



Motorstoring gevolgd door harde landing

*met een helikopter, type Schweizer 269D,
registratie PH-HTR, nabij Assen op 27 juni 1998*

FINAL REPORT

Den Haag, september 2002 (onderzoeksnummer 98-33/A-16)

De eindrapporten van de Raad voor de Transportveiligheid zijn openbaar. Een ieder kan daarvan gratis een afschrift verkrijgen door schriftelijke bestelling bij Sdu Grafisch Bedrijf bv, Christoffel Plantijnstraat 2, Den Haag, telefax nr. 070 378 9744.

Alle rapporten zijn bovendien beschikbaar via de website van de raad: www.rvtv.nl

RAAD VOOR DE TRANSPORTVEILIGHEID

De Raad voor de Transportveiligheid is een Zelfstandig Bestuursorgaan met een eigen rechtspersoonlijkheid dat bij de wet is ingesteld met als taak te onderzoeken en vast te stellen wat de oorzaken of vermoedelijke oorzaken zijn van individuele of categorieën van ongevallen in alle transportsectoren te weten, de scheepvaart, de luchtvaart, het railverkeer en het wegvervoer, alsmede het buisleidingen transport. Het uitsluitend doel van een dergelijk onderzoek is toekomstige ongevallen of incidenten te voorkomen en indien de uitkomsten van één en ander daartoe aanleiding geven, daaraan aanbevelingen te verbinden. De organisatiestructuur bestaat uit een overkoepelende Raad voor de Transportveiligheid en daaronder een onderverdeling in Kamers en één Commissie per transportsector. Deze worden ondersteund door een staf van onderzoekers en een secretariaat.

SAMENSTELLING VAN DE RAAD EN DE KAMER LUCHTVAART

Raad

Voorzitter: mr. Pieter van Vollenhoven
F.W.C. Castricum
J.A.M. Elias
mw. mr. A.H. Brouwer-Korf
mr. D.M. Dragt
mr. J.A.M. Hendriks
mr. E.R. Müller
ir. K. Nije
prof. dr. U. Rosenthal
mw. mr. E.M.A. Schmitz
J. Stekelenburg
dr. ir. J.P. Visser
mr. G. Vrieze
prof. dr. W.A. Wagenaar

Kamer Luchtvaart

Voorzitter: mr. E.R. Müller
C. Barendregt
ir. H. Benedictus
H.P. Corssmit
J. Hofstra
ir. T. Peschier
ing. D.J. Smeitink
drs. J. Smit
ir. M. van der Veen

Secretaris-Directeur: mr. S.B. Boelens
Senior-Secretaris: drs. J.H. Pongers
Senior-Projectleider: H.J. Klumper

Secretaris: ing. K.E. Beumkes
Onderzoeker: mr. ing. G.J. Vogelaar

Bezoekadres: Prins Clauslaan 18
2595 AJ Den Haag
telefoon (+31) 070 333 7000
Internet: <http://www.rvtv.nl>

Postadres: Postbus 95404
2509 CK Den Haag
telefax (+31) 070 333 7077/78

INHOUD

VOORWOORD	5
KORTE SAMENVATTING	7
AANBEVELINGEN	7
AFKORTINGENLIJST	8
1 FEITELIJKE INFORMATIE	9
1.1 <i>Verloop van de vlucht</i>	10
1.2 <i>Schade en inslag gegevens</i>	10
1.3 <i>Drukregelleiding tussen turbineregulateur en brandstofregeleenheid (Pc-leiding)</i>	12
1.4 <i>Medische gegevens</i>	13
1.5 <i>Terreinomstandigheden</i>	14
1.6 <i>Gewicht en zwaartepuntligging</i>	14
1.7 <i>Onderhoudsgegevens</i>	14
1.8 <i>Stoelkussens</i>	14
1.9 <i>Autorotatie</i>	14
1.10 <i>Vliegeropleiding</i>	15
1.11 <i>Soortgelijke voorvallen</i>	15
2 ANALYSE	16
2.1 <i>Motorstoring</i>	16
2.2 <i>De Pc-leiding</i>	16
2.3 <i>Onderhoud</i>	16
2.4 <i>Weersomstandigheden</i>	17
2.5 <i>Noodlanding (autorotatie)</i>	17
2.6 <i>Opleiding</i>	17
2.7 <i>Overlevingsaspecten</i>	18
3 CONCLUSIES	19
3.1 <i>Bevindingen</i>	19
3.2 <i>Oorzaken</i>	20
4 AANBEVELINGEN	20
BIJLAGEN	37
A <i>Foto van de PH-HTR na het ongeval</i>	37
B <i>Soortgelijke voorvallen</i>	39

Het onderzoek van de Raad voor de Transportveiligheid is, conform Bijlage 13 bij het Verdrag van Chicago alsmede Richtlijn nr. 94/56/EG van 21 november 1994, houdende vaststelling van de grondbeginselen voor het onderzoek van ongevallen en incidenten in de burgerluchtvaart, van de Raad voor de Europese Gemeenschappen, niet gericht op het toerekenen van schuld of aansprakelijkheid.

VOORWOORD

Tijdens een vlucht onder zichtvliegomstandigheden nabij het TT circuit in Assen stopte onverwacht de motor van de helikopter. In de helikopter zat de bestuurder samen met twee passagiers. De helikopter was aan het stijgen en passeerde een hoogte van circa 150 meter.

De bestuurder reageerde onmiddellijk door de helikopter in een zogenaamde autorotatie¹ te brengen. Hij controleerde of de passagiers de riemen om hadden, hetgeen het geval was. De bestuurder besloot de helikopter met zo min mogelijk voorwaartse snelheid te landen om te voorkomen dat de helikopter na de landing over de kop zou rollen vanwege het grasland waarop hij de landing wilde maken. De 'flare' werd ingezet op ongeveer 30 meter hoogte. De landing geschiedde met een te hoge verticale snelheid, waardoor de helikopter vernield werd. Alle inzittenden raakten gewond door de inslag. Eén van de passagiers liep permanent rugletsel op.

Onderzoek wees uit dat een verbindingsleiding tussen de (turbine)motor van het type Rolls Royce Allison 250 en de brandstofregelaar was gebroken als gevolg van metaalvermoeiing. Dit was de oorzaak van het verlies van motorvermogen. De leiding was vervaardigd van een metaallegering volgens fabrieksspecificaties. Het breken van de leiding resulteert in het stoppen van de motor.

In het rapport worden onder andere belicht: de technische staat van de gebroken leiding, het ontwerp van de leiding en de Nederlandse exameneisen met betrekking tot helikopter autorotaties.

Dit type helikopter is gecertificeerd door de Amerikaanse Federal Aviation Administration (FAA). Sinds 1961 zijn van de Rolls Royce Allison 250 motor circa 28.500 exemplaren gebouwd. Daarvan zijn er nog circa 17.000 in gebruik. Bekend is dat met dit type motor wereldwijd in totaal bijna 100 miljoen vliegreuren zijn gemaakt. Ook is bekend dat met dit type motor 9 andere voorvallen hebben plaatsgevonden, waarvan 8 in de Verenigde Staten en 1 in het Verenigd Koninkrijk, waarbij de betreffende leiding was gebroken onder soortgelijke omstandigheden. Uit het onderzoek van bovenstaande voorvallen is gebleken dat het materiaal van de gebroken leiding in orde was en het onderhoud was uitgevoerd volgens de fabrieksspecificaties. Geen van bovenvermelde voorvallen hebben uiteindelijk geleid tot aanpassing van het ontwerp of de constructie, omdat daar geen aanleiding voor was.

Uit het onderzoek is gebleken dat de betreffende verbindingsleiding (en andere verbindingsleidingen) na montage in de fabriek een afwijking in uitlijning vertonen. Deze afwijking werd ook gevonden bij de gebroken leiding van de PH-HTR. Gelet echter op de relatief geringe aantal (bekende) incidenten in relatie tot de goede staat van dienst van deze motor, zijn ook bij dit ongeval geen directe aanwijzingen die een ontwerpfout als oorzaak aanwijzen. Deze mening wordt gedeeld door de Amerikaanse FAA en de NTSB die bij dit onderzoek betrokken werden.

¹ De autorotatie is een onderdeel van de noodlandingsprocedure in geval van een motorstoring bij helikopters. In plaats van door de motor wordt bij de autorotatie de hoofdrotor door de luchtstroom aangedreven. Door het op de juiste wijze bedienen van de besturingsorganen kan door middel van de in het rotorsysteem aanwezige energie (onder andere vliegsnelheid en rotortoerental) een behouden noodlanding worden gemaakt.


Ook zijn bij het onderzoek van het ongeval met de PH-HTR geen aanwijzingen gevonden dat sprake is geweest van onjuist technisch onderhoud. Wel is gebleken dat de helikopter een historie van overmatige starter-generator vibraties had.

De bestuurder was op het type helikopter een redelijk ervaren vlieger. Toch was hem kennelijk de te hoge verticale snelheid in de afrondingsfase van de autorotatielanding ontgaan. Uit het onderzoek zijn geen tekortkomingen gebleken aan de Nederlandse eisen met betrekking tot de bedrevenheid in het uitvoeren van veilige autorotatielandingen voor helikoptervliegers. De Nederlandse regelgeving schrijft alleen voor dat de bestuurder in staat moet zijn een veilige autorotatie uit te voeren. Uitvoering van autorotaties is van veel factoren afhankelijk, waaronder type helikopter, soort en aantal motoren en gesteldheid van het landingsterrein. Deze veelheid aan factoren bepaalt bij de opleiding en ook bij het examen hoe en tot welke hoogte de autorotatie mag worden uitgevoerd. Er is sprake van een afweging tussen de toegevoegde waarde van de training en de risico's die de training met zich brengt. In de afgelopen tien jaren hebben autorotatie landingen in Nederland zelden tot ongevallen geleid.

Den Haag,

Mr. Pieter van Vollenhoven
Voorzitter van de Raad

Mr. S.B. Boelens
Secretaris-Directeur

A handwritten signature in black ink, appearing to read 'Pieter van Vollenhoven', written over a horizontal line.A handwritten signature in black ink, appearing to read 'S.B. Boelens', written over a horizontal line.

N.B.:

Dit rapport is vanwege de internationale betrokkenheid in de Nederlandse en Engelse taal gepubliceerd. Bij verschil in interpretatie dient de Engelse tekst als bindend te worden beschouwd.

KORTE SAMENVATTING

Tijdens de klim trad bij het passeren van een hoogte van ongeveer 480 voet een motorstoring op. De bestuurder draaide met een rechterbocht de helikopter met de neus in de windrichting en voerde een autorotatie uit. De helikopter kwam met een hoge verticale snelheid aan de grond, stuiterde eenmaal omhoog en kwam uiteindelijk, rechtopstaand, tot stilstand. Een beginnend brandje kon door een passagier worden geblust. Alle inzittenden liepen verwondingen op. De helikopter werd ernstig beschadigd.

AANBEVELINGEN

Geen.

AFKORTINGENLIJST

FL	vluchtniveau
FCU	brandstofregeleenheid
g	versnelling van de zwaartekracht
(K)IAS	(knopen) aangewezen luchtsnelheid
KNMI	Koninklijk Nederlands Meteorologisch Instituut
Pc	luchtdruk aan uitlaatzijde van de compressor
RPM	omwentelingen per minuut
UTC	gecoördineerde wereldtijd

1 FEITELIJKE INFORMATIE

Het onderzoek van het ongeval werd uitgevoerd door de Raad voor de Transportveiligheid. Medewerking werd verleend door de Luchtvaartpolitie, de onderhoudsdienst van Heli Holland, de vliegtuigfabrikant Schweizer Aircraft Corporation en de motorfabrikant Rolls-Royce Allison.

Plaats:	Nabij Assen, Nederland
Datum en tijdstip:	27 juni 1998, 17:41 uur ²
Luchtvaartuig:	Helikopter Schweizer 269D; fabrieksnummer 0011; bouwjaar 1995; totaal vliegtuiguren 709. De helikopter werd ernstig beschadigd.
Motor:	Rolls-Royce Allison 250-C20W
Registratie:	PH-HTR
Cockpit bemanning:	1, ernstig gewond
Passagiers:	2 passagiers, 1 gewond, 1 ernstig gewond
Soort vlucht:	Passagiersvlucht
Fase van de vlucht:	Klim
Soort ongeval:	Motorstoring gevolgd door een landing met een hoge verticale snelheid
Gegevens bestuurder:	Man, 38 jaar, Nederlandse nationaliteit; helikopterbrevet geldig tot 01-05-1999; kwalificaties: radiotelefonie, Robinson R22, Hughes 269/300, Schweizer 269D/330; vliegervaring: totaal ongeveer 350 uren waarvan 164 uren op het type helikopter, betrokken bij dit ongeval.

Weersomstandigheden nabij Assen om 17:41 uur, verkregen van het KNMI:

Om ongeveer 17:00 uur bereikte een occlusie Assen. Het passeren van de occlusie ging gepaard met regenbuien en windstoten. Na de passage van de occlusie ruimde de wind naar westelijke richting.

Wind	: grond	: 260° – 4 knopen
	: 1.000 voet	: 240° – 20 knopen
	: 3.000 voet	: 230° – 30 knopen
Zicht	: grond	: 3 – 10 km

² Alle genoemde tijden zijn lokale tijden (UTC+2)

Temperatuur	: grond	: 20° C
	: 1.000 voet	: 18° C
	: 3.000 voet	: 10° C
Bewolking	: 1/8 cumulo nimbus met basis op 2.200 voet en toppen > FL 100	
	3/8 strato cumulus met basis op 5.000 voet	
	7/8 alto cumulus met basis op FL 100 en toppen > FL 100	
0° Celsius niveau	: FL 090	
IJsafzetting	: vermoedelijk matig tot zwaar tijdens buien	
Turbulentie	: matig tot zwaar tijdens buien	

1.1 Verloop van de vlucht

Tijdens een vlucht van het TT circuit bij Assen naar Zuidveld, een afstand van ongeveer 12 kilometer, trad een motorstoring op. De helikopter was op dat moment nog aan het klimmen en passeerde een hoogte van 480 voet. De koers was 160° en de snelheid 60–70 KIAS.

De bestuurder verklaarde dat hij een knal hoorde en dat de helikopter naar links trok. Er klonk een waarschuwingssignaal en het generator waarschuwingslicht en het “motor uit/laag toerental” licht gingen branden. De bestuurder selecteerde onmiddellijk “collective down” voor het uitvoeren van een noodlanding en draaide over rechts naar een koers van 230°, in de windrichting. Tijdens het maken van de bocht nam hij een rij bomen waar. Hij koos een grasveldje aan de rechterkant van het einde van de bomenrij. De snelheid werd naar 80 knopen IAS gebracht en het rotortoerental werd ingesteld op 420 RPM. Het voorgeschreven minimum toerental bij een autorotatie voor dit type helikopter bedraagt 410 RPM.

De bestuurder controleerde tijdens de daling de passagiers. Zij leken niet in paniek en beiden hadden hun veiligheidsriemen omgegorde. De bestuurder besloot met een zo gering mogelijke voorwaartse snelheid te landen, dit om te voorkomen dat de helikopter over de kop zou slaan.

Op een hoogte van ongeveer 90 voet begon de bestuurder met afvangen met de bedoeling de voorwaartse snelheid en de daalsnelheid te verminderen. Bij de aanraking met de grond was de daalsnelheid nog steeds betrekkelijk hoog, hetgeen tot gevolg had dat de helikopter éénmaal opstuitte. De helikopter kwam hierna rechtopstaand tot stilstand. Een beginnend brandje kon door een passagier worden geblust.

1.2 Schade en inslag gegevens

Vliegtuiggeraamte

Ten minste tweemaal was een blad van de hoofdrotor in contact gekomen met de romp van de helikopter. Bij het eerste contact werden het achterste gedeelte van de staartboom en de stabilisatievlakken van de staartboom weggeslagen. Bij het tweede contact werd het rompgedeelte aan de linkerkant geraakt. Het onderste verticale kielvlak was verfrommeld en naar boven verbogen tot aan de staartboom. Het bovenste gedeelte was naar links verbogen.

De mast van de hoofdrotor was gebroken. Het buisgeraamte was op een groot aantal plaatsen samengedrukt en gebroken. De draagbuizen van het landingsgestel waren

onbeschadigd. De rechterstijl was enigszins gebogen, een indicatie dat de helikopter met een geringe achterwaartse beweging de grond had geraakt.

De onderkant van de cabine was voor een groot gedeelte samengedrukt. De vloer was verbogen en het sterkteverband onder de vloer was volledig bezweken. De achterwand van de cabine was vervormd. Aan de rechterkant was de glazen kap losgescheurd van de bevestiging aan het schot. De steunen van het instrumentenpaneel waren vervormd en ingezakt. Op één na alle plexiglas panelen van de cockpit waren gebroken. Het geraamte van zowel de linker- als de rechter stoel was vervormd en het ondersteunend buizenstelsel van de zittingen was op verscheidene plaatsen gebroken. De stoelkussens bleken dikker te zijn en van een ander materiaal dan de kussens behorend tot de oorspronkelijke uitrusting. Het geraamte van de passagiersstoel was samengedrukt en vervormd. De drie zittingen waren samengedrukt en vervormd.

Rotorsysteem

Uit het sporenpatroon op de bladen van de hoofdrotor kon worden opgemaakt dat bij het eerste contact met de grond, de rotorbladen met een laag toerental ronddraaiden. De koppen van de rotorkop bevestigingsbouten vertoonden inslagschade veroorzaakt door de spoedverstelas, hetgeen een aanwijzing was voor het zogenaamde tulpen van de rotorbladen. De staartrotorbladen en het staartrotorsysteem waren niet beschadigd. Er zat aarde op de bladen.

Aandrijfsysteem

Het aandrijfsysteem van de hoofdrotor kon zonder belemmering rondgedraaid worden. Ook de overbrenging van de aandrijf-as via de tandwielkast naar de staartrotor werkte normaal. De aandrijf-as was gebroken ter plaatse van de overgang naar de staartboom. Het vrijloop-systeem werkte naar behoren.

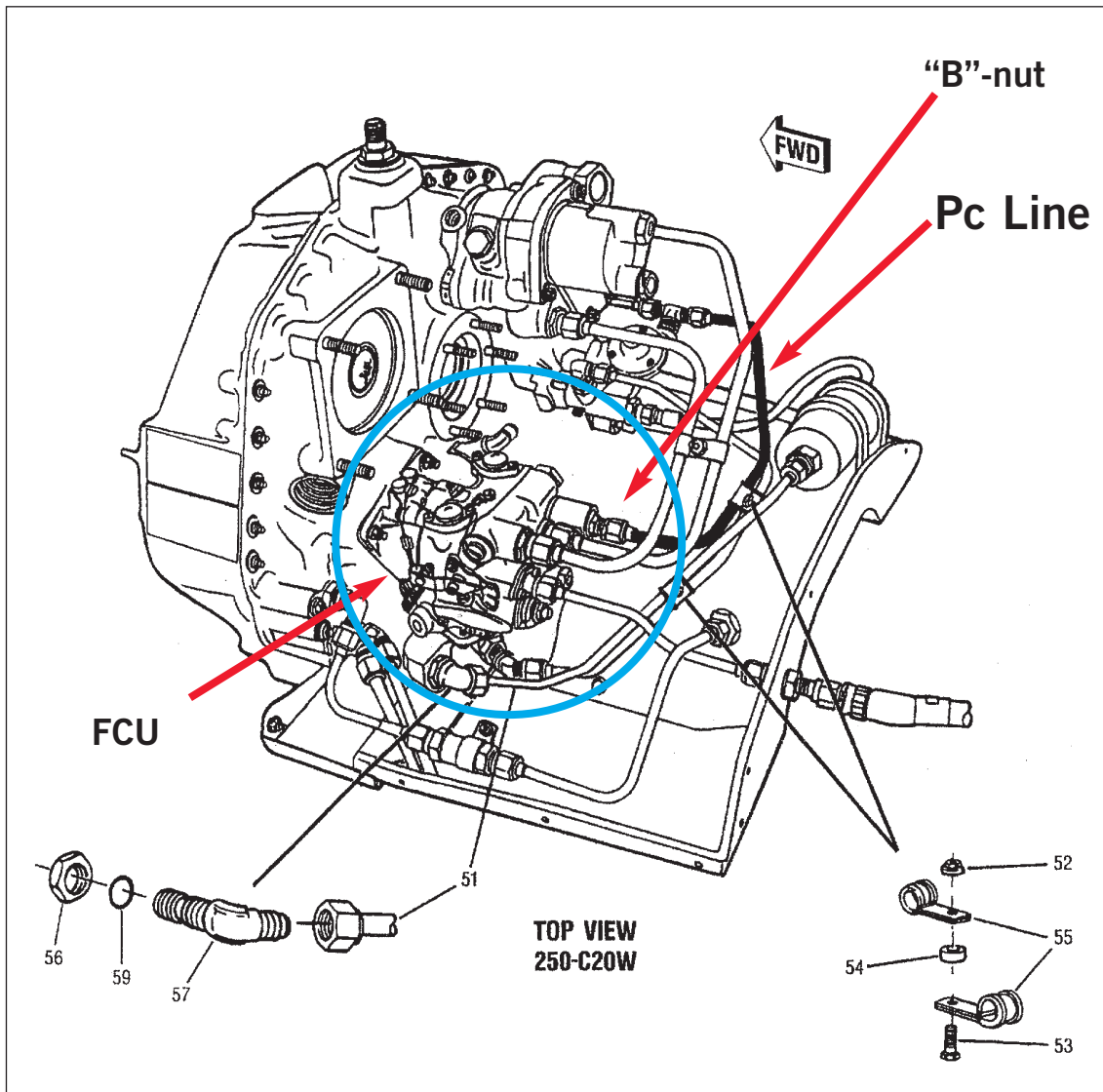
De minimale schade aan de oliekoelerventilator was een aanwijzing voor een laag toerental ten tijde van de crash.

Besturingssystemen

Het vliegtuig was uitgerust om van de linker zitplaats te worden gevlogen. Alleen op deze positie waren besturingsorganen ingebouwd. Alle besturing- en motorbedieningssystemen waren aangesloten en voorafgaande aan de crash in goede werkconditie.

Motor en uitlaat

Er werden sporen aangetroffen van een na de crash ontstane brand in de uitlaat. De motor vertoonde geringe inslagschade. De compressor was niet beschadigd. De compressor en "gas producer" konden zonder belemmering met de hand worden gedraaid. De "power turbine assembly" en de "power take off" zaten vast. De drukregelleiding tussen de turbine reguleerder en de brandstofregeleenheid bleek ter plaatse van de "B" nut te zijn gebroken en losgekomen van de brandstofregeleenheid, zie de afbeelding op pagina 12. Op deze plaats werd geen inslagschade waargenomen.



1.3 *Drukregelleiding tussen turbineregulateur en brandstofregeleenheid (Pc-leiding)*

De uitlaatdruk van de compressor wordt via de Pc-leiding doorgegeven aan de brandstofregeleenheid. De hoeveelheid brandstof die naar de motor wordt gevoerd is afhankelijk van deze compressordruk. Een gebroken Pc-leiding heeft tot gevolg dat de druk bij de brandstofregeleenheid wegvalt. De brandstofregeleenheid zal daarop de brandstoftoevoer naar de motor verminderen, hetgeen uiteindelijk resulteert in een volledig verlies van motorvermogen.

Het uiteinde van de Pc-leiding bleek niet opgelijnd met het aansluitpunt op de brandstofregeleenheid. Ter plaatse van het beschermingbuisje werden vreesporen ("fretting") aangetroffen. De flens aan het uiteinde van de leiding maakte zowel aan de binnenzijde als aan de buitenzijde een grotere hoek dan was voorgeschreven.

De microstructuur en de scheikundige samenstelling van het materiaal van de leiding voldeden aan de door de fabrikant voorgeschreven specificaties.

Bij onderzoek in het laboratorium is gebleken dat de breuk in de Pc-leiding het gevolg was van materiaalmoedheid. Trillingen, onder spanning staan en vreten zijn bijdragende factoren voor het ontstaan van een vermoeiingsbreuk.

Trillingen

Tijdens het vliegen ontstaan wisselende spanningen, voornamelijk door vibratie van de draaiende delen van motor en casco, veroorzaakt door cyclische belastingen. De Pc-leiding die loopt van de brandstofregeleenheid naar de turbinereguleator is tevens onderhevig aan spanningen door de onderlinge bewegingen van deze onderdelen tengevolge van de trillingen van motor en casco. Het was bekend dat de ongevalshelikopter in het verleden last had gehad van overmatig trillen van de starter-generator.

Voorspanning

Een bepaalde mate van voorspanning kan in een leiding ontstaan indien de beide uiteinden niet precies zijn opgelijnd met hun aansluitpunten. Wanneer een leidinguiteinde geforceerd op het aansluitpunt wordt bevestigd, kunnen langs-, dwars- en torsiespanningen ontstaan. Bij de ongevalshelikopter hebben het niet opgelijnd zijn van de Pc-leiding en de te grote hoek van de flens aan het uiteinde van de leiding gezorgd voor een zekere voorspanning.

Fretting

“Fretting” (vreten) wordt omschreven als degradatie van bewegende delen door metallisch contact. Door fretting kunnen initiatiepunten voor vermoeiingsbreuken ontstaan. Als de Pc-leiding in contact komt met het beschermhuisje van de wartel dan kan op die plaats fretting ontstaan. Vibratie en het niet opgelijnd zijn kunnen contact tussen de leiding en het beschermhuisje veroorzaken.

Middels een onderhoudsaanwijzing (Commercial Service Letter A-1166) heeft de motorfabrikant geadviseerd de Pc-leiding zonder spanning op beide aansluitpunten te bevestigen. Om dit te bereiken kan het nodig zijn dat de leiding behoorlijk moet worden bijgebogen. Ook als de Pc-leiding conform de voorschriften wordt bijgebogen zal toch bij het daaropvolgend aandraaien van de wartels tijdens het installeren van de leiding een zekere mate van spanning in de leiding worden opgewekt.

Bij een onderzoek uitgevoerd aan een identieke, fabrieksnieuwe motor in een werkplaats van de motorfabrikant werd aan een monteur gevraagd de Pc-leiding te ontkoppelen en daarna conform de procedures weer te installeren.

Nadat deze handelingen waren uitgevoerd, werd de leiding aan de zijde van de brandstofregeleenheid weer ontkoppeld hetgeen resulteerde in een langs- en dwars verplaatsing van het leidinguiteinde ten opzichte van het aansluitpunt.

Deze verplaatsing was vergelijkbaar met de afwijking zoals deze na het ongeval werd vastgesteld bij de Pc-leiding van de PH-HTR. Verschillende andere drukleidingen van de motor werden gecontroleerd. Alle leidingen bleken niet meer opgelijnd nadat de wartel aan één uiteinde was losgedraaid.

1.4 Medische gegevens

Alle inzittenden raakten gewond. De passagier op de middelste stoel werd licht gewond. De bestuurder liep rugletsel op. De passagier op de rechterstoel liep blijvend letsel op aan de ruggegraat met gedeeltelijke verlamningsverschijnselen.

1.5 Terreinomstandigheden

De noodlanding werd uitgevoerd in een weiland met een zachte ondergrond. Verscheidene inslagsporen van de helikopter waren zichtbaar.

1.6 Gewicht en zwaartepuntligging

Het gewicht en de ligging van het zwaartepunt bevonden zich, voor het gedeelte van de vlucht waarin het ongeval plaatsvond, binnen de vastgestelde limieten.

1.7 Onderhoudsgegevens

De laatste inspectie (300 uren) was uitgevoerd op 15 januari 1998. Bij deze inspectie werd de brandstofregeleenheid vervangen. De brandstofregeleenheid die werd geplaatst, was de regeleenheid die origineel bij de motor behoorde. Op 21 augustus 1997 was deze brandstofregeleenheid uitgebouwd naar aanleiding van een storing in het aandrijfsysteem. Reparatie vond plaats bij de fabrikant. De storing was ontstaan door het trillen van de starter-generator. Na de eerste storing van de brandstofregeleenheid was de starter-generator vervangen. Omdat de brandstofregeleenheid werd vervangen, moest ook de Pc-leiding opnieuw worden geïnstalleerd. Dit geschiedde conform de door de fabrikant voorgeschreven procedures. Een onderdeel van deze procedures is een uitvoerige visuele inspectie van de Pc-leiding. Ook een controle op het goed passen van de aansluitingen en het goed opgelijnd zijn, is in de procedures opgenomen. Bovendien is, ingevolge de door de fabrikant voorgeschreven procedures, een controle op lekkage, door middel van het onder druk zetten van de leiding met een water en zeep oplossing, vereist. De onderhoudsmonteur die de vervanging, de visuele inspectie en de controle op lekkage had uitgevoerd, verklaarde geen onregelmatigheden te hebben geconstateerd. Het was in totaal de tweede keer dat deze Pc-leiding was geïnstalleerd en geïnspecteerd.

Het ongeval vond plaats bij een totaal van 709 uren. De volgende inspectie (100 uren) diende plaats te vinden bij een maximum van 710 vlieguren.

1.8 Stoelkussens

De originele bij de ongevalshelikopter behorende stoelkussens waren vervangen door dikkere kussens van een ander materiaal. Hiervoor was een aanvullend type certificaat uitgegeven.

1.9 Autorotatie

Bij een landing zonder vermogen, of autorotatie, wordt de hoofdrotor aangedreven door de luchtstroom door het rotorveld. Deze luchtstroom is het gevolg van de snelheid die ontstaat door het dalen van de helikopter. Het toerental van de rotor moet daarbij boven een bepaald minimum worden gehouden.

Bij het naderen van de grond moeten de horizontale en de verticale snelheid vermindert worden om een zachte landing te kunnen uitvoeren. Een te hoge daalsnelheid bij de landing scheidt het gevaar van schade aan de helikopter en letsel bij de inzittenden. Bij een landing met een te hoge voorwaartse snelheid bestaat het gevaar dat de

helikopter over de kop slaat.

Bij het afvangen wordt de energie beschikbaar door het ronddraaien van de rotorbladen gebruikt om lift te produceren, waardoor de snelheid van de helikopter afneemt. Indien bij het afvangen voor de landing het toerental van de rotor teveel afneemt, zullen de rotorbladen omhoog krullen. In deze situatie wordt onvoldoende lift gegenereerd, de helikopter zal uit de lucht vallen en hard tegen de grond slaan.

1.10 Vliegeropleiding

Het beoefenen en examineren van autorotaties vormt een belangrijk onderdeel van de helikoptervliegopleiding voor éénmotorige helikopters. De Nederlandse regelgeving schrijft voor dat de vlieger in staat moet zijn een veilige autorotatie uit te voeren. Nadere bijzonderheden worden niet gegeven.

1.11 Soortgelijke voorvallen

Het type motor zoals gebruikt in de Schweizer 330 is een zeer gangbaar type motor voor kleine helikopters. Sinds 1961 zijn van de Rolls Royce Allison 250 motor circa 28.500 exemplaren gebouwd. Daarvan zijn er nog circa 17.000 in gebruik. Uit informatie van de motorfabrikant is gebleken dat het betreffende type Pc-leiding in gebruik is sinds 1968. De leiding is geïnstalleerd op diverse motoren van het type 250 met een totale gebruiksduur van ongeveer 100 miljoen vlieguren. Tijdens het onderzoek werden 9 gemelde voorvallen, verband houdend met vermoeiingsverschijnselen van de Pc-leiding, gevonden. (Zie bijlage B)

2 ANALYSE

2.1 *Motorstoring*

Tijdens de vlucht trad plotseling een volledig verlies van motorvermogen op. Bij onderzoek van de motor bleek dat de Pc-leiding tussen de turbinereguleur en de brandstofregeleenheid gebroken was. De breuk in de Pc-leiding had tot gevolg dat de regeldruk naar de brandstofregeleenheid wegviel, waardoor de brandstofregeleenheid de brandstoftoevoer naar de motor verminderde met als uiteindelijk gevolg een volledig verlies van motorvermogen.

2.2 *De Pc-leiding*

De breuk in de Pc-leiding was het gevolg van materiaalmoetheid. Fretting kan leiden tot het ontstaan van een vermoeiingsbreuk. In de omgeving van de vermoeiingsbreuk werd echter geen fretting waargenomen. Het eerdere overmatig trillen van de starter-generator kan gezorgd hebben voor extra trillingsbelasting in de leiding naar de brandstofregeleenheid. De niet precies passende flens en de slechte oplijning van de Pc-leiding kunnen hebben geleid tot een bepaalde mate van voorspanning in de leiding.

De mate van afwijking van de Pc-leiding van de ongevalshelikopter was vergelijkbaar met de afwijking zoals die werd aangetroffen nadat bij een nieuwe motor de wartel aan het einde van de leiding werd losgedraaid. Verscheidene andere drukleidingen van de nieuwe motor werden gecontroleerd. Na het losdraaien van de wartel aan één uiteinde bleken alle leidingen niet meer opgelijnd te zijn met het aankoppelpunt. Aangezien de mate van afwijking, zoals die bij nieuwe motoren werd geconstateerd voor de Pc-leiding in het bijzonder en voor de andere motorleidingen in het algemeen, overeenkwam met de afwijking van de Pc-leiding van de ongevalsmotor, is er geen grond om het niet opgelijnd zijn aan te merken als oorzakelijke factor. De Raad heeft deze afwijking dan ook als normaal voorkomend beschouwd. Tevens is er, gelet op de goede staat van dienst van dit type motor, met slechts een gering aantal bekende voorvallen, geen duidelijke aanwijzing om te veronderstellen dat de breuk van de Pc-leiding het gevolg zou zijn van een ontwerpfout.

2.3 *Onderhoud*

Het ongeval vond plaats ongeveer 109 vlieguren na de laatste onderhoudsbeurt. Bij deze onderhoudsbeurt werden geen onregelmatigheden aan de Pc-leiding geconstateerd. De eerstvolgende 100 uren onderhoudsbeurt moest worden uitgevoerd na uiterlijk 110 vlieguren. Op de inspectiekaart voor deze onderhoudsbeurt staat voor de Pc-leiding voorgeschreven dat alle "B"-nuts (wartels), ter controle op lostrillen, geïnspecteerd moeten worden op de aanwezigheid en het opgelijnd zijn van de verfmarkeringen.

Indien deze markeringen niet aanwezig zijn, moet de "B"-nut worden losgedraaid en weer worden vastgedraaid, waarna de verfmarkeringen moeten worden aangebracht. De inspectiekaart maakt geen melding van een controle op het opgelijnd zijn van de leiding met het aansluitpunt.

Bij dit ongeval lag het begin van de vermoeiingsbreuk in de leiding van de ongevalshelikopter onder de wartel en kon daarom niet opgemerkt worden door de onderhoudsmonteur. Zelfs indien de eerstvolgende inspectie zou zijn uitgevoerd direct

voorafgaand aan de ongevalsvlucht, dan nog zou de kans op het ontdekken van de vermoeiingsbreuk zeer gering zijn geweest.

2.4 *Weersomstandigheden*

Ten tijde van het ongeval had een occlusie het gebied inmiddels verlaten. De bestuurder verklaarde dat het zicht meer dan 10 km bedroeg en dat het niet regende. Voor de start had hij de richting van de wind vastgesteld aan de hand van de vlaggen op het vlakbij de startplaats gelegen circuit. De motorstoring vond plaats kort na het opstijgen, zodat kan worden aangenomen dat de bestuurder ten tijde van het ongeval goed op de hoogte was van de windrichting. De Raad heeft daarom geoordeeld dat de weersomstandigheden bij dit ongeval geen rol hebben gespeeld.

2.5 *Noodlanding (autorotatie)*

Tijdens de eindnadering wordt de energie in het rotorsysteem gebruikt om de verticale snelheid te verlagen. De schadesporen aan de helikopter waren een indicatie voor een laag rotortoerental en een hoge verticale snelheid bij het raken van de grond. Dit duidt erop dat de vlieger het toerental van de rotor beneden het voor een autorotatie voorgeschreven minimum toerental heeft laten zakken voordat de helikopter de grond raakte. Als gevolg van de hierdoor verminderde lift kwam de helikopter met een hoge verticale snelheid tegen de grond.

2.6 *Opleiding*

Een examenkandidaat moet bij het examen voor een éénmotorige helikopter aantonen dat hij een autorotatie veilig kan uitvoeren. De Nederlandse examenvoorschriften beschrijven niet in detail hoe een autorotatie uitgevoerd moet worden. Het uitvoeren van een autorotatie met afgezette motor en het daarbij maken van een daadwerkelijke landing wordt niet vereist. Indien een instructeur tijdens de opleiding een autorotatie met afgezette motor laat uitvoeren dan neemt hij een risico omdat de mogelijkheden om te corrigeren veel beperkter zijn dan bij een autorotatie met draaiende motor. Omdat niet direct vermogen beschikbaar is, eindigt een autorotatie met afgezette motor altijd met een daadwerkelijke landing. Bij een landing op een grasoppervlak bestaat dan het gevaar dat de helikopter over de kop slaat. Bij een harde ondergrond kan het onderstel beschadigd worden. De verscheidene typen helikopters vertonen in dit opzicht ook verschillen. In het algemeen zullen kleine helikopters, uitgerust met een zuigermotor bij het uitvoeren van een autorotatie een hoge daalsnelheid hebben, terwijl sommige helikopters met turbinemotoren een relatieve lage daalsnelheid hebben. Hoewel het nuttig is tijdens de helikoptervliegopleiding een aantal autorotaties inclusief een daadwerkelijke landing met afgezette motor te maken, wordt het risico voor beschadiging van de helikopter en/of letsel bij de inzittenden te hoog geacht in relatie tot het leeraspect. Indien een vlieger kan aantonen dat hij over de vaardigheden beschikt om met het bijgeven van motorvermogen een autorotatie op één meter boven de grond te stoppen, dan bestaat een redelijke kans dat in een echte noodsituatie een veilige landing gemaakt kan worden.

2.7 Overlevingsaspecten

Invloed van het terrein

De schadesporen aan de onderzijde van de helikopter waren een indicatie voor een harde landing op een slappe bodem. Het onderstel van een helikopter is ontworpen om de schok bij een landing te absorberen. Bij een landing met een hoge verticale snelheid op een slappe bodem zal het landingsgestel in de grond zakken in plaats van de schok te absorberen. Het gevolg hiervan is dat de onderkant van de helikopter harder met de grond in aanraking zal komen, waardoor de verticale belastingen waaraan de inzittenden worden blootgesteld hoger zullen zijn.

Stoelkussens

De originele bij de helikopter behorende kussens waren vervangen door dikkere kussens van een andere maar gecertificeerde materiaalsamenstelling. Het is bekend dat bij een botsing met de grond het gewicht van de passagier een dikker kussen meer zal doen inveren dan een dun kussen. Dit kan leiden tot het naar voren bewegen van het onderlichaam met als gevolg een gebogen ruggegraat bij de botsing. Hoge verticale belastingen op een gebogen ruggegraat verhogen het risico op ruggegraatlletsel.

3 CONCLUSIES

3.1 *Bevindingen*

1. De documenten van het vliegtuig waren in orde. Gewicht en zwaartepuntligging waren binnen de voorgeschreven grenzen.
2. De weersomstandigheden hebben bij dit ongeval geen rol gespeeld.
3. De vlieger was in het bezit van de geldige bewijzen van bevoegdheid en geschikt om de vlucht uit te voeren.
4. De Pc-leiding brak als gevolg van materiaalvermoeiing.
5. Het materiaal van de leiding voldeed aan de voorgeschreven specificaties.
6. Het niet opgelijnd zijn van de Pc-leiding wordt als een normaal voorkomend verschijnsel beschouwd.
7. Er zijn geen aanwijzingen gevonden dat de helikopter niet volgens de geldige voorschriften werd onderhouden.
8. Zelfs als de volgende onderhoudsinspectie direct voor aanvang van de ongevals-vlucht zou zijn uitgevoerd, was de kans op het ontdekken van de vermoeiings-scheur zeer gering geweest.
9. Er zijn geen aanwijzingen gevonden die er op wijzen dat het bezwijken van de Pc-leiding te wijten was aan een ontwerpfout. Het verleden van de starter-generator met betrekking tot het buitensporig trillen kan extra trillingsbelasting in de leiding naar de brandstofregelenheid veroorzaakt hebben.
10. De breuk in de Pc-leiding had tot gevolg dat de regeldruk naar de brandstofregelenheid wegviel. Een verminderde brandstoftoevoer en uiteindelijk een volledig verlies van motorvermogen waren het gevolg.
11. Er zijn geen aanwijzingen dat de helikopter niet in een zodanige staat verkeerde om een succesvolle autorotatie uit te voeren.
12. Het rotortoerental is voorafgaande aan de landing teruggelopen tot beneden de kritische waarde.
13. De helikopter kwam met een hoge verticale snelheid met de grond in aanraking.
14. De examens in Nederland voor éénmotorige helikopters voldoen, voor wat betreft autorotaties, aan de te stellen eisen.
15. De gecertificeerde dikkere stoelkussens hebben mogelijk invloed gehad op het soort en/of de ernst van het letsel bij de inzittenden. De hoofdoorzaak voor het letsel was echter de hoge verticale snelheid bij de landing.

3.2 *Oorzaken*

Het ongeval werd ingeleid door een breuk in de Pc-leiding, waarschijnlijk begonnen als gevolg van de eerdere trillingsproblemen van de starter. Deze breuk had een volledig vermogensverlies tot gevolg. Het ongeval ontstond door de hoge verticale snelheid bij de landing na een autorotatie.

4 **AANBEVELINGEN**

Geen.



Engine failure followed by touch down at high vertical speed

*with a Schweizer 269D helicopter, registration PH-HTR,
near Assen (The Netherlands) at 27 June 1998*

FINAL REPORT

Den Haag, September 2002 (occurrence number 98-33/A-16)

The final reports of the Dutch Transport Safety Board are public. A free copy can be provided to any interested party, by written order, addressed to SDU Grafisch Bedrijf bv, Christoffel Plantijnstraat 2, Den Haag, The Netherlands, fax. No.: +31 (0)70 378 9744. All reports are moreover accessible at the website of the Board : www.rvtv.nl

DUTCH TRANSPORT SAFETY BOARD

The Dutch Transport Safety Board is an independent governmental organisation established by law to investigate and determine the cause or probable cause of accidents and incidents that occurred in the transportation sectors pertaining to shipping, civil aviation, rail transport and road transport as well as underground logistic systems. The sole purpose of such investigation is, in accordance with Annex 13 of the Convention of Chicago as well as the Directive 94/56/EC of 21 November 1994, establishing the fundamental principles governing the investigation of civil aviation accidents and incidents of the Council of the European Union, to prevent accidents and incidents and, if the Board finds it appropriate, to make safety recommendations. The organisation consists of the Transport Safety Board and a subdivision in Chambers for every transportation sector which are supported by a staff of investigators and a secretariat.

SAMENSTELLING VAN DE RAAD EN DE KAMER LUCHTVAART

Members of the Dutch Transport Safety Board:

Chairman mr. Pieter van Vollenhoven
F.W.C. Castricum
J.A.M. Elias
mrs. Mr. A.H. Brouwer-Korf
Mr. D.M. Dragt
mr. J.A.M. Hendriks
mr. E.R. Müller
ir. K. Nije
prof. Dr. U. Rosenthal
mrs. mr. E.M.A. Schmitz
J. Stekelenburg
dr. ir. J.P. Visser
mr. G. Vrieze
prof. dr. W.A. Wagenaar

Members of the Aviation Chamber:

Chairman mr. E.R. Müller
C. Barendregt
ilr. H. Benedictus
H.P. Corssmit
J. Hofstra
ir. T. Peschier
ing. D.J. Smeitink
drs. J. Smit
ir. M. van der Veen

Secretary-Director: mr. S.B. Boelens

Senior-Secretary: drs. J.H. Pongers

Senior-Projectmanager: H.J. Klumper

Secretary: ing. K.E. Beumkes

Senior-Investigator: mr. ing. G.J. Vogelaar

Address: Prins Clauslaan 18
2595 AJ The Hague
telephone (+31) 070 333 7000
website www.rvtv.nl

Mail: P.O.box 95404
2509 CK The Hague
telefax (+31) 070 333 7078

CONTENTS

SYNOPSIS	25
RECOMMENDATIONS	25
ABBREVIATIONS	26
1 FACTUAL INFORMATION	27
1.1 <i>History of the flight</i>	28
1.2 <i>Wreckage and impact information</i>	28
1.3 <i>Power turbine governor to fuel control unit sensing pressure line (Pc line)</i>	30
1.4 <i>Medical information</i>	31
1.5 <i>Terrain</i>	31
1.6 <i>Weight and balance</i>	31
1.7 <i>Maintenance information</i>	31
1.8 <i>Seat cushions</i>	32
1.9 <i>Autorotation</i>	32
1.10 <i>Pilot training</i>	32
1.11 <i>Similar occurrences</i>	32
2 ANALYSIS	33
2.1 <i>Engine failure</i>	33
2.2 <i>The Pc line</i>	33
2.3 <i>Maintenance</i>	33
2.4 <i>Weather</i>	33
2.5 <i>Emergency landing (autorotation)</i>	34
2.6 <i>Training</i>	34
2.7 <i>Survivability</i>	34
3 CONCLUSIONS	35
3.1 <i>Findings</i>	35
3.2 <i>Causes</i>	36
4 RECOMMENDATIONS	36
APPENDICES	37
A <i>Photograph of the PH-HTR after the accident</i>	37
B <i>Similar occurrences</i>	39

In accordance with Annex 13 of the Convention of Chicago as well as the Directive 94/56/EC of 21 November 1994, establishing the fundamental principles governing the investigation of civil aviation accidents and incidents of the Council of the European Union, the purpose of an investigation conducted under the responsibility of the Dutch Transportation Safety Board is not to apportion blame or liability.

SYNOPSIS

During climb, passing an altitude of approximately 480 feet, an engine failure occurred. The pilot made a right turn, into the wind, and initiated an autorotation procedure. The aircraft touched the ground with high vertical speed, bounced up once and came to rest in upright position. A small fire erupted and was extinguished by a passenger. All occupants were injured. The aircraft was severely damaged.

RECOMMENDATIONS

None.

Note:

This report has been translated into Dutch language. If there are differences in interpretation the English text prevails.

ABBREVIATIONS

FL	flight level
FCU	fuel control unit
g	normal acceleration
KIAS	knots indicated airspeed
KNMI	Koninklijk Nederlands Meteorologisch Instituut (Royal Dutch Meteorological Institute)
NM	nautical mile(s)
P_c	compressor outlet pressure
RPM	revolutions per minute
UTC	co-ordinated universal time

1 FACTUAL INFORMATION

The investigation of the accident was performed by the Dutch Transport Safety Board. The Board was assisted by the Netherlands Aviation Police, the maintenance organisation Heli Holland, the aircraft manufacturer Schweizer Aircraft Corporation and the engine manufacturer Rolls-Royce Allison.

Place	: Near Assen, the Netherlands
Date and time	: 27 June 1998, 17.41 hours ¹
Aircraft	: Helicopter Schweizer 269D, serial number 0011, year of construction 1995, 709 hours total time. The aircraft sustained severe damage.
Engine	: Rolls-Royce Allison 250-C20W
Registration	: PH-HTR
Flight crew	: 1, seriously injured
Passengers	: 2 passengers, 1 injured, 1 seriously injured
Type of flight	: Passenger flight
Phase of flight	: Climb
Type of accident	: Engine failure followed by touch down at high vertical speed.
Pilot in command	: Male, age 38; Dutch citizen; Commercial Pilot's License Helicopters, Valid until 01 may 1999; Ratings: RT, Robinson R22, Hughes 269/300, Schweizer 269D/330; Total flying experience approximately 350 hours, 164 on type.

Weather conditions near Assen at 17.41, provided by the KNMI.

An occlusion reached Assen at approximately 17.00. During passage of the occlusion rain showers and gusts existed. After passage the wind veered to a westerly direction.

Wind	: ground 260 degrees 04 knots. 1,000 ft 240 degrees 20 knots. 3,000 ft 230 degrees 30 knots.
Visibility	: ground 3–10 km
Temperature	: ground 20° Celsius 1,000 ft 18° Celsius 3,000 ft 10° Celsius

¹ All times mentioned are local times (UTC+2)

Clouds : 1/8 cumulo nimbus, base 2,200 feet, top > FL 100
3/8 strato cumulus, base 5,000 feet
7/8 alto cumulus, base FL 100, top > FL 100

0° Celsius level : FL 090

Icing : Probably moderate to severe during showers

Turbulence : Moderate to heavy during showers

1.1 History of the flight

During a passenger flight from the racetrack of Assen to Zuidveld (a distance of approximately 8 NM) the engine failed. The aircraft was climbing with a speed of 60–70 KIAS on heading 160 degrees and passing approximately 480 feet altitude. The pilot stated he heard a “bang” and felt a light left yaw. The generator warning light as well as the engine out/low revolutions per minute (RPM) light illuminated and the audible warning sounded. The pilot selected collective down immediately to execute an emergency landing. He turned to the right to heading 230 degrees, into the wind. During the right turn he noticed a row of trees in front of him. He selected a grass field just right of the end of the row of trees. The speed was adjusted to 80 KIAS and rotor RPM to 420. For this type of helicopter the minimum required rotor RPM during autorotation is 410. During the descent he checked his passengers. They did not show signs of panic and the safetybelts of both passengers were fastened. During the descent the pilot decided to land with a horizontal speed as low as possible, to prevent a roll-over. At approximately 90 feet the pilot started to flare, with the intention to reduce horizontal and vertical speed. At touch down the vertical speed was still relatively high and as a result the helicopter bounced up once. Thereafter it came to rest in upright position. A small fire erupted and was extinguished by a passenger.

1.2 Wreckage and impact information

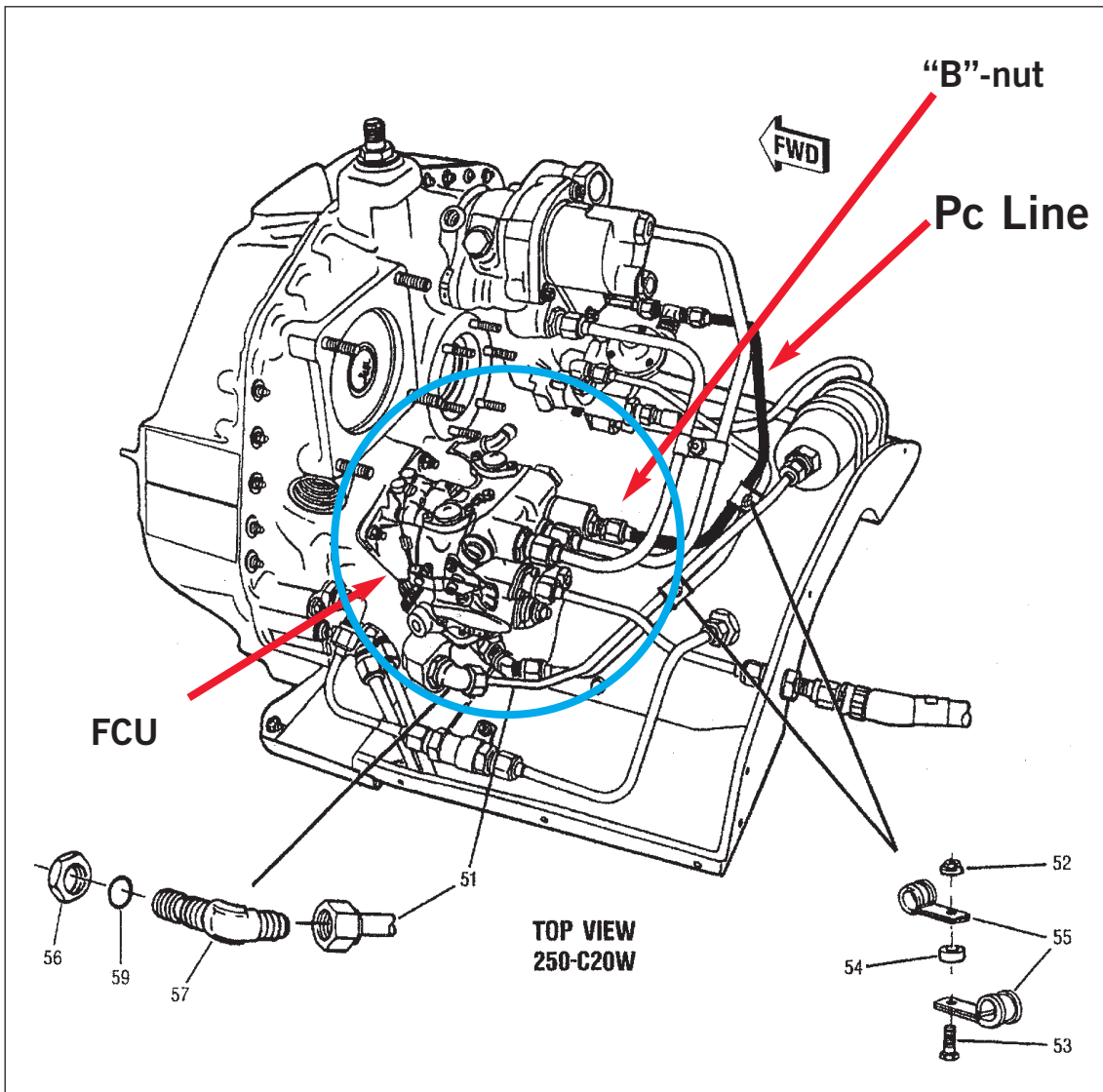
Airframe

The fuselage showed at least two main rotor blade strikes. The first strike separated the aft part of the tail boom and the stabiliser from the boom. The second strike struck the main fuselage area on the left side. The lower vertical fin was crushed and bent upward, level with the tail boom. The upper end was bent to the left.

The main rotor mast was fractured. The main tubular frame showed numerous compression failures. The landing gear skid tubes were intact. The right side drag strut was bowed slightly, indicating a slight rearward motion at ground contact.

The bottom of the passenger area was compressed significantly. The floor was bent, in the under floor area the complete structure had collapsed. The aft cabinwall was distorted. On the right side, at the upper attachment, the canopy was separated from the roll over bulkhead. The instrument console support was deformed and collapsed. All but one of the plexi glass windshields were broken. The right and left seat frames were distorted and showed several fractures, in the forward support tubes to the main seat deck and the seat base to back joint. The seat cushions appeared to be thicker

Allison Engine Company
250-C20 SERIES ILLUSTRATED PARTS CATALOG



and from a different material than the original. The passenger seat structure was compressed and deformed. The sheet metal seat decks were deformed and compressed at all three locations.

Rotorsystem

The main rotor blades exhibited signs of low rotor RPM at the time the aircraft touched the ground. The heads of the hub attach bolts exhibited impact damage from the pitch bearing shaft, indicating very high coning of the rotor blades. The tailrotorblades and assembly did not show any damage. There was dirt on the blades.

Drive system

There was continuity of rotation through the main transmission to the rotor head. There was continuity of transmission from the tail rotorassembly through the gearbox to the drive shaft, which was fractured at the boom separation point. The freewheeling system functioned properly.

The oil cooler fan shroud showed very minimal marking internally, indicating very low fan RPM at impact.

Flight controls

The aircraft was a left pilot in command configured aircraft. Only a single set of controls was installed. All flight controls and engine controls were connected and capable of proper functioning before impact.

Engine and exhaust

Evidence of an after impact fire in the exhaust was found. The engine showed minor impact damage. The compressor was intact. The engine compressor and gas producer rotated freely by hand. The power turbine assembly and power take off did not rotate. The power turbine governor to fuel control Pc airline was found fractured and separated at the "B" nut at the fuel control unit (FCU), see figure on previous page. No impact damage was found in that area.

1.3 Power turbine governor to fuel control unit sensing pressure line (Pc line)

The Pc line transmits compressor outlet pressure to the FCU. The amount of fuel introduced in the engine is a function of the compressor outlet pressure. A fractured Pc line results in a loss of pneumatic sensing pressure to the FCU. Without pneumatic pressure the FCU will reduce the fuel flow to the engine, resulting in a complete power loss.

The Pc line was found misaligned. Fretting was observed on the outer diameter of the tube where contact was made with the sleeve. The internal and external line flare angles exceeded the print requirements. The microstructure and chemistry of the tube conformed to the requirements of the manufacturer specifications.

Laboratory investigation of the Pc line revealed the line had failed in fatigue. Contributing factors to fatigue cracks are vibration, steady stress and fretting.

Vibration

During operation a dynamic imposed stress occurs, primarily from vibration of the rotating components of the engine and airframe as result of cyclic loads. In the case of the control system tubing, connecting the fuel control unit and power turbine governor, the tubing is also stressed by the relative movement of these two components in response to the engine and airframe vibrations. The accident aircraft had a history of excessive starter generator vibrations.

Steady stress

A level of steady stress can be placed in the tube if is not aligned properly between its two end point connections. When the line is forced into position, axial, radial and torsional stress can be produced in the tube. On the accident aircraft the non conforming flare angles and the misalignment of the Pc line contributed to the steady stress.

Fretting

Fretting can produce initiation locations for fatigue. If the Pc line comes in contact with the sleeve of its end nut fitting, fretting may occur. Vibration and misalignment may initiate contact between the line and the sleeve.

The engine manufacturer recommends in its Commercial Service Letter A-1166 that “at both ends of the assembly, the flares shall be uniformly seated in a free state on the cones of the mating fittings.” To obtain a free state at both ends of the tube, extensive bending work may be required. Even when the Pc line is bent according to specifications, subsequent tightening of both nuts during installation of the line will generate a certain level of tension in the tube.

During an investigation at the facility of the engine manufacturer on a similar, factory new engine, a mechanic was asked to remove the Pc line and then reinstall the line, using correct procedures. Thereafter the nut at the FCU side of the lead was removed again, this resulted in axial and radial deflection of the line. The deflection was comparable to the deflection that was found on the broken Pc line after the accident of the PH-HTR. Several other pressure lines on the engine were checked. All lines showed misalignment after removing the nut at one end.

1.4 Medical information

All occupants were injured. The passenger in the middle seat suffered light injuries. The pilot suffered spinal injury. The passenger in the right seat suffered permanent spinal injuries resulting in partial paralysis.

1.5 Terrain

The emergency landing was executed on a meadow. The soil was very soft. Several impact marks of the helicopter were visible.

1.6 Weight and balance

The mass and centre of gravity were within the prescribed limits during the phase of operation related to the accident.

1.7 Maintenance information

The latest inspection (300 hours) was executed on 15 January 1998. During this inspection the fuel control unit was changed. The fuel control unit that was installed was the original unit of the engine. It was removed on 21 August 1997, due to a drive body failure and repaired at the manufacturer's facility. The drive body failure was initiated by high vibrations from the starter/generator. The starter/generator was replaced after the initial failure of the fuel control unit. Because the fuel control unit was replaced, the Pc line was refitted as well, both in accordance with the official manufacturer's procedures. Part of the procedure is a detailed visual inspection of the Pc line. Proper tube fit and alignment is also covered. Furthermore the manufacturer procedures require to pressure the line and check for leaks with a water and soap solution. The engineer who performed the replacement, visual check and check for leaks stated that he did not find anomalies. It was the second time since new that this Pc line was refitted and inspected.

The accident happened at 709 hours total time. The next inspection (100 hours) was due at a maximum of 710 hours of flight time.

1.8 Seat cushions

In the accident aircraft the original seat cushions were replaced by thicker cushions with different material specifications. A supplemental type certificate concerning this matter was issued.

1.9 Autorotation

During a power off or autorotation landing, the mainrotor is driven by the airflow through the rotor. This flow is a result of airspeed created by the descent of the helicopter. The rotor RPM must be kept above a prescribed minimum.

When approaching the ground, the horizontal and vertical speed must be reduced in order to execute a smooth landing. Too high vertical speed during landing imposes the risk of damaging the structure of the helicopter and injuring the occupants. When the helicopter lands with a high horizontal ground speed, there is a risk of roll over.

During the flare the rotational energy in the rotorsystem is used to produce a lift force which lowers the speed of the helicopter. If during this flare, before touch down, the rotor RPM is reduced too much, the rotor blades will bend upwards. In that situation the rotorsystem will not provide enough lift to carry the helicopter and, as a result, it will fall down and hit the ground hard.

1.10 Pilot training

Autorotation training is an important part of helicopter pilot training and examination on single engine helicopters. According to the regulations in The Netherlands, the pilot has to be able to execute a safe autorotation landing. No further details are given.

1.11 Similar occurrences

The engine type as used in the Schweizer 330 is a very commonly used engine in small helicopters. Since 1961 approximately 28,500 Rolls Royce Allison 250 engines are built. Information obtained from the engine manufacturer revealed that this part number Pc tube has been in use since 1968. It is used on several models of 250 engines during approximately 100 million flight hours in total.

During the investigation 9 reported occurrences related to the Pc line fatigue were found.

2 ANALYSIS

2.1 *Engine failure*

The aircraft experienced a sudden and complete engine power loss. Engine examination revealed a fractured power turbine governor to fuel control Pc line. Fracture of the Pc line resulted in a loss of pneumatic sensing pressure to the FCU. Without pneumatic pressure the FCU reduced the fuel flow to the engine, resulting in a complete power loss.

2.2 *The Pc line*

The Pc line failed due to fatigue. Fretting may initiate a fatigue failure, however no fretting was observed in the area of the tube where the fatigue failure initiated. The history of excessive starter generator vibrations on the accident aircraft may have caused extra vibration induced stress on the tubing of the fuel control unit. The non conforming flare angles and the misalignment of the Pc line contributed to the steady stress.

The deflection of the Pc line on the accident aircraft was comparable with the deflection that was found on a new engine after removing the nut at one end of the line. Several other pressure lines on the new engine were checked. All lines showed misalignment after removing the nut at one end. Since the amount of deflection that was found on new engines for the Pc line in particular and for other engine lines in general was the same as with the Pc line of the accident engine, there is no reason to justify that misalignment was a causal factor. The Board therefore considered the misalignment as normal. Also with respect to the good service record of this engine model, there are no clear indications, with only a few known occurrences, that the failure of the Pc line is design related.

2.3 *Maintenance*

The accident happened approximately 109 hours after the latest inspection. During this inspection no anomalies on the Pc line were found. The next 100 hours inspection had to be executed not later than 110 hours of flight time. In the inspection scheme the Pc line is covered as follows: "Inspect all "B" nuts for application and alignment of torque paint. If missing, loosen "B" nut, retighten and apply torque paint." The inspection scheme does not mention a check of the tubes for misalignment. In this case the fatigue fracture originated under the nut, so it was invisible for the technician. Even when the next inspection had been executed immediately before the accident flight, the chance would have been remote that the fatigue fracture would have been found during this inspection.

2.4 *Weather*

Investigation revealed that the occlusion had passed the area at the time of the accident. The pilot stated the visibility was more than 10 kilometres and there was no rain. Before take-off he checked the wind direction by watching the flags on the racetrack, close to the field of departure. Because the engine failure was shortly after take-off he was well aware of the wind direction at the moment of the power loss. The Board therefore excluded weather as a factor in this accident.

2.5 *Emergency landing (autorotation)*

During the final approach the energy in the rotorsystem is used to reduce the vertical speed. The damage to the helicopter showed signs of low rotor RPM and high vertical speed during the impact. This indicates that the pilot allowed the rotorsystem to slow down below the minimum required rotor RPM for autorotation, before the aircraft had touched the ground. As a result of the reduced lift, the aircraft touched the ground with a high vertical speed.

2.6 *Training*

A candidate for a single engine helicopter examination has to be able to show a safe autorotation. The Dutch examination regulations do not describe in detail how an autorotation should be executed. Full touchdown and power off is not required. When during training a power off autorotation is made, the instructor takes a risk because the possibility of taking corrective actions is more limited than in a power on situation. Because there is no power instantaneously available, a power off autorotation will end with full touchdown. When the landing area is a grass surface there is a risk of rollover of the helicopter. When a hard surface is used, the landing gear can be damaged. Furthermore there is a difference between various types of helicopters. In general the smaller piston engine powered helicopters have high vertical speeds during the autorotation manoeuvre. Some turbine powered helicopters have relatively low vertical speeds. Although it is useful to practise some power off full touchdown autorotation landings during the pilot training course, the risk of damaging the helicopter and its occupants is considered too high in relation to the learning aspect. When a pilot can show the right skills during an autorotation that is stopped by adding power less than one meter above the ground, there is a reasonable chance that in a real emergency situation a safe landing can be made.

2.7 *Survivability*

Terrain influence

The damage on the bottom of the helicopter showed signs of impact on soft soil. The landing gear of a helicopter is designed to absorb energy during vertical impact. When a landing with high vertical speed is executed on a soft field, the landing gear will penetrate the soil instead of absorbing impact energy. As a result the bottom of the helicopter will touch the ground more firmly and the g-loads acting on the occupants will be higher.

Seat cushions

In the accident aircraft the original seat cushions were replaced by thicker cushions with different, but certified, material specifications. It is known that during impact the mass of the occupant will deflect the thicker cushion more than a thin cushion. This can initiate a forward movement of the lower body of the occupant, resulting in a bent spinal column during impact ("submarining"). High vertical loads on a spinal column at this angle will increase the risk of spinal damage.

3 CONCLUSIONS

3.1 Findings

1. The aircraft documents were valid. Mass and centre of gravity were within the prescribed limits.
2. The weather was not a factor in the accident.
3. The pilot was properly licensed and qualified to conduct the flight.
4. The Pc airline failed in fatigue.
5. The material of the tube met engineering requirements.
6. The misalignment of the Pc line found on the accident aircraft was considered normal.
7. No indications were found that the aircraft is not maintained according to the applicable regulations.
8. Even when the next inspection had been executed immediately before the accident flight, the chance would have been remote that the fatigue fracture would have been found during this inspection.
9. No indications were found that the Pc line failure was design related. The history of excessive starter generator vibrations on the accident aircraft may have caused extra vibration induced stress on the tubing of the fuel control unit.
10. The separation of the Pc airline resulted in a loss of pneumatic sensing pressure to the fuel control unit. Consequently a reduced fuel flow resulting in a complete power loss occurred.
11. No indications were found that the aircraft was not in a condition to execute a successful autorotation landing.
12. The rotor RPM was allowed to drop below the critical value before touch down.
13. The aircraft touched the ground with a high vertical velocity.
14. The single engine helicopter examinations with regard to autorotations in the Netherlands are considered adequate.
15. The certified thicker seat cushions may have influenced the type and/or severity of the personal injuries of the occupants, however the prominent reason for the injuries was the touchdown with high vertical velocity.

3.2 *Causes*

The accident was initiated by a failure of a pneumatic sensing airline, probably initiated by previous starter vibration problems. This failure resulted in a complete power loss. The accident was a result of a high vertical speed at touch down after autorotation.

4 **RECOMMENDATIONS**

None.

BIJLAGE A
APPENDIX A

Foto van de PH-HTR na het ongeval
Photograph of the PH-HTR after the accident



BIJLAGE B
APPENDIX B

Vergelijkbare voorvallen
Similar occurrences

Voorvallen met vliegtuigen uitgerust met een Allison 250 motor waarin vermoeiing van de Pc-leiding een oorzakelijke factor was.
Occurrences with aircraft powered by an Allison 250 engine in which Pc line fatigue was a causal factor.

1.	13-09-1984	Denver USA	Bell 206L-3
2.	05-10-1985	Islamorada USA	Bell 206L
3.	30-03-1989	Vallejo USA	Hughes 369D
4.	08-12-1989	Waimea USA	Hughes 369HS
5.	21-04-1990	Williamsport USA	Bell 206B3
6.	09-09-1990	Kokhanok USA	Bell 206B
7.	11-07-1996	Pigeon Forge USA	Bell 206B
8.	13-04-2000	El Paso USA	Hughes OH-6A
9.	21-08-2000	Dartford Marshes UK	Hughes 369E

