsvarande spakkrafter. Kraften på styrratten strax innan autopiloten (och höjdroderservot) kopplades ur beräknas ha varit cirka 180 N.

Genomförda markprov och flygprov har visat att faktiskt maximalt vridmoment för höjdroderservot nås vid 67–68 procent, trots att maximala vridmoment begränsats i konfigurationsfilen till 70 procent av nominellt maximum.

1.16.3 Utdrag från Gain Addendum och konfigurationsfil

Från GI 275 kan en sammanställning över konfigurationsinställningar (en konfigurationslogg) skapas och sparas ner på ett externt USB-minne. En sådan konfigurationsfil skapades två dagar efter händelsen. Konfigurationsinställningarna motsvarade konfigurationen enligt Gain Addendum. I tabellerna nedan visas ett utdrag över några av inställningarna efter händelsen och motsvarande inställningar enligt Gain Addendum. Tabell 4 visar konfigurationsinställningarna för höjdroderservot och tabell 5 för höjdrodertrimservot.

Tabell 4. Konfiguration av höjdroderservo och värden från Gain Addendum.

Parameter	Config 24-12-12	Addendum
Maximum Torque	70%	70%
Servo Direction	Reverse	Reverse
Clutch Monitor	Enabled	Enabled

Tabell 5. Konfiguration av höjdrodertrimservo och värden från Gain addendum.

Parameter	Config 24-12-12	Addendum
Trim Control	Garmin Servo	Garmin Servo
Maximum Torque	60%	60%
Servo Direction	Reverse	Reverse
Trim Direction	Normal	Normal
Auto Trim	Enabled	Enabled
Fastest Speed	30%	30%
Slowest Speed	20%	20%
Auto Trim Min Speed	3%	3%

1.16.4 Undersökning av höjdrodertrimservo

Den 16 september 2025 överlämnade SHK höjdrodertrimservot till Garmin i Dallas Fort Worth, USA, för att genomföra vidare tekniska undersökningar. Det är ett normalt förfarande eftersom tillverkaren av den komponent som ska undersökas har sådan särskild kunskap och utrustning som krävs för att genomföra djupare analyser. Vid sådana undersökningar deltar normalt utredningsmyndigheten. Om tillverkaren finns i ett annat land deltar den utredande myndigheten tillsammans, eller genom överenskommelse med, utredningsmyndigheten i det andra landet, i det här fallet NTSB.

I det aktuella fallet avböjde Garmin medverkan från SHK och NTSB vid undersökningarna. Undersökningarna sköts flera gånger på framtiden på grund av att Garmin inte ville låta myndigheterna delta. För att komma framåt i utredningen beslutade SHK till slut att låta Garmin genomföra undersökningarna utan myndigheternas närvaro.

Den 5 november erhöll SHK resultatet av undersökningen från Garmin, förmedlat via NTSB. Av resultaten framgick följande.

- Tillverkaren bekräftade att den konfiguration som lagrats i enheten överensstämde med den konfiguration som förväntades på flygplanet.
- Servots kalibreringsdata motsvarade den kalibrering som servot ursprungligen levererades med från fabriken.
- Ett auto-trim-riktningstest genomfördes där servot placerades på en bänk och dess rörelse observerades under en simulerad auto-trim-manöver. Servot reagerade genom att röra sig i rätt riktning och klarade testet.
- ATE²¹ Final Inspection Test utfördes utan anmärkning. Tre testrundor genomfördes: i rumstemperatur, vid hög temperatur och vid låg temperatur.
- Undersökningen visade att servot hade en annan mjukvara än den som är installerad vid leverans från fabriken. Detta var förväntat och anses inte ha utgjort någon faktor i händelsen, eftersom servot hade uppdaterats till den korrekta, STC-godkända, versionen för aktuell applikation.

Slutligen meddelade Garmin att det inte fanns några ytterligare tester att genomföra.

²¹ ATE (Automatic Test Equipment) – automatisk testutrustning.

1.17 Berörda aktörers organisation och ledning

Den organisation som utförde åtgärderna med utbytet av de aktuella servona enligt Service Bulletin Nr. 23024, och den initiala grundinstallationen av autopilotsystemet i oktober 2021, är av Transportstyrelsen bland annat godkänd som underhållsorganisation (Del-145²²) och som kombinerad luftvärdighetsorganisation (Del-CAO²³) i enlighet med förordning (EU) 2018/1139.²⁴

Organisationen hade behörigheter att utföra de aktuella åtgärderna men var inte en auktoriserad Garminåterförsäljare.

1.17.1 Underhållsorganisationens verkstadshandbok

Underhållsorganisationens verkstadshandbok (MOE) anger att en s.k. oberoende inspektion (se avsnitt 1.18), eller annan lämplig felupptäckande metod, ska genomföras innan ett underhållsintyg utfärdas för kritiska underhållsuppgifter.

Kritiska underhållsuppgifter anges vara bland annat installation och justering av styrsystem samt andra system som påverkar flygplanets stabilitet, exempelvis autopilotsystem.

Den oberoende inspektionen ska utföras av en annan person än den som har genomfört det aktuella underhållsarbetet.

Inspektionen ska bland annat verifiera att systemet som helhet arbetar i korrekt riktning (sense of operation) och att eventuell mjukvara har korrekt version och är kompatibel med luftfartygets aktuella konfiguration.

1.18 Övrigt

1.18.1 Kritiska underhållsåtgärder och krav på metoder för att fånga upp fel

Kommissionens förordning (EU) nr 1321/2014²⁵ anger i bilaga II (del-145) att en underhållsorganisation ska säkerställa att en metod för felidentifiering tillämpas efter varje kritisk underhållsåtgärd. Med kritiska underhållsåtgärder avses bland annat åtgärder som kan påverka flygplanets styrning och stabilitet, inklusive arbete på styr- och autopilotsystem.

Felidentifieringsmetoder har som syfte att fånga upp underhållsfel och misstag som uppstår vid utförande av underhåll. I vissa fall kan en kombination av flera åtgärder, t.ex. visuell inspektion, funktionstest och riggningskontroll, vara nödvändig.

²² Del-145 – Bilaga II till Kommissionens förordning (EU) nr 1321/2014 och som anger hur underhållsorganisationer ska arbeta för att upprätthålla flygsäkerheten inom den civila luftfarten i Europa.

²³ En organisation som får ha både underhållsverksamhet och fortsatt luftvärdighetsstyrning ("kombinerad luftvärdighetsorganisation"), typiskt för mindre/icke-komplexa flygplan.

²⁴ Europaparlamentets och rådets förordning (EU) 2018/1139 av den 4 juli 2018 om fastställande av gemensamma bestämmelser på det civila luftfartsområdet och inrättande av Europeiska unionens byrå för luftfarts-säkerhet, och om ändring av Europaparlamentets och rådets förordningar (EG) nr 2111/2005, (EG) nr 1008/2008, (EU) nr 996/2010, (EU) nr 376/2014 och direktiv 2014/30/EU och 2014/53/EU, samt om upphävande av Europaparlamentets och rådets förordningar (EG) nr 552/2004 och (EG) nr 216/2008 och rådets förordning (EEG) nr 3922/91.

²⁵ Kommissionens förordning (EU) nr 1321/2014 av den 26 november 2014 om fortsatt luftvärdighet för luftfartyg och luftfartygsprodukter, delar och anordningar och om godkännande av organisationer och personal som arbetar med dessa arbetsuppgifter.

En metod för felidentifiering är en s.k. oberoende inspektion, vilket är en verifiering som utförs av en kvalificerad person som inte har deltagit i det aktuella underhållsarbetet. Inspektionen ska säkerställa att arbetet har utförts i enlighet med tillämpliga krav och att inga fel eller misstag har gjorts. Syftet är att minimera risken för fel med potentiell påverkan på flygsäkerheten.

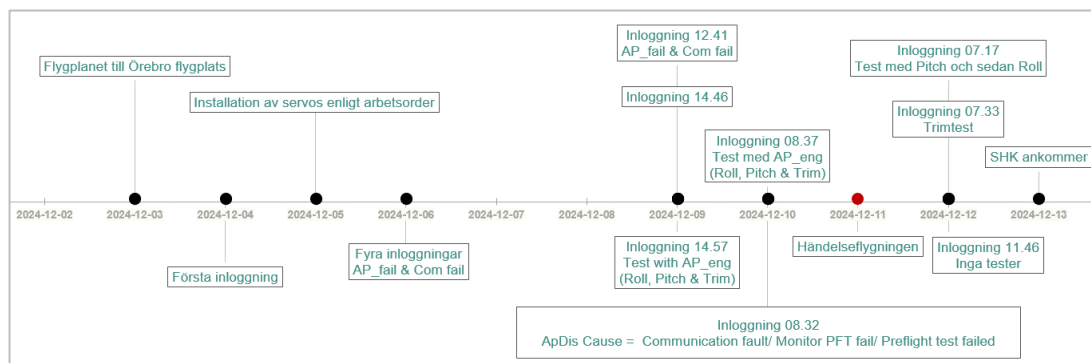
Om arbete utförts på styrsystemet ska den oberoende kvalificerade personen självständigt observera dess funktion som helhet i syfte att säkerställa att styrsystemet verkar i korrekt riktning och att programvara som utgör en del av den kritiska underhållsätgärden kontrolleras, t.ex. för kompatibilitet med luftfartygets konfiguration.

1.18.2 Byte av servon och uppdatering av mjukvara

I samband med underhållet av flygplanet den 5 december 2024 byttes samtliga tre autopilot-servon av typen GSA 28 (skevroder, höjdroder och höjdrodertrim) ut enligt arbetsorder och under garanti, i enlighet med Service Bulletin 23024 Rev A. De nya servona hade part-nummer 011-02927-21.

Efter bytet av servona genomfördes tester av autopilotsystemet den 6 december. Under testerna uppstod felmeddelanden, däribland autopilot- och kommunikationsfel (*AP_fail* och *Communication fault*). Detta berodde på att mjukvaran i de nya servona inte var kompatibel med den version som fanns i autopilotsystemet.

Den 9 december uppdaterades servomjukvaran via GI 275-instrumentet från version 2.41 till version 3.10. Det första försöket till uppdatering accepterades inte av systemet och åtgärden fick upprepas. Dock återkom felmeddelanden under ett antal efterföljande tester med bland annat (*AP_fail* och *Communication fault*) samt *Preflight test failed*, innan slutligen ett lyckat test genomfördes, se figur 20.



Figur 20. Tidslinjen visar tiden från att flygplanet kom till Örebro för underhåll tills SHK kunde undersöka det. Inloggningar betyder att underhållsorganisationen startat flyginstrumentet GI 275 som lagrat data. De engelska ord som syns i figuren är olika fel och lägen för autopiloten.

SHK har inte kunnat identifiera de specifika åtgärder som ledde till att installationen kunde slutföras framgångsrikt.

Arbetsorder

En arbetsorder är ett dokument som upprättas av en organisation för fortsatt luftvärdighet och beskriver för underhållsorganisationen vilket arbete som ska utföras och vilken underhållsdata som ska användas. Efter slutfört arbete ska de olika momenten signeras av en behörig flygtekniker.

För den aktuella arbetsordern refererades underhållsdata dels till Service Bulletin 23024, dels till underhållsdata för Cessna 172-serien med Garmin GFC 700 autopilotssystem och G1000-installation, dvs. en annan systeminstallation än den som faktiskt var installerad.

Det framgår av arbetsordern att underhållsorganisationen hade signerat de oberoende inspektionerna gällande det mekaniska bytet av servona. Däremot framgår det inte att underhållsorganisationen gjorde någon oberoende inspektion eller använde någon annan metod för felidentifiering vid uppdateringen av mjukvaran och konfigurationsinställningarna i autopilotsystemet. Enligt underhållsorganisationen har inte heller några sådana åtgärder utförts.

Underhållsorganisationen utförde inte något test av den automatiska höjdrodertrimfunktionen, och underhållsmanualen för GFC 500 innehåller heller inget krav på att en sådant test ska utföras.

Ingen konfigurationslogg över de införda konfigurationsinställningarna sparades av underhållsorganisationen efter mjukvaruuppdateringen.

Underhållsintyget efter slutfört arbete utfärdades enligt Del-145.

1.18.3 Skillnadsutbildning av klubben för piloter

Det finns inga krav för utbildning på autopilotssystem för piloter och det är upp till piloterna att själva lära sig systemet.

I samband med installationen av autopiloten och navigationssystemet togs en skillnadsutbildning och ett protokoll fram för att säkerställa att klubbens medlemmar lärde sig att använda systemen. Utbildningen innehöll baskunskaper för autopiloten och hur den nedre GI 275-enheten kunde aktiveras som ett primärt flyginstrument. Ingen utbildning genomfördes för att hantera onormala, autopilotrelaterade fel.

1.18.4 Återtagande av ett oönskat flygläge (Upset Recovery)

Det finns en mängd olika faktorer som kan leda till att flygplanet överskrider normala operationella gränser, ett s.k. oönskat flygläge. Det kan t.ex. handla om väder-, system- eller pilotinducerade faktorer. Ett oönskat flygläge kan leda till att piloten tappat kontrollen över flygplanet.

För att återta kontrollen vid ett högt nosläge och låg fart finns det olika tekniker. En teknik är att rolla flygplanet, vilket leder till att flygplanets nos sänks och stall undviks.

1.18.5 Överraskande och plötsliga händelser

Det är svårt att förutsäga hur en individ kommer att agera i en plötslig och oväntad situation. Ur ett teoretiskt perspektiv kan begreppet *Startle Effect* användas. Fenomenet har definierats som en kombination av en kognitiv och emotionell respons på ett plötsligt stimuli, dvs. både som en autonom reaktion (inte direkt viljestyrd) och känslomässig reaktion (t.ex. rädsla). Skillnaden mellan nybörjare och erfarna personer kan i allmänhet sägas vara omfattningen av erfarenhet och övning. Situationer som har övats in, eller som en individ har konkret erfarenhet av, kan förbereda denne för plötsliga och överraskande händelser. Men även erfarna personer kan handla på ett oväntat sätt just eftersom responsen av ett plötsligt och överraskande stimuli inte är direkt viljestyrd och har en känslomässig komponent. Det

som ofta karakteriserar en sådan respons är att handlingen är omedelbar och avsedd att lösa det akuta aktuella läget, snarare än situationen i sin helhet. I efterhand kan sådana handlingar uppfattas som irrationella och det kan vara svårt att finna en tydlig logik bakom beslutsfattandet.

Det finns inget universellt tillvägagångssätt som kan förbereda en individ för alla möjliga eventualiteter. Men utgångspunkten bör vara att förbereda sig för och att träna på att identifierbara ovanliga situationer så att ett intränat beteendemönster i största möjliga mån kan ersätta de grundläggande autonoma reaktionerna. Detta är emellertid ingen garanti för att ett sådant beteendemönster faktiskt används.

1.18.6 Vidtagna åtgärder

Karlskoga Motorflygklubb

Karlskoga Motorflygklubb har märkt upp säkringen för autopiloten i det aktuella flygplanet för att den lättare ska kunna identifieras.

1.18.7 Liknande händelser

Allvarligt tillbud vid Bellefontaine, USA, med flygplanet N9035Q

Den 12 november 2021 rapporterades ett autopilotfel på en Beech F-33A som var utrustad med Garmin GFC 500 autopilotsystem. Piloten rapporterade en icke beordrad nos-ner-trimrörelse i höjdrodret. Nos-ner-trimmen inträffade omedelbart efter att piloten hade kopplat in autopiloten. Den icke beordrade nos-ner-trimningen upprepades när piloten senare under flygningen kopplade in autopiloten igen, liksom under felsökning efter flygningen.

Ett systemprov visade att pitchservot (GSA 28) kunde kommendera full nos-ner-trim under flera sekunder innan autopiloten kopplade ur, och en laboratorieundersökning visade sulfidkorrosion på servots kretskort. Utredningen ledde till att ett luftvärdighetsdirektiv utfärdades.

Olycka nära Astatula, USA med flygplanet N580JA

Den 17 september 2025 fick en Piper PA-28-181 omfattande strukturskador vid en nödlandning nära Astatula, Florida. Vid inflygning mot banan avbröt piloten landningen på grund av trafik på banan och genomförde ett omdrag. Under efterföljande stigning kopplades autopiloten in. Strax därefter uppmärksammade piloten att motorvarvtalet ökade och flygplanet sjönk. Piloten kopplade därför ur autopiloten och stoppade sjunket. Strax därefter ändrades tippvinkeln nedåt och flygplanet började återigen sjunka. Piloten applicerade kraft på styr-ratten för att hejda sjunket, men flygplanet fortsatte ändå att sjunka. När piloten insåg att det inte gick att hejda sjunket valde han att nödlanda på en grusväg.

Efter olyckan konstaterades det att höjdrodertrimmen var i fullt nos-ner-läge, och att roder-ytans läge överensstämde med trimindikatorn i cockpit. Höjdrodertrimmen hade, enligt piloten, inte manövrerats under händelseförloppet. Händelsen är under utredning.

1.19 Särskilda utredningsmetoder

Inga.

2. Analys

Dagarna före flygningen hade flygplanet genomgått underhåll där tre servon till autopilotsystemet hade bytts ut. Tillbudet inträffade under den första flygningen efter underhållsåtgärderna och strax efter att autopiloten hade kopplats in. En central fråga i analysen är därför om och i vilken utsträckning underhållsåtgärderna och autopilotsystemet påverkade händelseförloppet.

För att underlätta förståelsen för händelseförloppet analyseras detta i två steg:

1. tiden fram till dess att piloten förlorade kontrollen över flygplanet
2. tiden från kontrollförlusten till dess att piloten återfick kontrollen.

Analysen behandlar också frågor om kontrollåtgärder efter underhållsarbeten som innefattar autopilotsystem och hur autopilotsystemens konfigurationsinställningar anpassas efter flygplanstypen. Slutligen analyseras utformningen av servicebulletinen, manualerna och underhållsorganisationens arbetsorder.

2.1 Händelseförloppet fram till kontrollförlusten

Eftersom det var den första flygningen efter underhållet bad underhållsorganisationen piloten att prova autopilotsystemet under flygningen. Vid tillsynen före flygningen noterade piloten inga avvikelser. Efter motorstart taxade piloten för start och följde anvisningarna i flygplanets checklista.

Starten och stigningen till marschhöjd var normal och skedde med fränkopplad autopilot. När marschhöjden nåddes minskade piloten stighastigheten. Därefter kopplades autopiloten in under stigning, vilket gjorde att flygplanet hamnade över autopilotens målhöjd. Piloten upplevde inte något onormalt när autopiloten kopplades in.

I samband med att piloten behövde justera kursen för att undvika ett restriktionsområde riktades uppmärksamheten utanför flygplanet. Piloten uppmärksammade därför inte trimvarningen.

Strax innan den hastiga tippvinkeländringen inträffade visar flygdata från autopilotsystemet att autopiloten gav ett nos ner-kommando till höjdroderservot, som i sin tur kommenderade nos ner-trim av höjdrodertrimservot. Trots detta började flygplanet strax därefter att stiga.

När piloten åter fokuserade inåt i cockpit återstod drygt tre sekunder tills kontrollen över flygplanet förlorades. Piloten har inte kunnat redogöra i detalj för den delen av händelseförloppet. Sannolikt uppfattade han av någon anledning situationen som onormal, eftersom han greppade styrratten med båda händerna. Det gjorde han i vanliga fall inte när autopiloten var inkopplad. Drygt en sekund efter att piloten greppade styrratten ökade flygplanets tippvinkel hastigt. I samband med detta visar flygdata att piloten manuellt kopplade ur autopiloten med strömställaren på styrratten.

2.1.1 Varför ökade tippvinkeln plötsligt?

Utredningen har inte funnit några mekaniska fel på flygplanet som kan förklara tippvinkelökningen. Det finns inte heller något som tyder på att piloten påverkade förloppet i den delen.

Det framgår av den data som hämtats från autopilotsystemet att autopiloten, under den tidsperiod som föregick den snabba tippvinkelförändringen, hade kommenderat både höjdroderservot och höjdrodertrimservot att arbeta för nos ner. Trots det kan det konstateras att utfallet blev en kraftig tippvinkelförändring uppåt. Det väcker frågan om höjdroderservot och/eller höjdrodertrimservot arbetade i rätt riktning i förhållande till autopilotens kommando.

SHK bedömer att det kan uteslutas att höjdroderservot arbetade i fel riktning. Det hade i så fall, på betydligt kortare tid efter att autopiloten kopplades in, medfört avsevärt större påverkan på flygbanan. Det innebär i sin tur att det finns anledning att närmare undersöka om höjdrodertrimservot och därmed trimrodret gick åt fel håll.

Trimrodret används för att minska den kraft som krävs för ett visst höjdroderutslag, dvs. storleken på höjdroderaxelmomentet. Om trimrodret av någon anledning skulle gå åt fel håll ökar i stället storleken på höjdroderaxelmomentet.

Autopilotsystemet registrerade de momentvärden som genererades av höjdroderservot och trimroderservot för att styra höjdrodret respektive trimrodret. Momentvärdena för trimroderservot visar att trimrodret rörde sig och att dess utslag ökade (se avsnitt 1.11.3, figur 19). Om trimrodrets utslag hade gått åt det håll som autopiloten kommenderade borde momentvärdet på höjdroderservot ha minskat. Trots det registrerade systemet att storleken på momentet ökade till nära höjdroderservots maximala värde. Det kan därför konstateras att effekten av trimrodrets utslag blev den motsatta i förhållande till den avsedda.

SHK bedömer att den enda rimliga förklaringen till det är att höjdrodertrimservot och därmed trimrodret rörde sig åt fel håll.

När autopiloten kopplades ur försvann styrsignalen till höjdroderservot och därmed det moment som servot applicerade på höjdrodret. Samtidigt förblev trimrodret i det läge som det hade innan autopiloten kopplades ur. Det ledde till att höjdrodret hastigt ändrade sitt utslag för att uppnå ett aerodynamiskt jämviktsläge i förhållande till trimrodrets utslag. Det resulterade i sin tur i den plötsliga tippvinkelförändringen.

Orsaken till att trimmen gick åt fel håll behandlas i avsnitt 2.2.

2.1.2 Sannolikt händelseförlopp fram till det okontrollerade flygläget

Det mest sannolika händelseförloppet är följande. När autopiloten kopplades in var flygplanet i stigning. Autopiloten började då med hjälp av höjdroderservot att korrigera flygbanan, vilket i sin tur ledde till att flygplanet påbörjade ett sakta sjunk mot målhöjden. När vridmomentet ökade på höjdroderservot började höjdrodertrimservot assistera. SHK har observerat att trimmen rör sig långsamt vid lågt vridmoment. Men när behovet av trimassistans ökar, ökar också höjdrodertrimservots hastighet och följaktligen vinkelhastigheten hos trimrodret.

På grund av den felaktiga trimriktningen verkade höjdtrimrodret mot autopilotens kommando. När höjdroderservot hade önskat trimassistans i tio sekunder och vridmomentet översteg 50 procent av dess maxvärde, aktiverades en varning på skärmen av det övre GI 275-instrumentet. På filmen från cockpit syns att en varning aktiverades, men det går inte att avgöra om den avsåg trim ned eller upp. Sannolikt avsåg varningen trim ned (Trim DN).

Höjdtrimrodret fortsatte att verka mot autopilotens styrkommando. Systemet kände inte av att höjdtrimrodret gick åt fel håll, vilket systemet inte heller är konstruerat för att detektera. Det ökade därför trimhastigheten ytterligare, eftersom höjdroderservomomentet ökade och det önskade flygläget inte uppnåddes. När höjdroderservot inte längre orkade hålla emot började flygplanet stiga. Ju mer autopiloten trimmade, desto mer ökade tippvinkeln. Förloppet var till en början långsamt för att sedan eskalera till en snabb och okontrollerad förändring av flygläget.

Piloten reagerade sannolikt på den onormala tippvinkelförändringen i förloppets slutskede och kopplade ur autopiloten. När autopiloten kopplades ur var höjdrodertrimservots vridmoment 24 procent av maximalt möjliga 60 procent. Det innebär att höjdrodertrimmen inte var i ändläge, eftersom vridmomentet då skulle ha visat närmare 60 procent. SHK har beräknat att höjdtrimrodrets utslag var cirka 18 grader, vilket är nära det maximala utslaget på 22 grader. Utslaget som höjdtrimrodret hade vid tillfället genererade i sin tur betydande spakkrifter när autopiloten kopplades ur. Spakkräften motsvarande detta utslag har beräknats till 180 N.

Piloten var inte förberedd på den kraft som uppstod, vilket ledde till att han blev överraskad av situationen (*Startle Effect*, se avsnitt 1.18.5). Piloten har uppgett att han reagerade på den snabba tippvinkelökningen, men förändringen var så abrupt och omfattande att det sannolikt inte fanns tillräcklig tid för att applicera tillräckligt nos ner-utslag på styrratten innan situationen utvecklades vidare till ett okontrollerat flygläge.

2.2 Det okontrollerade flygläget

Piloten var sannolikt påverkad av *Startle Effect* under större delen av det okontrollerade flygläget. När tippvinkeln snabbt ökade trodde piloten att autopiloten fortfarande var inkopplad och orsakade kraften, vilket ledde till att en betydande del av den kognitiva kapaciteten gick åt till att försöka förstå och hantera situationen. Trots att han inte var tränad för att hantera onormala flyglägen reagerade han instinktivt, möjligen eftersom den höga tippvinkeln begränsade sikten framåt, och gav fullt skevroder åt vänster. Denna manöver minskade tippvinkeln och reducerade därmed risken för att situationen skulle försämrats ytterligare. Manövern upprepades senare vid efterföljande höga tippvinklar.

2.2.1 ESP-systemet ingrep frekvent

Autopilotens ESP-system (se avsnitt 1.6.8) är konstruerat för att ingripa inom vissa gränser vid onormala flyglägen när autopiloten är urkopplad. Av flygdata från autopilotsystemet framgår att ESP-systemet aktiverades under det okontrollerade flygläget. Roll- och höjdroderservona gav styrutslag för att hjälpa piloten tillbaka till normalt flygläge, vilket sannolikt förstärkte hans uppfattning att autopiloten fortfarande var inkopplad.

ESP-systemet assisterar piloten om tippvinkeln överstiger antingen 20 grader nos upp eller 15 grader nos ner, eller om rollvinkeln överstiger 45 grader. Systemet inaktiveras om tippvinkeln överstiger 50 grader eller rollvinkeln överstiger 75 grader. Under det okontrollerade flygläget förekom upprepade variationer i tippvinklar mellan 51 grader nos ner och 49 grader nos upp samt rollvinklar mellan 9 och 121 grader åt vänster. Systemlogiken medförde därför att ESP-systemet inaktiverades och återaktiverades frekvent. Vid de mest kritiska flyglägena var systemet inaktiverat. När flygplanet återfick rollvinklar som var mindre än 75 grader och tippvinklar som var mindre än 50 grader återaktiverades däremot systemet och gav styr-

utslag. Det uppfattades sannolikt som onormalt att få styrutslag i systemet när flygplanet var på väg mot mer normala flyglägen, och bör ytterligare ha förstärkt pilotens uppfattning om att autopiloten var inkopplad.

Det finns en nödprocedur vid funktionsfel på autopiloten (*Autopilot Malfunction/Trim Runaway*). I enlighet med checklistan ska autopilotens fränkopplingsknapp i sådana fall hållas intryckt. Medan knappen hålls intryckt är ESP-systemet avaktiverat och kommer därför inte att ingripa vid ett okontrollerat flygläge. Hade piloten hållit knappen kontinuerligt intryckt i enlighet med checklistan, skulle ESP-systemet inte ha ingripit under det okontrollerade flygläget. Det hade i sin tur möjligen ökat hans situationsmedvetenhet och frigjort resurser till att manövrera flygplanet ur det oönskade flygläget.

2.2.2 Felaktigt trim gjorde det svårt att häva det okontrollerade flygläget

När det okontrollerade flygläget utlöstes var höjdtrimrodrets utslag cirka 18 (av maximala 22) grader för nos upp. Vid de flyglägen då tippvinkeln minskade ökade flygplanets fart. Det ökade i sin tur trimrodrets auktoritet, vilket påverkade roder- och spakkrafterna. Detta gjorde det svårare för piloten att hålla emot, eftersom luftkrafterna ökar med kvadraten på hastigheten. Piloten ökade dessutom gaspådraget, vilket ytterligare bidrog till att spakkrafterna blev större.

Flygplanet är konstruerat så att piloten ska kunna manövrera det även om det är feltrimmat, och det finns specificerade maximala spakkrafter för både en- och tvåhandsgrepp. Piloten ägnade en stor del av tiden åt att försöka koppla ur autopiloten trots att den redan var urkopplad. Det ledde till att han under en del av tiden höll i styrratten med endast en hand medan han försökte koppla ifrån autopiloten med den andra. Det minskade pilotens möjlighet att motverka de krafter som sannolikt låg över certifieringsgränsen för enhandsgrepp (222 N) vid vissa tillfällen, men fortfarande under gränsen för tvåhandsgrepp (334 N). När flygläget blev mer onormalt grep piloten dock tag i ratten med båda händerna, vilket förbättrade hans möjlighet att kontrollera flygplanet.

Det är möjligt att piloten trimmade flygplanet under denna period, även om han själv inte erinrar sig det. På två ställen i videon är högerhanden utanför bild, och eftersom trimhjulet inte syns på filmen kan det inte avgöras säkert om manuell trimning utfördes. Minskad stigamplitud i förloppet i kombination med att farten inte minskar tyder på att trimläget förändrades.

2.2.3 Piloten återtog kontrollen över flygplanet

Piloten har uppgett att han inte såg någon annan lösning än att dra ur säkringen till autopiloten för att få bort den kraft han upplevde att autopiloten gav. Vid tidpunkten när säkringen drogs upplevde han att han återfick kontrollen över flygplanet. Det finns dock inget i flygdatan som visar att autopiloten var inkopplad eller att servona var aktiva och verkade i systemet när säkringen drogs.

De faktorer som bidrog till att piloten kunde återfå kontrollen var sannolikt i stället minskade spakkrafter på grund av minskad fart och minskat gaspådrag. Dessutom trimmade piloten troligen omedvetet flygplanet manuellt när han hade möjlighet, både under det okontrollerade flygläget och när kontrollen återtog. Av filmen framgår att styrspaken, även efter att kontrollen hade återtagits, användes på ett sätt som tyder på att flygplanet fortfarande inte var helt uttrimmat.

2.3 Varför gick höjdrodertrimservot åt fel håll?

Att höjdrodertrimmen gick åt fel håll kan ha flera orsaker. De mest sannolika är

- hårdvaran, dvs. höjdrodertrimservot, installerades fel vid underhållsarbetet
- fel i servofunktionen
- mjukvaran installerades eller konfigurerades fel vid underhållsarbetet.

2.3.1 Det är osannolikt att hårdvaran var felaktigt installerad

SHK undersökte systemet två dagar efter händelsen och konstaterade att hårdvaran var korrekt installerad. Detta bekräftades även av en oberoende underhållsorganisation som också var en auktoriserad återförsäljare för Garmin. Det är därför osannolikt att hårdvaran var felaktigt installerad vid tillbudet. Flygplanet var dock inte omhändertaget av SHK under tiden mellan tillbudet och SHK:s initiala undersökningar. Det är därför inte möjligt att utesluta att ändringar av hårdvaran kan ha skett under den tiden.

2.3.2 Det var sannolikt inte fel på trimroderservot

Garmin har genomfört undersökningar av trimroderservot. Vid undersökningarna upptäcktes inte några fel som kan ha bidragit till händelsen.

Garmin avböjde medverkan från NTSB och SHK vid genomförandet av testerna (se avsnitt 1.16.4) Det normala förfarandet är att utredningsmyndigheterna medverkar. Utredningsmyndigheterna ansvarar för att säkerställa att undersökningar som görs i en utredning genomförs på ett sakligt och opartiskt sätt. Om utredningsmyndigheterna inte får insyn i undersökningarna försämrar myndigheternas möjlighet att bedöma undersökningarnas tillförlitlighet.

Att utredningsmyndigheterna inte hade möjlighet att närvara vid de nu aktuella undersökningarna har medfört att det inte är möjligt för SHK att utesluta att det fanns fel på höjdroderservot, även om detta med hänsyn till resultatet av Garmins egna undersökningar inte är sannolikt.

2.3.3 Felet var sannolikt relaterat till konfigurationsinställningar eller till mjukvaran

SHK har genomfört tester i syfte att undersöka om felaktiga konfigurationsinställningar av höjdrodertrimservot kan medföra att höjdrodertrimmen rör sig i fel riktning. En av de parametrar som kan konfigureras vid installation är *trim Servo Direction*, dvs. den signal som styr åt vilket håll hårdvaran ska arbeta vid ett visst kommando från autopiloten. Den parameteren kan ställas in antingen som *Normal* eller som *Reverse*. På det aktuella flygplanet var korrekt konfiguration *Reverse*. Vid testet undersökte SHK bland annat vad effekten blir om den parameteren felaktigt ställs in på *Normal* i både GI 275-instrumentet och i servot. Testet visade att det leder till att trimservot rör sig åt fel håll i förhållande till autopilotens kommando. Samtidigt registrerar systemet data som anger att trimservot hade rört sig åt rätt håll. En felaktig konfiguration av detta slag ger alltså ett felutfall som stämmer överens med hur felet yttrade sig vid tillbudet.

Vid de undersökningar som gjordes två dagar efter tillbudet var inställningen för *Servo Direction* korrekt inställd på *Reverse*.

Den underhållsorganisation som utförde installationen har uppgett att det initialt var svårt att få systemet att acceptera den nya mjukvaran, men att uppdateringen till slut gick igenom. Organisationen har vidare uppgett att någon ändring i konfigurationsinställningarna inte genomfördes vare sig vid underhållsätgårderna eller efter tillbudet.

En rimlig förklaring till att höjdrodertrimservot gick åt fel håll, är att parametern trim *Servo Direction* av någon anledning var inställd på *Normal* vid tillbudet. Servona levererades med den grundinställningen, vilket gör att endast motsvarande parameter i GI 275-instrumentet behövde vara satt i *Normal* för att systemet skulle passera självtestet.

Utredningen kan dock inte med säkerhet fastställa att så var fallet. Det är inte heller möjligt att klarlägga om ett sådant fel i sin tur beror på designfel eller andra brister i mjukvaran, som medför att viss konfiguration inte genomförs på rätt sätt, eller om det beror på felaktig konfiguration vid underhållsarbetet.

Att utredningen inte fullt ut har kunnat klarlägga orsaken till att höjdrodertrimservot gick åt fel håll beror på två faktorer: dels att underhållsorganisationen inte dokumenterade underhållsarbetet i den utsträckning som krävs, dels att tillverkaren av autopilotsystemet inte i tillräcklig utsträckning har bistått med den information som behövs för att SHK fullt ut ska kunna förstå systemlogiken.

2.4 Autopilotsystem ska vara lätta att förstå

Den tekniska utvecklingen har lett till att nya, avancerade autopilotsystem har introducerats. Dessa system erbjuder en mängd komplexa funktioner och användarmöjligheter som bidrar till ökad säkerhet och effektivitet under flygning. Samtidigt blir systemen alltmer sofistikerade och omfattande, vilket kan göra det utmanande för piloter att fullt ut förstå samtliga funktioner och använda dem på ett korrekt sätt. Det saknas formella utbildningskrav för piloter i allmänflyget gällande autopilotsystem, vilket innebär att det är upp till piloterna själva att lära sig systemet. Även om klubbens piloter flög med en instruktör, var den genomförda instruktionen övergripande och fokuserad på grundläggande användning av autopiloten.

Tillverkarna tillhandahåller pilotguider och instruktionsvideor, men det är ändå inte alltid möjligt för användaren att tillgodogöra sig all information. Det gäller särskilt för piloter med begränsad erfarenhet av, och utbildning på, avancerade autopilotsystem. Även inom flygbolag, där piloter genomgår utbildning och simulatorträning, finns liknande utmaningar. Under tidspress eller i andra pressade situationer ökar dessutom risken för att vissa funktioner missförstås, vilket påverkar handhavandet och kan utgöra en säkerhetsrisk.

Under större delen av det okontrollerade flygläget trodde piloten att autopiloten var inkopplad (se avsnitt 2.2). Det kan inte uteslutas att en högre systemförståelse hade medfört att piloten hade tolkat situationen på ett annat sätt, vilket i sin tur hade gjort det möjligt för piloten att ägna större del av den kognitiva kapaciteten åt att manövrera flygplanet i stället för att försöka koppla ifrån autopiloten.

Den aktuella händelsen, tillsammans med SHK:s undersökningar av autopilotsystemet, tyder på att tillverkare av autopilotsystem överskattar möjligheterna för piloter med begränsad erfarenhet att fullt ut förstå och hantera systemens funktioner. Även förmågan att snabbt ta till sig och tolka en stor mängd information kan överskattas, särskilt när denna presenteras på det primära flyginstrumentet (PFD) som är litet i förhållande till den mängd information som visas.

Det är därför avgörande att tillverkarna strävar efter att bygga system som är logiskt uppbyggda och intuitiva att använda. Varningar måste vara tydliga, begripliga och utformade på ett sätt som verkligen hjälper piloterna att snabbt identifiera och förstå när något behöver åtgärdas.

2.5 Autopilotsystemets trimvarning

Strax innan det okontrollerade flygläget visade GI 275-instrumentet en trimvarning. Varningen utgör kritisk information och indikerar att piloten kan behöva vidta åtgärder för att upprätthålla fortsatt säker flygning. Vid tillbudet uppmärksammades inte trimvarningen av piloten, vilket bidrog till den påföljande kontrollförlusten. Det finns därför anledning att undersöka om systemets trimvarning är ändamålsenligt utformad.

Trimvarningen indikeras på GI 275-instrumentet med *TRIM UP* eller *TRIM DN*. Den samsas med en mängd annan information på en begränsad yta. En utmaning för piloten är att det inte finns någon översikt i Garmins manualer över var trimvarningen presenteras. Det gör det svårare för piloten att förbereda sig och i förlängningen att uppmärksamma och tolka varningen från systemet. Trimvarningen visas endast visuellt och statiskt på instrumentet. Det finns inte någon tillhörande ljudsignal, vilket ytterligare ökar risken för att den förbises. Detta gäller särskilt när piloten flyger VFR²⁶ och inte har blicken fäst på instrumentet hela tiden, se figur 21.



Figur 21. Gul trimvarning i PFD markerat med en vit pil.
Bild: Supercub.org. Markeringar och trimvarningen (TRIM DN)
införd av SHK.

²⁶ VFR (Visual Flight Rules) – visuella flygregler.

Ur ett systemperspektiv kan det vara förståeligt att ljudvarningar inte används, eftersom GI 275 kan installeras både med och utan höjdrodertrimservo. I en installation utan trimservo skulle en ljudvarning kunna bli störande och skapa onödiga varningsöverblastning, då all trimning sker manuellt. I system med höjdrodertrimservo sker däremot trimningen automatiskt, vilket borde medföra färre varningar.

Om systemet hade haft en smartare logik som anpassar varningspresentationen utifrån installationstyp skulle det kunna erbjuda tydligare varningar i de fall de verkligen behövs, utan att överbelasta piloten med onödiga varningar. Om piloten i den aktuella händelsen hade fått en tydlig varning om trimläget så hade han kunnat ingripa tidigare, vilket hade medfört att situationen sannolikt kunde ha hanterats med betydligt lägre spakkrifter. Det hade i sin tur medfört att mer fokus hade kunnat läggas på att flyga och återfå kontrollen, i stället för att försöka koppla ur autopiloten.

Det är även ett certifieringskrav som anger att det ska finnas ett skydd mot farliga autopilotkommandon eller felfunktioner i autopiloten. Det är värt att notera att vissa kritiska varningar, som varningen för överskridande av fartgräns, redan är försedda med ljudsignaler.

En ljudvarning som komplement till den visuella trimvarningen skulle ge en pilot bättre förutsättningar att i tid upptäcka och hantera en situation innan den leder till att kontrollen över luftfartyget förloras. Garmin rekommenderas därför undersöka förutsättningarna för att trimvarningar kan presenteras på ett tydligare sätt.

2.6 Förberedelser och genomförande av underhållet

2.6.1 Garmins servicebulletin var otydlig

Garmin Service Bulletin 23024 anger att bytet av servona ska utföras enligt instruktionerna i relevant dokumentation som anges under avsnittet *Referenser* (se avsnitt 1.6.9, tabell 1), och att nödvändiga kontroller ska genomföras efter installationen.

Förutom en hänvisning i bulletinen till installationsmanualen för GFC 500, som i sin tur hänvisar till flygplanstypens specifika installations-addendum, finns ingen beskrivning av hur arbetsflödet ska se ut. I stället listas ett antal referensdokument som innehåller omfattande information för det kompletta Garmin-systemet.

Underhållsmanualen för GFC 500 beskriver inledningsvis vad som ska utföras vid servobyte. Denna manual hänvisar vidare till underhållsmanualen för GI 275 för procedurer avseende mjukvaruuppdatering. Den manualen finns dock inte med bland de dokument som refereras till i servicebulletinen.

Det föreskrivna arbetsflödet framstår som osammanhängande. SHK bedömer att bulletinens anvisningar inte är tillräckligt tydliga avseende vilka moment som ska utföras vid utbyte av de berörda servona, inklusive mjukvara, och vilka kontroller som ska utföras efter utbytet. Det medför en ökad risk för att fel eller misstag sker vid åtgärderna. Detta gäller särskilt om underhållsorganisationen inte är en auktoriserad Garminåterförsäljare, eftersom tillgången till utbildning, vägledande material, giltiga manualer och support kan vara begränsad.

Garmin rekommenderas därför att se till att servicebulletiner avseende underhåll på autopilotsystem utformas så att det tydligt framgår vilka moment som ingår i underhållet och säkerställer att tillräckliga kontroller genomförs efter underhållet.

2.6.2 Den kombinerade luftvärdighetsorganisationens arbetsorder var bristfällig

Inför underhållsåtgärden upprättade den kombinerade luftvärdighetsorganisationen en arbetsorder som hänvisade dels till Garmin Service Bulletin 23024 Rev A, dels till underhållshandboken för Cessna 172-serien med Garmin GFC 700-autopilot och G1000-installation. Hänvisningen till underhållshandboken avsåg dock ett annat autopilot- och instrumentsystem än det som var installerat i flygplanet, vilket innebär att dokumentationen inte var tillämplig. Detta kan ha medfört oklarheter om vilka åtgärder och kontroller som skulle utföras.

I arbetsordern saknas enskilda steg i underhållsprocessen och tydliga referenser till underhållsdata. Det innebär att det saknas anteckningar (s.k. *Sign-off*) för enskilda steg i underhållsprocessen avseende mjukvaruuppdateringen och kontroller. Denna brist i spårbarhet i dokumentationen medför att det i efterhand är svårt att fastställa exakt vilken underhållsdata som faktiskt låg till grund för det utförda arbetet.

SHK bedömer sammantaget att arbetsordern var bristfällig i fråga om instruktionerna för hur arbetet skulle utföras och vilket underlag som skulle användas.

Den kombinerade luftvärdighetsorganisationen rekommenderas därför att se till att arbetsordrar för underhåll blir tydligt och korrekt utformade samt säkerställer att tillräckliga kontroller genomförs efter underhållet.

2.6.3 Viss dokumentation av mjukvaruuppdateringen saknades

När det gäller uppdateringen av mjukvaran i autopilotsystemet hänvisar underhållsmanualen för GFC 500 vidare till mjukvaruuppdateringsproceduren i underhållsmanualen för GI 275, avsnitt 5.14. Av den inledande informationen i kapitel 5 framgår att systemkonfigurationen ska sparas och att konfigurationsloggen ska skrivas ut innan några enheter byts ut. Syftet med exporten är att säkerställa att inställningarna efter mjukvaruuppdateringen kan konfigureras på samma sätt och verifieras. En sådan export utfördes av underhållsorganisationen den dag då flygplanet ankom till Örebro.

I underhållsmanualen för GI 275 beskrivs i avsnitt 5.15 *System Checks* hur man ska gå till väga för att säkerställa att alla enheter blir korrekt konfigurerade. Där framgår att systemet ska konfigureras med hjälp av den tidigare utskriften av konfigurationsloggen. Underhållsorganisationen har uppgett att den åtgärden genomfördes.

Vidare anges i den inledande informationen i kapitel 5 att underhållsorganisationen efter underhåll ska spara konfigurationsloggen på ett USB-minne och skriva ut den för att bifoga till underhållsdokumentationen. Underhållsorganisationen har inte kunnat visa att någon sådan export gjordes efter mjukvaruuppdateringen.

En export och dokumentation av konfigurationsloggen efter mjukvaruuppdateringen hade underlättat för underhållsorganisationen att verifiera att inställningarna i autopilotsystemet överensstämde med den tidigare exporterade konfigurationsloggen eller det modellspecifika installationstillägget (Addendum). Om en oberoende inspektion hade utförts (se avsnitt 2.6.5), hade ett sådant dokument också kunnat användas för att dokumentera verifieringen av konfigurationsinställningarna vid inspektionen.

Att dokumentationen saknades medförde även att det inte var möjligt för SHK att i efterhand verifiera att inställningarna i autopilotsystemet överensstämde med den konfigurationslogg som dokumenterades före underhållet eller med det modellspecifika installations-tillägget (Addendum).

Underhållsorganisationen rekommenderas därför att i samband med underhåll av mjukvara för autopilotsystem säkerställa att åtgärderna dokumenteras enligt anvisningarna från tillverkaren av autopilotsystemet.

2.6.4 Instruktion för kontroll av höjdrodertrimmet saknades i manualen

Av underhållsmanualen för GFC 500 framgår att kontroller ska utföras av den utrustning som har ersatts och konfigurerats. En av kontrollerna avser höjdrodertrimservots tidsåtgång för full rörelse av höjdtrimrodret när den manuella elektriska höjdrodertrimmen används. I GI 275:s flygdataloggning finns ingen data som visar att en sådan kontroll utfördes efter bytet. Om kontrollen hade genomförts så hade det synts i instrumentets loggning.

Däremot genomförde underhållsorganisationen en funktionskontroll av höjdrodertrimmen, där den aktiverades via strömställaren på styrratten. Enligt underhållsorganisationen visade funktionskontrollen att trimrodret rörde sig korrekt. Den kontrollen säkerställer dock inte att trimrodret rör sig åt rätt håll när autopiloten aktiverar den automatiska elektriska höjdtrimfunktionen. Det beror på att parametern *Trim Direction* endast påverkar trimriktningen för den elektriska manuella trimmen till skillnad från *Servo Direction* som påverkar både den automatiska höjdrodertrimmen och den manuella elektriska trimmen.

Om inställningarna för parametrarna *Servo Direction* och *Trim Direction* förväxlas kan ett sådant fel som uppstod vid tillbudet åstadkommas. För detta flygplan var den korrekta inställningen att *Servo Direction* skulle vara *Reverse* och *Trim Direction* till *Normal*. Om dessa i stället hade ställts in tvärtom – dvs. *Servo Direction* på *Normal* och *Trim Direction* på *Reverse* – så skulle flygplanets beteende ha överensstämt med beteendet vid händelsen (beskrivet i avsnitt 2.2.3). Funktionsprovet som underhållsorganisationen utförde med enbart den manuella elektriska trimmen skulle i så fall dessutom ha visat korrekt trimriktning (se avsnitt 1.16.4, tabell 3, test #3). En sådan förväxling av parametrarna skulle alltså också förklara varför underhållsorganisationen inte uppmärksammade att den elektriska automatiska höjdrodertrimmen gick åt motsatt håll. Ett funktionsprov med endast den manuella elektriska höjdrodertrimmen fångar inte upp alla kombinationer av inställningar och utfall för trimservot.

Underhållsmanualen för GFC 500 innehåller ingen instruktion om hur den automatiska elektriska höjdrodertrimfunktionen ska kontrolleras efter en underhållsåtgärd. Däremot finns i installationsmanualen för GI 275, som avser nyinstallation, ett avsnitt som beskriver hur autopilotsystemets automatiska trimfunktion ska funktionsprovas. Det fanns ingen direkt hänvisning i servicebulletinen eller underhållsmanualen till detta avsnitt, vilket innebär att underhållsorganisationen inte uttryckligen styrdes mot att genomföra ett sådant funktionsprov. En sådan funktionskontroll hade medfört att det upptäcktes att trimrodret verkade i fel riktning, oavsett vad den bakomliggande orsaken till felet var.

Garmin rekommenderas därför att förtydliga underhållsmanualen för GFC 500 så att den innehåller en instruktion för hur den elektriska automatiska höjdrodertrimmen ska kontrolleras när underhåll har utförts.

2.6.5 Det genomfördes ingen oberoende inspektion av mjukvaruinstallationen efter underhållet

När kritiskt underhåll har utförts ska underhållsorganisationen genomföra oberoende inspektioner (se avsnitt 1.18.1). I detta fall utförde underhållsorganisationen en sådan inspektion av den mekaniska installationen av servona. Däremot gjordes ingen oberoende inspektion av mjukvaruuppdateringen eller de tillhörande konfigurationsinställningarna. Ingen annan metod för felidentifiering tillämpades heller. Det innebär att någon övergripande funktionskontroll för att verifiera att autopilotsystemets trimfunktion verkade i rätt riktning inte genomfördes. Därmed upprätthölls inte den sista säkerhetsbarriären för att upptäcka och reducera risken för underhållsfel som kan påverka flygsäkerheten efter en kritisk underhållsåtgärd.

Underhållsorganisationen rekommenderas därför att säkerställa att oberoende inspektioner genomförs eller att andra metoder för felidentifiering tillämpas vid kritiska underhållsåtgärder som inkluderar installering och konfigurerings av mjukvara.

3. Slutsatser

3.1 Utredningsresultat

- a) Flygplanet hade genomgått underhåll där delar av autopilotsystemet hade bytts ut.
- b) Piloten upptäckte inte något onormalt vid den dagliga tillsynen.
- c) Strax efter att autopiloten kopplades in började tippvinkeln att öka, och strax därefter kopplades autopiloten ur.
- d) Omgående efter att autopiloten hade kopplats ur blev flygningen okontrollerad.
- e) Inget tyder på att piloten påverkade förloppet fram till det okontrollerade flygläget.
- f) Piloten var inte förberedd på den kraft som uppstod i styrratten när autopiloten kopplades ur, vilket ledde till att han blev överraskad av situationen.
- g) Piloten trodde att autopiloten var inkopplad och att den påverkade flygningen negativt under det okontrollerade flygläget. Piloten gjorde därför många försök att koppla ur den, vilket ökade arbetsbelastningen.
- h) Utredningen har inte funnit några mekaniska fel på flygplanet som kan förklara den tippvinkelökning som inledde den okontrollerade flygningen.
- i) Tippvinkelökningen berodde på att autopilotsystemets servo till höjdrimrodret gick åt fel håll vid tillbudet.
- j) Vid SHK:s undersökningar av flygplanet gick servot åt rätt håll.
- k) Den mest sannolika orsaken till att servot gick åt fel håll är fel i den konfiguration av mjukvaran som utfördes vid underhållet. Det kan dock inte uteslutas att det funnits ett fel i mjukvaran.
- l) Den servicebulletin som föranledde underhållet var otydligt utformad.
- m) Den kombinerade luftvärdighetsorganisationens arbetsorder var bristfälligt utformad.
- n) Viss dokumentation av underhållet avseende mjukvaruuppdateringen saknades.
- o) Underhållsmanualen för autopilotsystemet innehöll ingen beskrivning av funktionskontroller av det automatiska höjdrodertrimsystemet.
- p) De funktionskontroller som genomfördes efter underhållet var otillräckliga.
- q) Det gjordes ingen oberoende inspektion för att säkerställa att mjukvaruuppdateringen och konfigurationsinställningarna var korrekta efter underhållet.

3.2 Orsaker till tillbudet

Den troliga orsaken till att det oönskade flygläget uppstod var att konfigurationsinställningarna för autopilotsystemets pitchtrim var felaktiga, vilket gjorde att autopiloten beordrade pitchtrim i motsatt riktning mot den avsedda för flygplanet, det vill säga nos upp i stället för nos ner. Flera faktorer bidrog till att konfigurationsinställningarna sannolikt var felaktiga:

- Servicebulletinen och de manualer som denna hänvisade till föreskrev inte tillräckliga funktionskontroller efter underhållet av autopilotens höjdrodertrimfunktion.
- Underhållsorganisationen vidtog inte tillräckliga åtgärder för att säkerställa att konfigurationsinställningarna överensstämde med de föreskrivna efter underhållet.
- Underhållsorganisationen utförde inte någon oberoende inspektion och tillämpade inte heller någon annan metod för att fånga upp fel efter de mjukvaruuppdateringar och konfigurationsinställningar som genomfördes vid underhållet.

En bidragande orsak till att det oönskade flygläget uppstod var att piloten inte uppmärksammade autopilotsystemets trimvarning. Det berodde på att trimvarningen inte var tydligt utformad för att uppmärksamma piloten på att det fanns stora krafter i autopilotsystemet.

4. Säkerhetsrekommendationer

Garmin rekommenderas att

- undersöka förutsättningarna för att presentera trimvarningar på ett tydligare sätt för piloten när ett höjdrodertrimservo är installerat och trimningen sker automatiskt (se avsnitt 2.5). (SHK 2026:17 R1)
- se till att servicebulletiner avseende underhåll på autopilotsystem utformas så att det tydligt framgår vilka moment som ingår i underhållet och säkerställer att tillräckliga kontroller genomförs efter underhållet (se avsnitt 2.6.1). (SHK 2026:17 R2)
- förtydliga underhållsmanualen för GFC 500 så att den innehåller en instruktion för hur den elektriska automatiska höjdrodertrimmen ska kontrolleras när underhåll har utförts på trimsystemet (se avsnitt 2.6.4). (SHK 2026:17 R3)

Den kombinerade luftvärdighetsorganisationen rekommenderas att

- se till att arbetsordrar för underhåll blir tydligt och korrekt utformade samt säkerställer att tillräckliga kontroller genomförs efter underhållet (se avsnitt 2.6.2). (SHK 2026:17 R4)

Underhållsorganisationen rekommenderas att

- i samband med underhåll av mjukvara för autopilotsystem säkerställa att åtgärderna dokumenteras enligt anvisningarna från tillverkaren av autopilotsystemet (se avsnitt 2.6.3). (SHK 2026:17 R5)
- säkerställa att oberoende inspektioner genomförs eller att andra metoder för felidentifiering tillämpas vid kritiska underhållsåtgärder som inkluderar installation och konfigurerings av mjukvara (se avsnitt 2.6.5). (SHK 2026:17 R6)

SHK emotser besked **senast den 16 december 2026** om vilka åtgärder som har vidtagits med anledning av de rekommendationer som har lämnats i rapporten.

För Statens haverikommission

Johan Albin

Mats Trense