

Doel van de werkzaamheden van de Onderzoeksraad is het voorkomen van toekomstige voorvallen of de gevolgen daarvan te beperken. Onderzoek naar schuld of aansprakelijkheid maakt nadrukkelijk geen deel uit van het onderzoek door de Raad. Verklaringen die zijn afgelegd in het kader van een onderzoek van de Raad, informatie die de Raad heeft verzameld, resultaten van technische onderzoeken en analyses, opgestelde documenten (inclusief het gepubliceerde rapport) mogen niet worden gebruikt als bewijs in strafrechtelijke, tuchtrechtelijke of civielrechtelijke procedures.

ALGEMENE GEGEVENS

Nummer voorval:	2008107
Classificatie:	Ongeval
Datum, tijd ¹ voorval:	14 september 2008, 12.47 uur
Plaats voorval:	Markermeer, ter hoogte van Hoorn
Registratie:	PH-4B6
Type luchtvaartuig:	Zenair CH601XL Zodiac
Soort luchtvaartuig:	Micro light aircraft (MLA)
Soort vlucht:	Privévlucht
Fase van de vlucht:	En route
Schade aan luchtvaartuig:	Geheel vernield
Aantal bemanningsleden:	Eén
Aantal passagiers:	Eén
Persoonlijk letsel:	Beide inzittenden overleden
Overige schade:	Geen
Lichtcondities:	Daglicht

SAMENVATTING

Tijdens een vlucht op een hoogte van ongeveer 1100 voet klapte de rechtervleugel van het vliegtuig plotseling omhoog waarna het vliegtuig neerstortte en in het Markermeer terecht kwam. Beide inzittenden kwamen hierbij om het leven.

Naar aanleiding van het ongeval bij Hoorn en de ongevallen die daarvoor hadden plaatsgevonden met het zelfde type vliegtuig, heeft de Onderzoeksraad op 23 oktober 2008 een tussentijds rapport gepubliceerd met daarin een waarschuwing voor de gebruikers van dit type vliegtuig. Dit rapport is in de Nederlandse en Engelse taal op de website van de Onderzoeksraad geplaatst. Dit rapport was voor de Inspectie Verkeer en Waterstaat (IVW) aanleiding om voor alle Nederlands geregistreerde vliegtuigen van het type Zenair CH601XL per 24 oktober 2008 tot nader order een vliegverbod op

¹ Tenzij anders vermeld zijn alle tijden lokale tijden.

te leggen. Het door de IVW ingestelde vliegverbod voor de Zenair CH601XL is door de luchtvaartautoriteiten in een aantal andere landen overgenomen.

FEITELIJKE INFORMATIE

Verloop van de vlucht

De PH-4B6, een micro light aircraft (MLA) steeg 14 september 2008 omstreeks 12.35 uur op vanaf het vliegveld Middenmeer (Noord-Holland). Aan boord bevonden zich twee personen: de bestuurder/eigenaar en een passagier.

Het vliegtuig vloog na de start vanaf baan 05² in noordoostelijke richting. Ter hoogte van het dorp Kreileroord werd een linkerbocht van ongeveer 270 graden gemaakt waarna het vliegtuig in zuidoostelijke richting naar Medemblik vloog. Boven Medemblik werd een rondje gemaakt. Tijdens dit gedeelte van de vlucht varieerde de vlieghoogte tussen 1100 en 1300 voet. Vanaf Medemblik vloog de PH-4B6 in zuidelijke richting naar Hoorn. Het vliegtuig vloog vervolgens over Hoorn naar het Markermeer op een hoogte van ongeveer 1100 voet. Daar zagen getuigen op de grond dat de rechtervleugel omhoog klapte waarna het vliegtuig omstreeks 12.47 uur in het Markermeer stortte. De twee inzittenden kwamen hierbij om het leven.

Het wrak lag op een diepte van ongeveer drie meter. Nadat het wrak was geborgen bleek dat de flap van de rechtervleugel en het kielvlak ontbraken. Deze delen zijn niet gevonden. Het wrak werd na de berging voor een eerste onderzoek per schip vervoerd naar de haven van Lelystad.

PH-4B6

Het verongelukte vliegtuig was van het merk en type Zenair CH601XL Zodiac. Dit is een eenmotorig, tweepersoons, metalen vliegtuig met een vast onderstel. De Zenair CH601XL kan worden geleverd als "kit" waarbij de eigenaar de geprefabriceerde onderdelen zelf monteert of als "ready to fly" waarbij het vliegtuig door de fabrikant compleet wordt gemonteerd en afgeleverd.

De verongelukte PH-4B6 was in Tsjechië geprefabriceerd. De eigenaar had het vliegtuig als kit aangeschaft en zelf afgebouwd. Het vliegtuig maakte op 8 september 2007 zijn eerste vlucht. Tot aan het ongeval had het vliegtuig 92,6 uur gevlogen. Er werden gedurende deze tijd geen problemen aan het vliegtuig geconstateerd.

Het vliegtuig had een geldig bewijs van luchtwaardigheid. Op 6 juli 2008 had de eigenaar een 50-uurs inspectie uitgevoerd.



Figuur 1: archieffoto van de PH-4B6

² Baan 05 is de startbaan die in de richting van 050 graden ten opzichte van het magnetisch noorden ligt.

Beschrijving van de schade

Na de berging bleek de volgende zichtbare schade aan het vliegtuig:

- De motor en propeller waren losgeraakt van de romp.
- De cockpit was totaal vernield.
- De achterzijde van de romp was naar links gebogen.
- De hoofdligger van de rechtervleugel was verdraaid en gebroken.
- De rechtervleugel had aan de wortel een verbuiging waarvan de ronding overeenkwam met de ronding van de bovenzijde van de romp.
- De flap van de rechtervleugel ontbrak.
- De doosconstructie van de rechtervleugel was uit elkaar getrokken. De nagelverbinding tussen de huid en de hoofdligger was vanaf de romp over een grote afstand bezwaken.
- De vleugelvoorrand van de rechtervleugel was ingedrukt.
- Het achterste bevestigingspunt van de rechtervleugel aan de romp was bezwaken.
- De linkervleugel was, afgezien van de voorrand en de locatie bij de rechterzijde van het rolroer, relatief licht beschadigd.
- De vleugelvoorrand van de linkervleugel was ingedrukt.
- De vleugelconstructie bij de aandrijvingen van het linker- en rechterrolroer was zwaar beschadigd.
- De linker- en rechterrolroeren waren zwaar beschadigd aan de rompzijde.
- Beide brandstoftanks waren opengebarsten.
- Het kielvalk was afgebroken.
- De voorrand van het rechter horizontale stabilo vertoonde impactschade.



Figuur 2: PH-4B6 na de berging

De inzittenden

Er waren twee inzittenden: de bestuurder/eigenaar en een passagier. De bestuurder van het vliegtuig was een 56 jarige man. Hij was in het bezit van een geldig bewijs van bevoegdheid als recreatief vlieger en een geldige medische verklaring klasse II. De passagier was niet in het bezit van een bewijs van bevoegdheid.

Type brevet	Recreational pilot licence A (RPL A)
Vliegtuigklasse	Micro light aircraft
Aantekeningen	RT (VFR only) ³
Aantal uren totaal	Ongeveer 350 uur
Aantal uren gedurende de laatste drie maanden.	21.40 uur

Tabel 1: overzicht van de vliegervaring van de bestuurder

Het weer

Volgens het weerrapport van het KNMI was het weer ten tijde van het ongeval in de omgeving van Hoorn: wind (op 1000 voet) uit de richting van 80 graden met een snelheid van 15 knopen, zicht meer dan 10 kilometer en lichte cumulusbewolking op 3200 voet. De aangevoerde lucht was tot 5000 voet onstabiel van opbouw.

ONDERZOEK EN ANALYSE

Een onderzoeker van de Onderzoeksraad is ter plaatse geweest en heeft tijdens en na de berging van het vliegtuigwrak een eerste onderzoek ingesteld. Op een later tijdstip werd met hulp van deskundigen een eerste uitgebreid technisch onderzoek uitgevoerd. Bij dit onderzoek werden een deel van de hoofdlijger van de rechtervleugel en de bevestiging van de achterste ligger van de rechtervleugel aan de romp voor nader onderzoek verwijderd. Tevens werden de GPS-ontvanger en de snelheidsmeter voor nader onderzoek verwijderd. De in dit rapport vermelde vluchtgegevens zijn aan de GPS-ontvanger ontleend.

Het onderzoek vond plaats met assistentie van deskundigen op het gebied van vliegtuigconstructies en sterkteleer. Daarnaast zijn deelonderzoeken uitgevoerd door het Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium (NLR) en een ingenieursbureau gespecialiseerd in vliegtuigconstructies.

Omdat bleek dat in het buitenland soortgelijke ongevallen waren gebeurd met de Zenair CH601XL, is gedurende het onderzoek nauw overleg geweest met buitenlandse onderzoeksraden en luchtvaartautoriteiten.

Na de berging is het wrak opgeslagen voor nader onderzoek. Later zijn meerdere aanvullende onderzoeken aan het vliegtuig uitgevoerd.

Getuigen

Via de Luchtvaartpolitie werden getuigenverklaringen verkregen. Naar aanleiding van het ongeval is een aantal ooggetuigen geïnterviewd. Hoewel de inhoud van de verklaringen op detail uiteenliep, had het merendeel van de getuigen gezien dat:

- het vliegtuig uit noordoostelijke richting kwam en boven het water vloog;
- één van de vleugels omhoog gevouwen was en over de romp heen lag;
- het vliegtuig steil naar beneden dook waarbij het om de langsas draaide;
- het motorgeluid tijdens de duik toenam;
- het vliegtuig verticaal in het water belandde.

³ RT = radio telefonie; VFR = vluchten die onder zichtvliegvoorschriften plaatsvinden.

Onderzoek inzittenden

Op de lichamen van de beide inzittenden is sectie verricht. Daarbij werden geen aanwijzingen aangetroffen die invloed zouden kunnen hebben gehad op het ontstaan van het ongeval.

Vliegtuiggewicht en zwaartepuntsligging

Het maximaal toegestane startgewicht van de Zenair CH601XL bedraagt volgens het vlieghandboek 450 kg. Uit berekening bleek dat het actuele startgewicht van het vliegtuig voor de ongevalsvlucht, inclusief brandstof en inzittenden, ongeveer 470-480 kg moet hebben bedragen en dat het zwaartepunt binnen de vastgestelde grenzen lag. Hierbij is uitgegaan van de volgende aannames:

Standaard leeggewicht vliegtuig	270 kg
Inzittenden	170 kg
Brandstof 50 liter	36 kg
Totaal	476 kg

Tabel 2: berekening van het startgewicht

Het exacte startgewicht kon niet worden berekend omdat het leeggewicht van het vliegtuig en de hoeveelheid brandstof aan boord niet precies bekend waren. Er zijn geen aanwijzingen dat de mogelijke overschrijding van het maximaal toegestane startgewicht invloed heeft gehad op het ontstaan van het ongeval.

Global positioning system (GPS)

Aan boord van het vliegtuig bevond zich een GPS-ontvanger. Aan de hand van de gegevens die door het apparaat waren opgenomen, kon de vlucht worden gereconstrueerd.

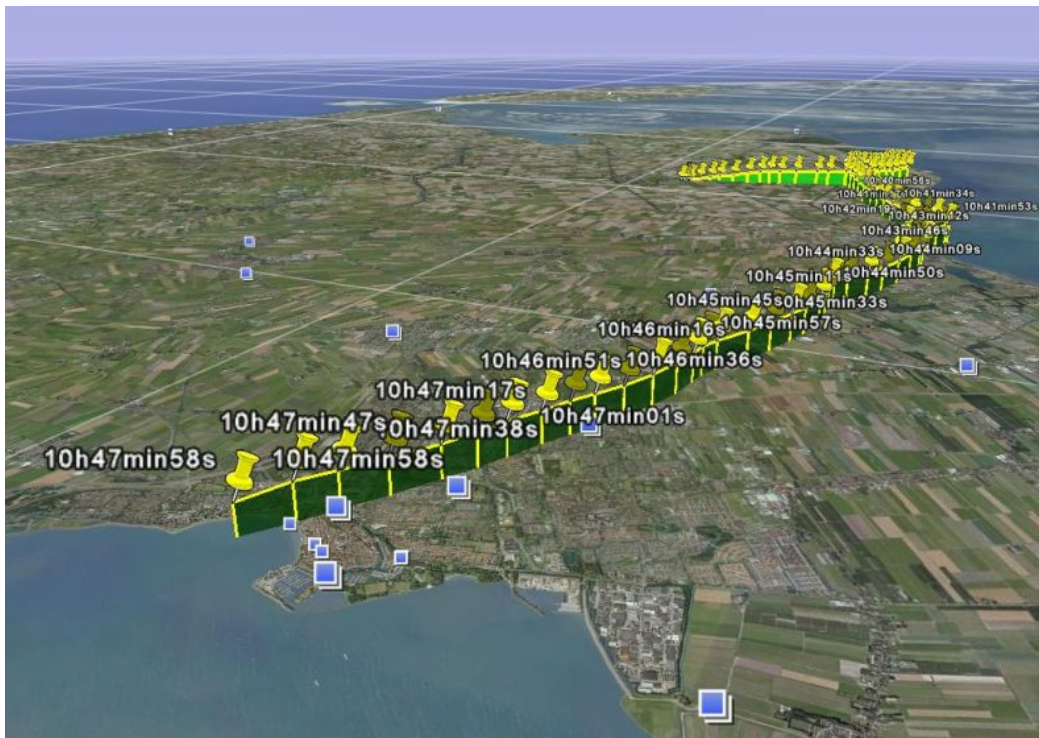
Een GPS-ontvanger berekent de snelheid door meting van de afstand tussen twee geregistreerde GPS-coördinaten gedeeld door de verstreken tijd tussen de twee punten. De registratie vindt iedere zes tot vijftien seconden plaats. De eventuele verticale component wordt in deze berekening niet meegerekend. Deze berekening geeft de snelheid van het vliegtuig ten opzichte van de grond (grondsnelheid). Voor het verkrijgen van de snelheid ten opzichte van de omringende lucht (luchtsnelheid), moet de invloed van de windrichting en windsnelheid worden meegerekend.

De data die uit de GPS werd verkregen, is bewerkt en vervolgens geanalyseerd. Uit deze analyse kwam naar voren dat de vlucht 12 minuten had geduurd. Het vliegtuig had geen extreme bewegingen uitgevoerd en had gevlogen op een hoogte tussen ongeveer 1100 en 1300 voet. De grondsnelheid waarmee was gevlogen, varieerde tussen de 100 en 175 kilometer per uur (km/u). Met de heersende wind van 15 knopen (28 km/u) zou de maximale luchtsnelheid 203 km/u hebben bedragen.

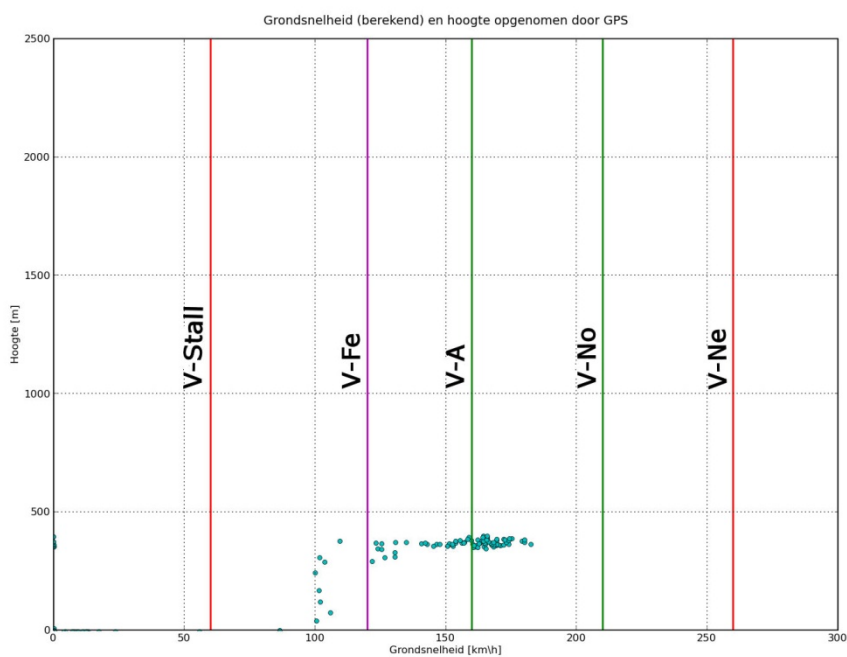
Tijdens de laatste fase van de vlucht bedroegen de vlieghoogte, de grondsnelheid en de ware koers respectievelijk 1100 voet, 166 km/u en 212 graden. Dit resulteerde, gezien de heersende wind en de vlieghoogte, in een ware luchtsnelheid (true airspeed, TAS) van 146 km/u. Volgens het vlieghandboek van de Zenair CH601XL bedraagt de manoeuvreersnelheid⁴ (V_A) 160 km/u IAS⁵ bij het maximaal toegestane startgewicht van 450 kg. De voorgeschreven snelheidslimiet (V_{NE}) bedraagt 260 km/u IAS.

⁴ De maximale snelheid waarbij nog volledige of abrupte roeruitslagen zijn toegestaan.

⁵ IAS = indicated airspeed, snelheid die door de snelheidsmeter wordt aangegeven.



Figuur 3: vliegpad zoals gegenereerd met de GPS-ontvanger



Figuur 4: vlieghoogte en grondsnelheid zoals gegenereerd met de GPS-ontvanger

Zenair CH601XL Zodiac

Algemeen

De Zenair CH601XL is in 2000 in de Verenigde Staten ontwikkeld. Daar valt dit type vliegtuig onder de categorie Light Sport Aircraft (LSA). Het maximum startgewicht van dit vliegtuig in de Verenigde Staten is 595 kg.

Dit type vliegtuig werd van begin 2005 tot eind 2006 in licentie gebouwd in Tsjechië, met name voor de Europese markt. Om aan de criteria voor de Europese Micro Light Aircraft (MLA) te voldoen, werden in Tsjechië modificaties aan het type aangebracht waardoor het aan de wettelijke eis van een maximum startgewicht van 450 kg voldeed.

Als de eigenaar het vliegtuig voor het grootste deel zelf bouwt, kan dit type vliegtuig ook als "homebuilt" (zelfbouwvliegtuig) in het Nederlandse luchtvaartuigregister worden ingeschreven. In dat geval moet het vliegtuig aan de eisen van amateurbouwvliegtuigen voldoen. Hoewel het om het zelfde vliegtuig gaat, vervalt daarmee de wettelijke eis van een maximum startgewicht voor MLA's van 450 kg. Het maximum startgewicht van dat vliegtuig is dan zoals het door de ontwerper is bepaald, voor de Zenair CH601XL is dat 595 kg.

Toelating

Light Sport Aircraft en Micro Light Aircraft vliegtuigen worden niet gecertificeerd overeenkomstig internationale luchtwaardigheidseisen, maar volgens nationale eisen. In de Verenigde Staten is het voor een vliegtuig in de klasse Light Sport Aircraft voldoende dat de fabrikant verklaart dat het ontwerp voldoet aan de eisen die aan deze categorie vliegtuigen worden gesteld en dat het toestel is gefabriceerd volgens een goedgekeurde methode.

Voor MLA's in Europa geldt dat moet worden aangetoond dat het ontwerp voldoet aan de nationale luchtwaardigheidseisen. Ingevolge de 'Regeling MLA's' kent Nederland geen nationale luchtwaardigheidseisen voor MLA's. In de genoemde Regeling is gesteld dat MLA's dienen te voldoen *"aan een veiligheidsniveau, dat gelijkwaardig is als gesteld aan de luchtwaardigheidseisen, zoals die zijn vastgesteld in een van de navolgende landen overeenkomstig de daarbij genoemde luchtwaardigheidseisen: Duitsland, Groot-Brittannië of Tsjechië."*

Het model Zenair CH601XL dat in Tsjechië is geprefabriceerd, is door de Deutsche Aeroclub⁶ geaccepteerd met als basis de Duitse eisen 'LTF-UL'⁷ van 30 januari 2003. Na goedkeuring van de testresultaten werd een zogenaamd 'Gerätekenntblatt' afgegeven waarin werd verklaard dat het vliegtuig aan de Duitse luchtwaardigheidseisen voor MLA's voldeed. In Nederland werd op grond van dit 'Gerätekenntblatt' door de Inspectie Verkeer en Waterstaat (IVW) een speciaal bewijs van luchtwaardigheid afgegeven voor in Nederland geregistreerde MLA's van dit type.

Voor de afgifte van een speciaal bewijs van luchtwaardigheid voor MLA's wordt door of namens het Ministerie van Infrastructuur en Milieu geen inspectie aan het vliegtuig uitgevoerd. De houder van het speciaal bewijs van luchtwaardigheid verklaart alleen dat het vliegtuig identiek is aan de goedgekeurde configuratie.

Andere ongevallen met de Zenair CH601XL

Uit onderzoek bleek dat er wereldwijd meer ongevallen met dit type vliegtuig zijn gebeurd waarbij sprake was van het omhoogvouwen van één of beide vleugels. De oorzaak van dit omhoogvouwen bleef in de meeste gevallen onbekend, echter het resultaat en het schadebeeld was in bijna alle gevallen hetzelfde.

⁶ De Deutsche Aeroclub is een belangenorganisatie die door de Duitse autoriteiten is gemachtigd tot het certificeren van MLA's.

⁷ Lufttüchtigkeitsforderungen für aerodynamisch gesteuerte Ultraleichtflugzeuge.

Datum	Land	Beschrijving
8 februari 2006	Verenigde Staten	De linkervleugel vouwde omhoog en naar achteren. Vervolgens vouwde de rechtervleugel omhoog tegen de romp (twee doden).
4 november 2006	Verenigde Staten	Het vliegtuig verloor tijdens de vlucht beide vleugels en het horizontale stabilo door onbekende oorzaak (twee doden).
7 juli 2007	Frankrijk	De linkervleugel van het vliegtuig vouwde tijdens de vlucht omhoog. De vlieger overleefde het ongeval doordat het vliegtuig was uitgerust met een reddingsparachute. Vlak voordat de vleugel omhoogvouwde, hoorde en voelde hij de vleugel klapperen.
5 februari 2008	Spanje	De rechtervleugel vouwde tijdens de vlucht over de linkervleugel (twee doden).
7 april 2008	Verenigde Staten	Beide vleugels vouwden omhoog tijdens de vlucht (één dode).
3 maart 2009	Verenigde Staten	De linkervleugel vouwde tijdens de vlucht over de romp en de rechtervleugel (één dode). (Dit ongeval vond plaats ná het ongeval bij Hoorn)
6 november 2009	Verenigde Staten	Het vliegtuig desintegreerde waarschijnlijk in de lucht waarbij de vleugels van de romp loskwamen (één dode). (Dit ongeval vond plaats ná het ongeval bij Hoorn)

Tabel 3: overzicht van de andere relevante ongevallen met de Zenair CH601XL

Acties ondernomen door de IVW na dit ongeval

Het tussentijds rapport dat door de Onderzoeksraad was gepubliceerd, was voor de IVW aanleiding om voor alle Nederlands geregistreerde vliegtuigen van het type Zenair CH601XL per 24 oktober 2008 tot nader order een vliegverbod op te leggen.

Acties andere luchtvaartautoriteiten

Het door de IVW ingestelde vliegverbod voor de Zenair CH601XL is door de luchtvaartautoriteiten in een aantal andere landen, waaronder Duitsland, Spanje, Groot-Britannië, Zweden en Noorwegen, overgenomen.

Acties Light Aircraft Association

De LAA (Light Aircraft Association) in Groot-Britannië heeft een eigen onderzoek ingesteld en heeft een aantal modificaties, waaronder een balancering van de rolroeren, ontworpen en verplicht gesteld voor Zenair CH601XL vliegtuigen in Groot-Britannië.

Acties Zenair

Op 28 oktober 2008 publiceerde Zenair Europe een 'Airworthiness directive' (ZE-2008-01).

Hierin werd vermeld dat stuurkabels met een te lage kabelspanning onder bepaalde omstandigheden tot flutter⁸ kunnen leiden. Daarom werden eigenaren verplicht gesteld om:

- alle stuurkabels te inspecteren op de juiste spanning en zo nodig de kabelspanning op de juiste waarde te brengen;
- de rolroeren te inspecteren op schade;
- de verbinding tussen de romp en de achterligger te inspecteren.

Deze inspecties moesten elke 50 (vlieg)uur herhaald worden.

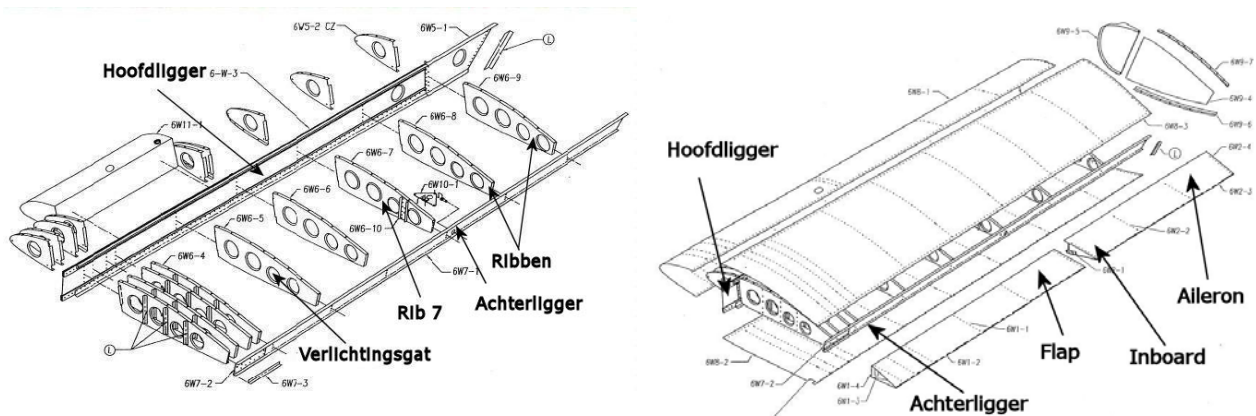
⁸ Flutter is een onstabiele trilling van een elastisch vervormbare constructie in een luchtstroom (zie bijlage A).

De Technische Universiteit Harburg Hamburg in (TUHH) heeft op verzoek van Zenair een standtrillingsproef⁹ op een Zenair CH601XL uitgevoerd. Vervolgens werd daarop een lineaire flutteranalyse uitgevoerd. De resultaten van dit onderzoek waren dat het optreden van flutter onwaarschijnlijk was indien de 'flap stops' volgens de aanwijzingen waren aangebracht en de spanning van de besturingskabels binnen de aangegeven toleranties waren.

Vleugelconstructie van de Zenair CH601XL

De vleugel van de Zenair CH601XL bestaat onder meer uit een hoofdligger en een achterligger. De hoofdligger wordt door de fabrikant geassembleerd en als geheel afgeleverd. Deze liggers zijn door ribben met elkaar verbonden waarover de vleugel huid is bevestigd. De hoofdligger is met zes bouten aan het middendeel dat door de romp loopt, bevestigd. De achterligger is met een bout bevestigd aan een bevestigingsplaat die uit de romp steekt.

Onderstaande figuur geeft een overzicht van de vleugelconstructie van de Zenair CH601XL.



Figuur 5: tekeningen van de vleugelconstructie van de Zenair CH601XL

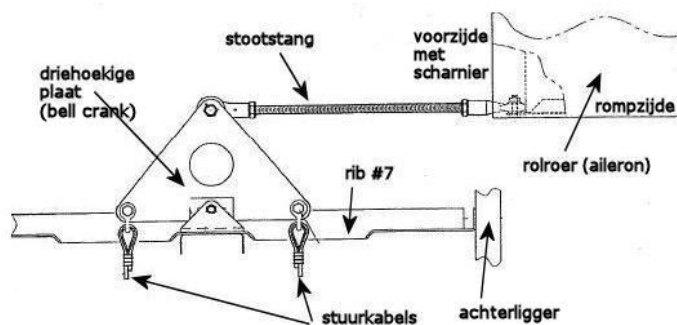
Rolroerbesturing van de Zenair CH601XL

Het vliegtuig is voorzien van een rolroerbesturing door middel van stalen kabels. De kabels lopen vanaf de stuurkolom door verlichtingsgaten in de vleugelribben naar rib 7, ter plaatse van de rompzijde van de rolroeren. Via een driehoekige aluminium plaat bevestigd aan deze vleugelrib wordt het rolroer door een stootstang, door een gat in de achterligger, aangedreven. De stootstang is met een bout verbonden aan een uithouder op het rolroer.

De rolroeren zijn door een pianoscharnier over de volle lengte verbonden met de bovenzijde van de vleugelachterligger. De rolroeren zijn niet massa-gebalanceerd.¹⁰

⁹ Een standtrillingsproef is een trillingsproef die op de grond op een vliegtuig wordt uitgevoerd om de trillingsvormen en -frequenties te bepalen.

¹⁰ Rolroeren worden in het algemeen gebalanceerd door het aanbrengen van gewichten.



Figuur 6: rolroerbesturingssysteem van de Zenair CH601XL

Technisch onderzoek aan het wrak

Aan het wrak is uitgebreid technisch onderzoek verricht. Het onderzoek concentreerde zich vooral op de beschadigingen van beide vleugels. De bevindingen van deze onderzoeken zijn opgenomen in bijlage B.

Analyse van de schade

De relatief lichte beschadigingen aan de linkervleugel waren, afgezien van die bij de rompzijde van het rolroer, zeer waarschijnlijk veroorzaakt door impact met het water en mogelijk door de berging.

De boven- en ondergording van de hoofdligger van de rechtervleugel waren geknikt. Deze bezwijkvorm duidde op een overschrijding van het toelaatbare buigmoment in dit deel van de vleugelligger.

De massieve klinknagels in de verbinding tussen de boven- en ondergording met de lijfplaat waren bezweken op afschuiving. Deze bezwijkvorm duidde op overschrijding van de toelaatbare verticale dwarskracht in dit deel van de ligger.

Een groot aantal blinde-nagel verbindingen was bezweken. De nagelgaten vertoonden geen of bijna geen blijvende vervorming wat aantoonde dat deze verbindingen niet door vlaktedruk in de huid, maar door afschuiven van de blinde-nagels waren bezweken. Bezwijken van deze verbindingen door afschuiving duidde op overschrijding van het toelaatbare torsiemoment in het betreffende deel van de vleugel.

De mogelijkheid van overbelasting van het vliegtuig door een manoeuvre door de bestuurder of door turbulentie is onderzocht. De GPS-gegevens toonden aan dat het vliegtuig gedurende het laatste deel van de vlucht rechtuit vloog op constante hoogte. Er was daarom geen sprake van sterke manoeuvres door de bestuurder. Na het ongeval geleverde weerinformatie afkomstig van het KNMI gaf aan dat er ten tijde van het ongeval geen, of in elk geval geen zware, turbulentie aanwezig was. De belastingfactor moet dus gedurende deze laatste fase ongeveer gelijk aan 1 zijn geweest. Het is dus zeer onwaarschijnlijk dat overbelasting tijdens een manoeuvre of turbulentie de oorzaak van het ongeval is geweest.

Tijdens de laatste fase van de vlucht waren de vlieghoogte, de grondsnelheid en de ware koers nagenoeg constant. Ze bedroegen respectievelijk 1100 voet, 166 km/u en 212 graden. Gecombineerd met de heersende wind op 1000 voet (uit richting 080 met 28 km/u), resulteerde dit in een ware luchtsnelheid (true airspeed, TAS) tijdens deze fase van 146 km/u. Volgens het

vlieghandboek is de manoeuvreersnelheid (V_A)¹¹ van de Zenair CH601XL 160 km/u bij het maximale startgewicht van 450 kg. Omdat het werkelijke gewicht van het vliegtuig hoger kan zijn geweest dan 450 kg, zou de manoeuvreersnelheid iets lager dan 160 km/u zijn geweest zoals in het vlieghandboek wordt genoemd, maar deze snelheid is niet overschreden. De maximaal toegestane vliesnelheid V_{NE} van 260 km/u is ook niet overschreden.

Het geheel van schade en de eerste analyse gaven aanleiding tot nader onderzoek van het ontwerp, sterkteberekeningen en de certificatie documenten.

Onderzoek certificatie documenten

De volgende certificatie documenten zijn na aanvraag door de Onderzoeksraad verkregen en bestudeerd:

1. *(Statisch) sterkterapport*
titel: *Zodiac 601XLSA Stress Analysis and tests*
datum: *11 november 2005*
auteur: *onbekend, copyright Ch. Heintz*

2. *Flutter rapport*
titel: *CH601XL Aircraft Flutter Prevention Analysis*
datum: *15 februari 2004*
auteur: *onbekend, geschreven door Czech Aircraft Works s.r.o. vier namen met handtekeningen op voorblad*

3. *Structure Test rapport*
titel: *CH601XL Strength Tests*
datum: *20 juni 2002*
uitgegeven door: *Czech Aircraft Works SPOL.SRO*
auteur: *onbekend, ondertekend door: Chip W. Erwin MBA, CEO en Ing. Vaclav Chvala, Directeur van de technische Sectie LAA of the Czech Republic*

Bovenstaande rapporten zijn door de Deutsche Aeroclub geaccepteerd bij de certificatie.

Tijdens het onderzoek ontstond het vermoeden dat bovengenoemde rapporten onvoldoende bewijs leverden dat het type Zenair CH601XL voldeed aan de sterkte- en fluttereisen van de Duitse luchtwaardigheidseisen die op dit type vliegtuig van toepassing zijn. Naar aanleiding van deze bevindingen heeft de Onderzoeksraad een aantal onderzoeken laten uitvoeren. Dit betrof:

1. Materiaalonderzoek

Om te onderzoeken of bij de bouw van het vliegtuig materiaal was gebruikt dat aan de specificaties voldeed, werden op vijf locaties van het vliegtuig monsters van het metaal genomen ten behoeve van materiaalonderzoek.

2. Onderzoek naar het bezwijken van het achterste bevestigingspunt van de rechtervleugel aan de romp

Omdat het bezwijken van het achterste bevestigingspunt van de rechtervleugel kan leiden tot bezwijken van de vleugel heeft het Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium (NLR) onderzoek verricht naar de wijze waarop dit bevestigingspunt is bezwiken.

¹¹ De maximale snelheid waarbij nog volledige of abrupte roeruitslagen zijn toegestaan.

3. *Statische sterkte analyse*

Omdat het geleverde sterkterapport onvoldoende aantoonde dat het vliegtuig voldeed aan de certificatie sterkte-eisen is onderzoek verricht naar de statische sterkte van de belangrijkste componenten. Dit betrof met name de hoofdlijger en de verbinding tussen de lijger en de vleugel; het deel van de vleugel in de romp; de krachtinleiding in de romp en het achterste bevestigingspunt aan de romp.

4. *Flutteranalyse*

Omdat optreden van flutter als oorzaak van het ongeval niet kon worden uitgesloten, heeft het NLR onderzoek verricht naar de mogelijkheid van optreden van flutter als oorzaak van het ongeval. Door het NLR werd een lineaire en een niet-lineaire flutteranalyse uitgevoerd.

Analyses en uitsluitingen naar aanleiding van de bovenstaande onderzoeken

De uitslagen van bovengenoemde onderzoeken en andere bevindingen leidden tot de volgende analyses en uitsluitingen.

Ad. 1. Materiaalonderzoek

Van de monsters van het vliegtuigmetaal werd de chemische samenstelling bepaald. Uit onderzoek bleek dat van alle monsters de chemische samenstelling voldeed aan de gespecificeerde eisen

Ad. 2. Onderzoek naar het bezwijken van het achterste bevestigingspunt van de rechtervleugel aan de romp

Uit onderzoek van het NLR bleek dat de verbinding was bezweken door statische overbelasting en dat er geen sprake was van breuk als gevolg van vermoeiing. De sterke vervorming (ovalisatie) van het boutgat toonde aan dat de verbinding bezweken was door een kracht die gericht was naar het uiteinde van de vleugel. Deze kracht maakte ten opzichte van de vleugel een hoek van circa 30 graden naar boven.

Uit het feit dat deze grote kracht naar de vleugeltip was gericht, blijkt dat deze kracht en het daardoor veroorzaakte bezwijken van de verbinding, niet de primaire oorzaak kan zijn geweest. De verbinding moet zijn bezweken tijdens of na het omhoog buigen van deze vleugel. Het bezwijken van het achterste bevestigingspunt kan dus niet de oorzaak van het ongeval zijn geweest.

Ad. 3 Statische sterkte analyse

Uit het onderzoek naar de statische sterkte van de vleugel en de vleugel-rompverbinding¹² bleek dat niet overal de vereiste sterkte werd behaald. De sterkte wordt uitgedrukt in de 'Reserve factor, RF¹³'. De RF voldoet aan de eisen als deze 1,00 of meer bedraagt. Er werden gevallen van ondersterkte geïdentificeerd. De ondersterktes van deze componenten waren echter niet van dien aard dat zij, gezien de lage belastingsfactor tijdens de ongevalsvlucht, de directe oorzaak van het ongeval kunnen zijn geweest.

Ad. 4 Flutteranalyse

Bij het onderzoek aan het vliegtuig werden beschadigingen aangetroffen die duiden op grote verticale bewegingen van de rechtervleugel en van de beide rolroeren:

¹² Atkins Nedtech rapport 090067RP.

¹³ RF (Reserve factor) van een component van de vliegtuigconstructie is gedefinieerd als de verhouding tussen de toelaatbare kracht/spanning in die component, gedeeld door 1,5 maal de maximaal optredende kracht/spanning in die component. Voor voldoende sterkte dient de waarde groter of gelijk aan 1,00 te bedragen. Een waarde kleiner dan 1,00 wijst op ondersterkte en is niet toelaatbaar.

- De besturingskabels van het rechterrolroer hadden tot circa 3 cm diepe insnijdingen in de rand van de verlichtingsgaten in de vleugelribben 1, 2 en 3 veroorzaakt. De beschadiging en sporen op de kabels tonen dat hier een heen en weer gaande beweging van de kabels ten opzichte van de rib had plaatsgevonden.
- De besturingskabels van de rolroeren hadden op het punt waar zij uit de romp komen, een verticale scheur in de romp getrokken.
- Zowel de bevestiging van de stootstang aan het rolroer als de verbinding tussen het rolroer en de vleugel vertoonden bij beide rolroeren grote vervormingen en beschadigingen. Ook de ribben op deze locatie (rib 7) vertoonden zware beschadigingen.
- Rib 7 was kapot getrokken door hoge trekkracht in de kabels.
- De driehoekige plaat (bell crank) was uit het eigen vlak gebogen door krachten in de stootstang en in de kabels.
- Doordat het beslag aan het eind van de stootstang een aantal maal door het gat in de achterligger werd getrokken, was de rand van dit gat zwaar beschadigd. Sporen van de heen en weer gaande beweging werden op het schroefdraad van de stootstang aangetroffen.
- De rolroerstops aan beide vleugels toonden schade als gevolg van rolroeren die buiten de limieten waren uitgeslagen.

De oorzaak van bovenstaande vervormingen en beschadigingen kan alleen een zeer hoge wisselende belasting in de rolroeraandrijving zijn geweest. Het optreden van bovenaangegeven wisselende belastingen kan alleen verklaard worden met het optreden van flutter in de combinatie vleugel-rolroer.

Flutteronderzoek

Het Nationaal Lucht- en Ruimtevaartlaboratorium (NLR) heeft op verzoek van de Onderzoeksraad een onderzoek verricht naar het optreden van lineaire en niet-lineaire flutter.¹⁴ Het onderzoek toont aan dat flutter kan ontstaan als de rotatiestijfheid van het rolroer onder een bepaalde grenswaarde ligt (hoekverdraaiing ongeveer 1 graad per moment van 0,25 kgf-m). Uit informatie van de Technische Universiteit Harburg-Hamburg blijkt deze stijfheid vooral af te hangen van de kabelspanning in combinatie met de stijfheid van de bevestiging van de rolroerbediening aan de plaatselijke rib van de vleugel. Zolang de voorspanning van de kabels van het stuursysteem op voldoende hoog niveau blijft, is het onwaarschijnlijk dat flutter zal optreden. Echter door hoge belasting van de rolroeren tijdens de vlucht zou door vervorming van het stuursysteem één van de kabels geheel los kunnen komen te hangen, waardoor de stijfheid aanzienlijk lager wordt en het risico van flutter aanzienlijk toeneemt.

Uit de niet-lineaire simulaties blijkt dat flutter ook zou kunnen optreden indien een drempelwaarde van de rolroer rotatievervorming wordt overschreden bijvoorbeeld ten gevolge van turbulentie of rolroeruitslag.

Mede op grond van de resultaten van dit onderzoek werd het waarschijnlijk geacht dat bij meer ongevallen met het onderzochte type vliegtuig één van de bovengenoemde oorzaken (vervorming van het stuursysteem of overschrijding van de drempelwaarde van de rotatievervorming) een rol heeft gespeeld.

¹⁴ Rapport NLR-CR-2009-274.

Omdat er onvoldoende informatie is over details van het ongeval, kan de oorzaak van het ongeval niet met absolute zekerheid aan flutter worden toegeschreven.

Omdat in de lineaire flutteranalyse, flutter niet optreedt in het geval van een volledig gebalanceerd rolroer of in geval van een voldoende stijf besturingssysteem dat niet gevoelig is voor non-lineaire afname van de rolroerstijfheid, adviseerde het NLR het vliegtuig te modificeren door het aanbrengen van rolroer massa balancering en het stijver maken van het rolroer besturingssysteem.

Van deze twee oplossingen wordt de voorkeur gegeven aan rolroer massa balancering om vleugelbuiging/rolroer flutter te voorkomen, omdat dit de meest effectieve manier is om vleugelbuiging/rolroer flutter te voorkomen, vooral ook gezien de relatief hoge kruissnelheid van het vliegtuig.

Tijdens het flutteronderzoek heeft het NLR regelmatig contact gehad met de onderzoekers van de Technische Universiteit Harburg Hamburg (TUHH). Hieruit bleek dat de onderzoekers in Hamburg alleen een lineaire flutteranalyse hadden uitgevoerd. Daarnaast constateerde het NLR onvolkomenheden in het uitgevoerde onderzoek van de TUHH.

De resultaten van dit onderzoek zijn gedeeld met andere onderzoeksinstanties die ongevallen met de Zenair CH601XL onderzochten. Ook bij de onderzoeken in deze landen, Groot-Brittannië, Spanje, Duitsland, Australië en de Verenigde Staten, werd het waarschijnlijk geacht dat bij meerdere ongevallen met het onderzochte type vliegtuig, flutter een rol heeft gespeeld.

Onderzoek Amerikaanse luchtvaartautoriteiten (FAA)

Naar aanleiding van de ongevallen die met de Zenair CH601XL hadden plaatsgevonden, heeft de FAA een team van deskundigen samengesteld dat het ontwerp, de fabricage en de certificering van de Amerikaanse versie van de Zenair CH601XL heeft onderzocht. In januari 2010 heeft de FAA een rapport gepubliceerd met daarin de bevindingen.

De belangrijkste conclusies waren dat:

- er geen eenduidige oorzaak voor alle ongevallen werd gevonden maar dat het zeer waarschijnlijk een combinatie van diverse ontwerp- en operationele aspecten was;
- het ontwerp niet voldeed aan de (Amerikaanse) ontwerpstandaarden;
- er ook andere factoren werden gevonden die een overbelasting van de vleugel, beïnvloeding van de fluttereigenschappen en gebruiksgrenzen tijdens de vlucht konden veroorzaken;
- de vleugel gevoelig was voor vervorming en plooiing tijdens de vlucht voordat de gebruiksgrenzen werden bereikt, speciaal ter hoogte van de rib waaraan het rolroersysteem was bevestigd.

Met betrekking tot flutter concludeerde de FAA dat het duidelijk was dat flutter een causale factor in de ongevallen was. Het kon echter niet vastgesteld worden of flutter de directe oorzaak van de structurele schade was geweest of dat flutter het gevolg was van structurele deformatie van de vleugel.

Naar aanleiding van deze bevindingen heeft de FAA maatregelen genomen om de Amerikaanse eigenaren te informeren over deze bevindingen en hen opgeroepen de modificaties zoals die door de fabrikant zijn vastgesteld, aan te brengen. De fabrikant was ten tijde van de publicatie van het FAA rapport, nog bezig met het vliegtuigontwerp aan te passen.

Meest waarschijnlijk scenario

Op basis van uitsluiting van andere oorzaken en op basis van de conclusies van de flutteranalyse is het meest waarschijnlijk dat tijdens de laatste fase van de ongevalsvlucht een niet-lineaire vorm van vleugelbuiging/rolroer flutter opgetreden is. Hierdoor namen de vervormingen, torsie en buiging van de vleugels snel met de tijd toe met als gevolg dat ook de inwendige krachten en materiaalspanningen in de hoofdligger en de verbinding naar de romp toenamen. Daarbij is de rechtervleugel bezweken. Er trad knik op in de bovengording van de hoofdligger en de verbindingen aan de hoofd- en achterligger scheurden open door bezwijken op afschuiving van blinde nagels. De vleugel werd daarna omhoog gebogen. Tijdens deze beweging is het achterste bevestigingspunt van de rechtervleugel op trek bezweken.

Inspectie Verkeer en Waterstaat (IVW)

In verband met het opgelegde startverbod werd de IVW medio november 2009 in kennis gesteld van de resultaten van de onderzoeken van de Onderzoeksraad. Als reactie hierop besloot de IVW het startverbod voor Zenair CH601XL per 21 december 2009 op te heffen onder de voorwaarde dat de volgende aanpassingen aan de MLA versie van het vliegtuig zouden worden gedaan voor de eerste vlucht:

- Aanbrengen van een vernieuwde aileronstop.
- Versteving van de rib waarop de driehoekige plaat (aileron bell crank) is gemonteerd.
- Aanbrengen van balansgewichten aan de ailerons.
- Versteving en versterking van het vliegtuig bij de vleugels en vleugel-rompverbinding.

Deze modificaties zijn ontwikkeld en beschreven in serviceletters door de fabrikant Zenair.

Overheidsbeleid

Uit het onderzoek is gebleken dat Nederland geen nationale luchtwaardigheidseisen voor MLA's kent. Nederland accepteert alle MLA-modellen die voldoen aan de nationale luchtwaardigheidseisen van Groot-Brittannië, Tsjechië of de Bondsrepubliek Duitsland.

De beoordeling van de luchtwaardigheid van MLA's is door de autoriteiten van die landen aan belangenorganisaties uitbesteed. Nederland oefent geen toezicht uit op het functioneren van deze organisaties en op het toelatingsproces en accepteert de goedkeuring van MLA's zonder nadere inspectie van het vliegtuig of vliegtuigtype.

Uit interviews en uit informatie van de IVW bleek dat deze werkwijze tot stand is gekomen nadat de minister van Verkeer en Waterstaat (thans Infrastructuur en Milieu) in 1999 had besloten het toezicht op MLA's, zoals dat op dat moment werd uitgevoerd, te formaliseren. Tot 2000 opereerden MLA's onder een stelsel van ontheffingen. Voor de bestuurder was een ontheffing tot het hebben van een bewijs van bevoegdheid afgegeven. Voor de MLA's was een ontheffing tot het hebben van een bewijs van luchtwaardigheid afgegeven. Aan de laatstgenoemde ontheffing waren operationele en gebruiksbeperkingen gekoppeld, de Standaardvoorwaarden. In 1999 werden breveteisen aan de bestuurders gesteld en met de invoering van de Regeling MLA's in 2003 verviel het ontheffingstelsel voor de MLA's, deze kregen een speciaal bewijs van luchtwaardigheid. De operationele en gebruiksbeperkingen werden overgenomen in de genoemde Regeling. In de loop der jaren is de Regeling MLA's diverse malen gewijzigd waarbij met name de operationele en gebruiksbeperkingen grotendeels zijn vervallen.

Het beleid ten aanzien van MLA's was gestoeld op de uitgangspunten:

- Het beoefenen van luchtsporten in Nederland moet mogelijk zijn.
- Alleen derden moesten beschermd worden.
- Het beleid moest met een minimale overheidsinspanning worden uitgevoerd.

Nadat naar omringende landen was gekeken, besloot de IVW dat de nationale luchtwaardigheidseisen van de drie genoemde landen, voldoende waarborgen gaven voor het veilig gebruik van MLA's in Nederland. Dit had tot gevolg dat het toezicht door de overheid op MLA's verminderd werd.

De geconstateerde gebreken aan de Zenair CH601XL tonen aan dat dit beleid niet kan voorkomen dat MLA's in het Nederlands luchtvaartuigenregister staan ingeschreven die niet aan de van toepassing zijnde luchtwaardigheidseisen voldoen. Ook wordt geconstateerd dat er onvolkomenheden in de van toepassing zijnde luchtwaardigheidseisen voorkomen. In zijn algemeenheid kan gesteld worden dat gedurende het gebruik van een luchtvaartuig, het voor kan komen dat er gebreken worden geconstateerd. Tegen deze gebreken worden dan, in overleg met de fabrikant, maatregelen genomen. In dit geval was er echter sprake van grote gebreken in de ontwerptekeningen en sterkteberekeningen, die zo significant waren dat deze opgemerkt hadden kunnen worden als deze kritisch waren bekeken.

De Duitse Bundesstelle für Flugunfalluntersuchung (BFU) heeft in 2007 een onderzoek gedaan naar een ongeval met een MLA. Eén van de conclusies in het rapport was dat de kwaliteit van de toelatingskeuring onvoldoende was. De BFU deed de aanbeveling om de deskundigheid van het personeel van de organisatie die verantwoordelijk was voor de toelating, te verhogen. Deze aanbeveling is opgevolgd door het aanstellen van meer deskundig personeel.

Daarnaast bleek uit het onderzoek van de Onderzoeksraad dat enkele tests die in Tsjechië aan het ontwerp zijn uitgevoerd, niet volledig of onjuist waren uitgevoerd. Deze tekortkoming is niet door de instanties die de certificatie verrichtten, opgemerkt.

De IVW oefent geen toezicht uit op de bouw en luchtwaardigheid van luchtvaartuigen van buitenlandse herkomst. Bij de eerste aanvraag van een speciaal bewijs van luchtwaardigheid of de verlenging daarvan, is het overleggen van enkele documenten en van een eigen verklaring voldoende. Naar eigen zeggen heeft de IVW wel het toezicht op het onderhoud van MLA's sinds 2008 geïntensiveerd als gevolg van een aantal incidenten met MLA's.

Het aantal ingeschreven MLA's in Nederland in 2010 bedroeg 247. Deze MLA's kennen grotendeels dezelfde gebruiks- en operationele mogelijkheden als ingeschreven éénmotorige luchtvaartuigen, 544 in 2010, die wel aan internationale luchtvaartseisen moeten voldoen.

Gelet op het bovenstaande wordt geconstateerd dat het veiligheidsniveau van het gebruik van MLA's in Nederland onvoldoende geborgd is. Enerzijds zijn de operationele gebruiksmogelijkheden voor MLA's verruimd en anderzijds is het toezicht op (het gebruik van) MLA's teruggebracht. Dit heeft tot gevolg dat het risico voor de inzittenden en voor derden op de grond, toeneemt. Dit is een zorgwekkende ontwikkeling gezien het aantal in Nederland ingeschreven MLA's.

CONCLUSIE

Omdat de diverse andere mogelijke oorzaken zoals aangegeven en/of geanalyseerd in dit rapport niet hebben kunnen optreden of een zeer lage waarschijnlijkheid hebben, is het optreden van non-lineaire flutter de meest waarschijnlijke oorzaak van het ongeval. Aan het optreden van dit soort flutter kunnen de volgende zaken ten grondslag liggen:

- Toepassen van rolroeren die niet massa gebalanceerd zijn.
- Lage rotatiestijfheid tussen de vleugel en het rolroer.

Uit het onderzoek is gebleken dat onvoldoende is aangetoond dat het vliegtuig Zenair CH601XL voldoet aan een deel van de Duitse luchtwaardigheidseisen zoals gesteld in LTF-UL van 30 januari 2003. Omdat Nederland geen nationale luchtwaardigheidseisen van MLA's heeft en de Nederlandse luchtvaartautoriteiten geen actief toezicht uitoefenen op de luchtwaardigheid van MLA's, was het mogelijk dat voor dit type vliegtuigen een (speciaal) bewijs van luchtwaardigheid werd afgegeven.

AANBEVELINGEN

1. De fabrikant Zenair wordt aanbevolen het ontwerp van het vliegtuigtype CH601XL te wijzigen zodat de geconstateerde gebreken, zowel de ondersterkte als de mogelijkheid tot het optreden van flutter, in het ontwerp worden hersteld en het vliegtuig aantoonbaar voldoet aan de gestelde luchtwaardigheidseisen.
2. De minister van Infrastructuur en Milieu wordt aanbevolen de bewijzen van luchtwaardigheid voor de vliegtuigen van het type Zenair CH601XL in te trekken zolang het vliegtuig niet aantoonbaar voldoet aan de gestelde luchtwaardigheidseisen.
3. De minister van Infrastructuur en Milieu wordt aanbevolen adequate maatregelen te nemen waardoor het Nederlandse toelatingsproces van micro light aircraft, wordt verbeterd.

BIJLAGE A: HET VERSCHIJNSEL FLUTTER

Flutter is een onstabiele trilling van een elastisch vervormbare constructie in een luchtstroom. Hierbij is sprake van interactie tussen luchtkrachten op de constructie en traagheids- en elastische krachten in de constructie. Bij een instabiele trilling nemen de luchtkrachten en de vervorming van de constructie met de tijd toe. Hierdoor nemen ook de inwendige krachten en spanningen toe en zal - ongeacht de sterkte van het vliegtuig - de constructie uiteindelijk bezwijken door overbelasting. Voor flutter is meestal een combinatie van minimaal twee onafhankelijke bewegingsmogelijkheden nodig. Twee voorbeelden hiervan voor een vleugel: buiging en torsie van een vleugel alleen, of buiging van een vleugel plus rotatie van een rolroer. Deze combinaties kunnen tot flutter leiden indien de luchtkrachten opgewekt door één van beide trillingsvormen (hier: vleugeltorsie, of rolroerrotatie) energie toevoegen aan de andere trillingsvorm (vleugelbuiging).

Om te beoordelen of zich bij een ontworpen vliegtuig flutter kan voordoen moet men allereerst inzicht verkrijgen in het trillingsgedrag van het vliegtuig. Voor een gegeven geometrie van het vliegtuig wordt dat gedrag bepaald door de massaverdeling, de stijfheidsverdeling en de structurele demping van de constructie. Op basis van die gegevens kan een rekenmodel worden gemaakt dat op het werkelijke vliegtuig lijkt. Door berekeningen aan dit model, en later door metingen aan het echte vliegtuig, kunnen de trillingseigenschappen worden bepaald die voor het eventueel optreden van flutter van belang kunnen zijn. Die eigenschappen worden vastgelegd in de vorm van een verzameling van trillingsvormen, elk met een eigen frequentie en een structurele demping. Hoe groter het vliegtuig, hoe lager de eigenfrequenties. Voor flutter zijn meestal vooral de trillingsvormen met lagere frequenties van belang. Een wezenlijk verschil tussen de beide genoemde voorbeelden is de mogelijkheid dat bij een rolroer de stijfheid nul kan zijn (bij loshangend rolroer, bijvoorbeeld door speling) terwijl dat bij vleugelbuiging en torsie niet het geval is.

Of bij de gegeven trillingseigenschappen flutter zal ontstaan wordt vooraf vastgesteld door berekeningen aan het gemodelleerde vliegtuig tijdens de vlucht, waarbij de vliegsnelheid stapsgewijs wordt verhoogd vanaf een lage beginwaarde tot een eindwaarde ver boven de maximaal toelaatbare vliegsnelheid. Tijdens de vlucht zullen de trillingseigenschappen van het vliegtuig met vliegsnelheid en hoogte veranderen omdat de luchtkrachten extra stijfheid en demping toevoegen (of deze doen verminderen). Kenmerkend bij het optreden van flutter is meestal dat daarbij frequenties van twee of meer trillingsvormen elkaar benaderen, waardoor de voor flutter benodigde wisselwerking kan optreden. Daardoor kan tijdens de vlucht met toenemende snelheid de stabiliteit (gekenmerkt door de demping) afnemen en er boven een bepaalde vliegsnelheid flutter ontstaan (negatieve demping, bijvoorbeeld bij de klassieke wisselwerking tussen vleugel buiging en torsie bij flutter).

In het geval van een loshangend rolroer wordt de stijfheid tijdens de vlucht volledig bepaald door de luchtkrachten. Als het rolroer niet is gebalanceerd (zwaartepunt stroomafwaarts van de rotatie-as) zal in het algemeen al bij relatief lage snelheden flutter ontstaan zolang de trillingsfrequentie van het rolroer lager is dan de trillingsfrequentie van de vleugelbuiging. Omdat de frequentie van het rolroer toeneemt met toenemende vliegsnelheid (toenemende luchtkrachten) bereikt de instabiliteit een maximum en verdwijnt weer boven een bepaalde snelheid, ongeveer als de trillingsfrequentie van het rolroer hoger is geworden dan die van de vleugelbuiging. Het verloop van demping met vliegsnelheid heeft dan een minimum en dit wordt daarom ook wel een "hump" mode genoemd. In een lineaire flutteranalyse is de stijfheid van het gemodelleerde vliegtuig (het aeroelastische model) niet afhankelijk van de belasting op het vliegtuig, en zijn de luchtkrachten

evenredig met de vervorming. In een niet-lineaire flutteranalyse kan de stijfheid afhankelijk van de vervorming zijn (structurele niet-lineariteit), en/of kunnen de luchtkrachten niet-evenredig met de vervorming verlopen (aerodynamische niet-lineariteit). Niet-lineaire berekeningen zijn complexer dan lineaire en vragen een grotere rekeninspanning met specifiek niet-lineaire berekeningsmethoden.

Voorbeelden van structurele niet-lineariteit zijn speling (de stijfheid is nul zolang de vervorming kleiner is dan de speling) en een rolroer stuursysteem met kabels met voorspanning (de stijfheid neemt af als een van de kabels slap komt te hangen).

BIJLAGE B: BESCHRIJVING VAN DE SCHADE

Linkervleugel

De linkervleugel was relatief licht beschadigd. De vleugelvoorrand was geheel ingedrukt en de daarin geplaatste brandstoftank was aan de voorzijde opengescheurd. De onderzijde van de vleugel was ingedrukt. De doorvoer in de achterligger waardoor de rolroeraandrijving wordt gevoerd, was ernstig beschadigd.

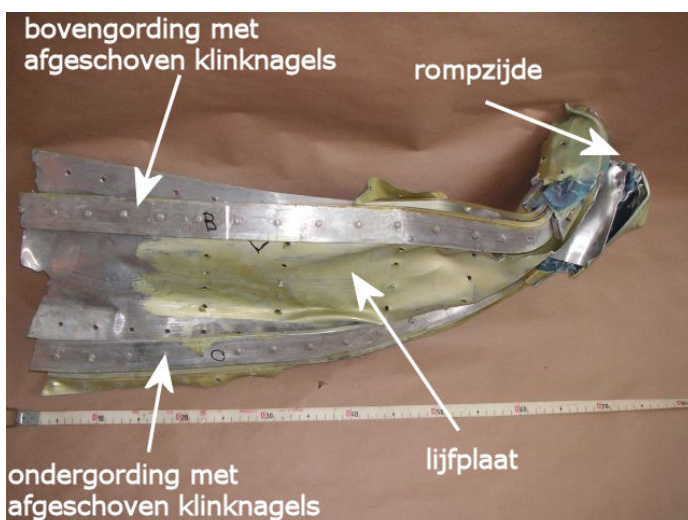
Rechternleugel.

De bovengording van de hoofdligger van de rechternleugel was ter hoogte van de rompzij kant geknikt. Hierdoor was de rechternleugel naar boven gebogen. Dit deel van de rechter hoofdligger is losgeknipt van het wrak en nader onderzocht.

Een aantal massieve klinknagels in de verbinding tussen de hoofdliggerlijfplaat en de boven- en ondergording was bezweken op afschuiving.



Figuur 7: geknikte hoofdligger van de rechternleugel



Figuur 8: verwijderde deel van hoofdligger van de rechternleugel

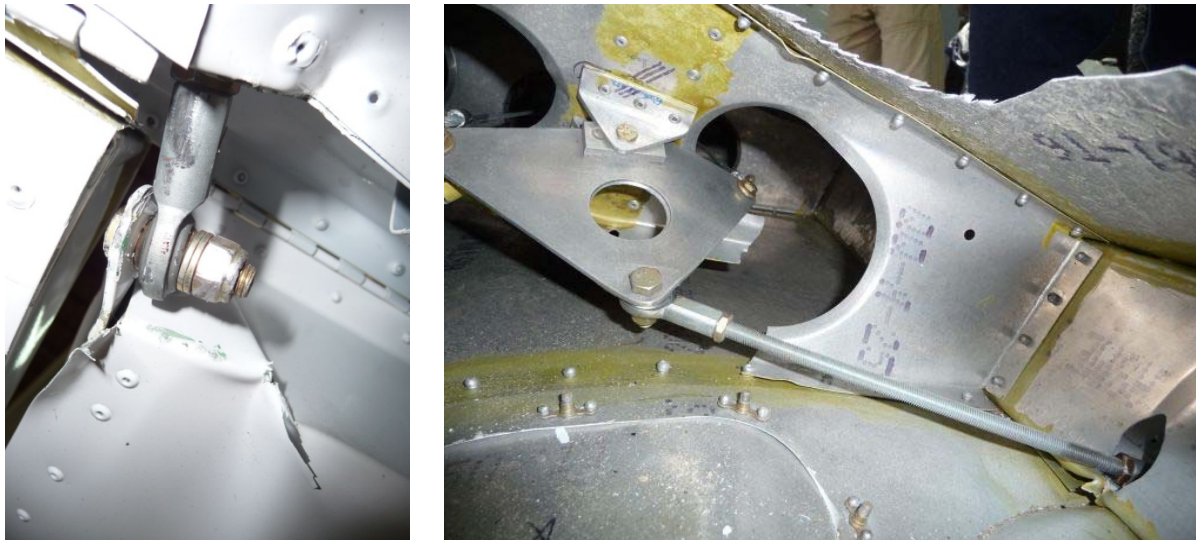
Blinde-nagel verbindingen

Veel verbindingen in de vliegtuigconstructie waren uitgevoerd met Avdel blinde-nagels van het type Avex. Volgens publicatie van de fabrikant zijn dit "non-structural rivets". Er zijn twee type nagels gebruikt; type 1682-0412 en 1682-0514. Deze kennen een maximale belasting op afschuiving van respectievelijk 130 en 220 Lbs. Volgens de fabrikant van het vliegtuig is de maximaal benodigde belasting respectievelijk 110 en 180 Lbs zodat de Avex blinde-nagels zouden voldoen.

De blinde-nagel verbindingen tussen vleugel boven- en onderhuid en de hoofd- en achterligger waren over een grote afstanden, meer dan een meter, bezweken op afschuiving van deze nagels. De nagelgaten vertoonden geen of bijna geen blijvende vervorming.

Rolroer aandrijving

Het wrak vertoonde bij beide vleugels zware vervormingen en beschadigingen aan de rompzijde van beide rolroeren bij de rolroeraandrijvingen en rib #7. De aandrijving van het linker aileron toonde sporen van een heen en weergaande beweging ter hoogte van het doorvoergat in de achterligger. De driehoekige plaat aan de binnenzijde was verbogen en de daaraan verbonden stootstang vertoonde ook sporen van een heen en weergaande beweging ter hoogte van het doorvoergat in de achterligger.



Figuur 9: beschadigingen van de linker rolroeraandrijving (buiten- en binnenzijde)

De rechtervleugel was het zwaarst beschadigd. De vleugelrib was losgetrokken van de huidbevestiging en gescheurd. De driehoekige plaat van de rolroerbesturing was uit het eigen vlak gebogen. De stootstang was geknikt. De achterligger was ter plaatse van het doorvoergat van de stootstang geknikt en gescheurd. Ook het doorvoergat was zwaar beschadigd. Deze beschadigingen toonden sporen/tekenen van sterk wisselende belastingen en verplaatsingen. De bevestiging van het rolroer aan de vleugel ter plaatse van de aandrijving toonde tekenen van grote overbelasting.

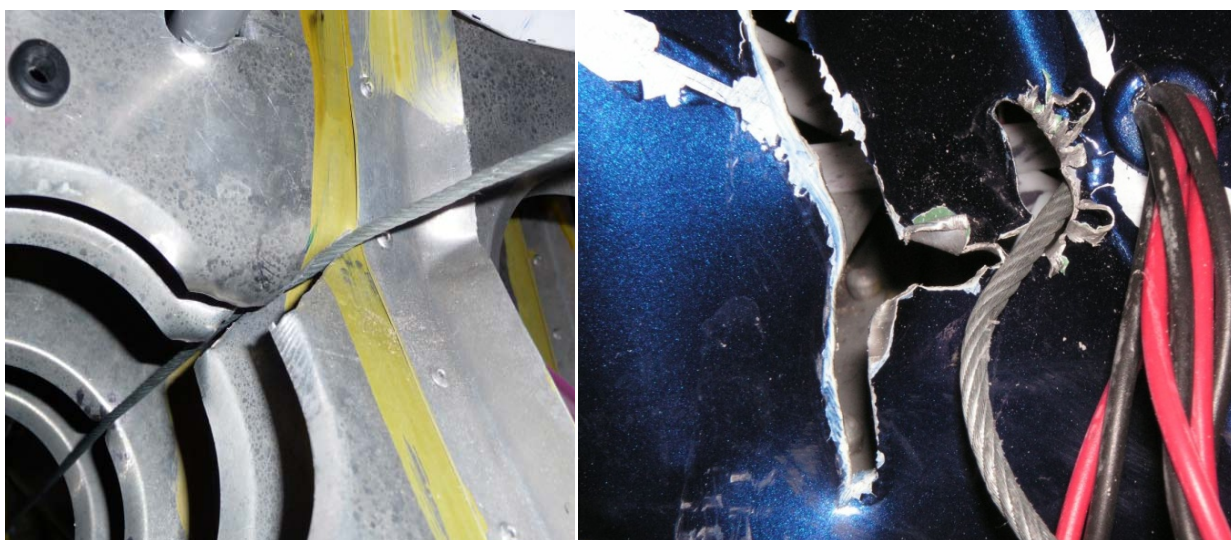
De rolroerstops aan beide vleugels waren beschadigd en vertoonden sporen van rolroeruitslag die buiten de limieten was geweest.



Figuur 10: beschadigingen van de rechter rolroeraandrijving (buiten- en binnenzijde)

Rolroer besturingskabels

Aan de zijkant van de romp hadden de rolroerkabels, die door verlichtingsgaten in de vleugelribben lopen, scheuren in de ribben en de rompzijwand veroorzaakt. Onderzoek van de scheuren toonde aan dat deze veroorzaakt waren door heen en weer schurende werking van de kabels ten opzichte van de ribben en de rompzijwand. Zie onderstaande foto's.



Figuur 11: scheuren in vleugelribben en romp wand door rolroer besturingskabels

Achterste bevestigingspunt van de rechtervleugel aan de romp

Deze verbinding bestaat uit een op afschuiving belaste bout die een uithouderplaat, aan de rompzijde, verbindt met de versterkte achterligger. Het achterste bevestigingspunt van de rechter vleugel was bezweken. De verbindingbout was intact en nog aanwezig in de achterligger. Het rompdeel van de verbinding was over het boutgat gescheurd. Een deel van het rompdeel bevond zich nog onder de boutkop. Het boutgat in het rompdeel was zeer sterk ge-ovaliseerd. Het linkerbevestigingspunt was intact.



Figuur 13: bezwaken achterste bevestigingspunt van de rechtervleugel met de achterligger

Flaps

Onderzoek aan de motor die de flaps (vleugelklappen) aandrijft, toonde aan dat de flaps niet geselecteerd waren op het moment van het ongeval.

Overig

Tijdens het onderzoek werd een modificatie aan het vliegtuig aangetroffen waarvoor geen goedkeuring aan IVW was gevraagd. Het betrof hier het aanbrengen van een aluminium hoekprofiel op de rugleuning van de linkersitplaats. Ook werden dubbele boorgaten, schades veroorzaakt door een boormachine en verschillende soorten blinde klinknagels aangetroffen.

BIJLAGE C: COMMENTAAR BETROKKEN PARTIJEN

Het conceptrapport is ter beoordeling op feitelijke onjuistheden aan de direct betrokken partijen voorgelegd, conform artikel 56 van de Rijkswet Onderzoeksraad voor Veiligheid. De Onderzoeksraad heeft de ontvangen commentaren, voor zover het niet-tekstuele en feitelijke onjuistheden betreft, verwerkt in het definitieve rapport. Ingeval geen aanpassing conform de essentie van het commentaar plaatsvindt, geeft de raad in zijn rapport de redenen daarvoor aan.

Het conceptrapport is voorgelegd aan de volgende partijen:

- De minister van Infrastructuur en Milieu
- De Inspectie Verkeer en Waterstaat/Luchtvaart
- De fabrikant
- De nabestaanden van de bestuurder

De Inspecteur-generaal Verkeer en Waterstaat heeft mede namens de minister van Infrastructuur en Milieu gereageerd op het conceptrapport.

De Inspecteur-Generaal Verkeer en Waterstaat

De Inspecteur-Generaal schrijft in de aanhef van de brief onder andere: *“Conform uw verzoek spitst mijn reactie op het conceptonderzoeksrapport zich met name toe op feitelijke onjuistheden of onduidelijkheden. Onderstaand mijn opmerkingen, die allen betrekking hebben op pagina 15.”* (Pagina 15 en 16 in het eindrapport).

Opmerking:

Tot slot stelt u in de laatste alinea van pagina 15 dat de IVW het voornemen zou hebben om (nog) minder toezicht uit te gaan oefenen op MLA's. Dit is mij niet bekend. Kunt u aangeven waarop deze opvatting is gebaseerd?

Reactie Onderzoeksraad:

Uit interviews is gebleken dat dit in 2008 is gezegd tijdens een interne bespreking van het auditprogramma van 2009 door de toenmalige Hoofd Inspecteur Directeur van de IVW/TCP. Dit voornemen is echter niet schriftelijk vastgelegd. De tekst is derhalve verwijderd.

De fabrikant

Van de fabrikant is geen reactie op het conceptrapport ontvangen. Het rapport is op 4 oktober 2010 per e-mail naar de fabrikant verzonden voor commentaar. In de aanbiedingsbrief stond vermeld dat de wettelijke inzagetermijn acht weken bedroeg. De fabrikant heeft binnen deze termijn geen reactie op het concept rapport gegeven. Op 20 december 2010 is hij per e-mail geattendeerd op het verstrijken van de termijn. Op 21 december 2010 gaf hij te kennen dat het bedrijf wilde wachten op een Amerikaans onderzoeksrapport dat werd gemaakt naar aanleiding van een ongeval met het zelfde type vliegtuig dat in de Verenigde Staten had plaatsgevonden. Daarna zou het bedrijf commentaar op het concept rapport geven. Aan de fabrikant is toen te kennen gegeven dat het rapport zonder verwerking van eventueel commentaar zou worden gepubliceerd indien geen reactie voor 10 januari 2011 zou zijn ontvangen. Op deze datum is echter geen reactie ontvangen.

De nabestaanden van de bestuurder

Opmerking:

Op pagina 22 van het concept rapport wordt onder de kop “Overig” gesproken over het aantreffen van verschillende soorten blinde klinknagels. Graag zou ik hierbij een aanvulling zien van de hoeveelheid en de plaats (en eventueel het type) van de aangetroffen blinde klinknagels.

Reactie Onderzoekraad:

Niet overgenomen. Deze bevinding is genoemd als illustratie van de wijze waarop het vliegtuig is gemonteerd. Er is hierbij geen relatie met het ontstaan van het ongeval geconstateerd.