



FLYHAVARIKOMMISJONEN

RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE VED FOSS GÅRD NÆR SKIEN
DEN 2. APRIL 1987 MED BEECHCRAFT KING AIR C90 LN-KCR

UTGITT JULI 1989



FLYHAVARIKOMMISJONEN

Samferdselsdepartementet

Flyhavarikommisjonen avgir herved rapport om undersøkelsen etter at Beechcraft King Air C90 LN-KCR havarerte ved Foss gård nær Skien den 2. april 1987.

Fornebu, den 7. juli 1989

Wilhelm MÖHR

Formann i Flyhavarikommisjonen

INNHALDSFORTEGNELSE

	Side
MELDING OM HAVARIET	1
SAMMENDRAG	2
1 FAKTISKE OPPLYSNINGER	2
1.1 Hendelsesforløpet	2
1.2 Personskade	4
1.3 Skade på luftfartøyet	4
1.4 Andre skader	4
1.5 Besetningen	5
1.6 Luftfartøyet	6
1.7 Været	7
1.8 Navigasjonshjelpemidler	9
1.9 Radiosamband	9
1.10 Flyplass og hjelpemidler	9
1.11 Flygeregistrator	9
1.12 Havaristedet og flyvraket	9
1.13 Medisinske forhold	16
1.14 Brann	18
1.15 Overlevelsesmuligheter	18
1.16 Spesielle undersøkelser	18
1.17 Andre opplysninger	19
2 ANALYSE	22
2.1 Hendelsesforløpet	22
2.2 Værforholdene	23
2.3 Vekt/balanseberegningen	24
2.4 Luftfartøyet	24
2.5 Fartøysjefen	24
2.6 Oppdraget	25

2.7	Passasjerer	26
2.8	Tekniske undersøkelser	27
2.9	Ising	28
2.10	Sammendrag	30
3	KONKLUSJON	31
3.1	Undersøkelserresultater	31
3.2	Havariårsak	32
4	TILRÅDNINGER	32
5	BILAG	

**RAPPORT OM LUFTFARTSULYKKE VED FOSS GÅRD NÆR SKIEN DEN
2. APRIL 1987 MED BEECHCRAFT KING AIR C90 LN-KCR**

Typebetegnelse: Beechcraft King Air C90

Registrering: LN-KCR

Eier: Scanex Air A/S

Bruker: Samme

Besetning/fartøysjef: Mann, 42 år - omkommet

Havaristed: Ved Foss gård nær Skien
i posisjon $59^{\circ}15'55''N$
 $009^{\circ}34'28''\emptyset$

Havaritidspunkt: 2. april 1987 kl 1736

Alle tidsangivelser i denne rapport er lokal tid, hvis ikke annet er angitt.

MELDING OM HAVARIET

Politiets operasjonssentral i Oslo varslet Flyhavarikommissionen om havariet kl 1754 den 2. april 1987. Oberstløytnant Karl F. Honningsvåg, Flyhavarikommissionen, ankom Skien kl 1940 2. april og iverksatte undersøkelsene. Politinspektør Aase Berg, Skien Politikammer fungerte som politiembetsmann i kommisjonen til 30. april 1987.

Kommisjonen fikk følgende sammensetning:

Generalløytnant Wilhelm Mohr, formann
Oberstløytnant Ansgar Anstorp, medlem
Politimester Arnstein Øverkil, medlem

SAMMENDRAG

Under innflyging til Skien lufthavn, Geiteryggen, ble flyet observert av mange vitner til å komme ut av skydek-
ket under nedstigning. Hvinende støy fra flyet gjorde at folk ble oppmerksomme og snudde seg mot lyden. Da det nærmet seg bakken, svingte det til høyre ca 60⁰ og flatet ut i en høyde anslått til ca 30 m. Flyet syntes å ha store kontrollproblemer og etter kort tid flikket det og gikk loddrett i bakken etter å ha spunnet en omdreining. Alle ombord omkom momentant. Vraket tok fyr og i den etterfølgende brannen ble store deler av vraket konsumert av flammene.

Kommisjonen har ikke kunnet fastslå årsaken med sikkerhet. Undersøkelseresultatene og den situasjon at forholdene lå til rette for ising i lavere luftlag fra 3 000 - 5 000 FT samt flyets oppførsel før det havarerte, gjør at kommisjonen mener ising på flyets bære- og kontrollflater kan ha vært en utslagsgivende årsaksfaktor.

1 FAKTISKE OPPLYSNINGER

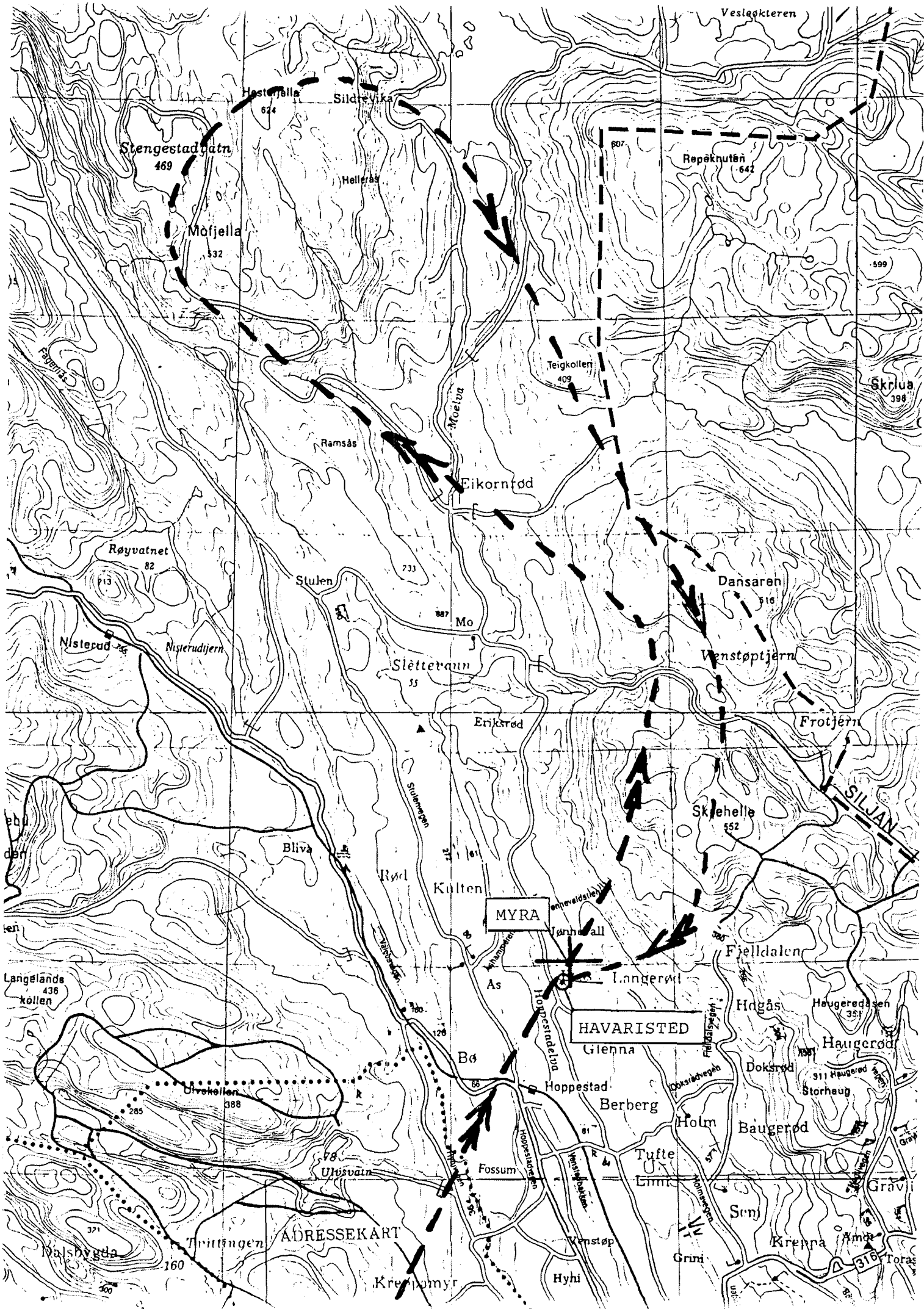
1.1 Hendelsesforløp

Fartøysjefens oppdrag var å fly LN-KCR med 9 passasjerer til München med retur til Fornebu via Hannover og Skien. Turen sydover 31. mars forløp rutinemessig og så vidt man vet uten registrerte problemer. I tidsrommet 31. mars til til 2. april stod flyet parkert ute. Værforholdene hadde vært slik at flyet ble aviset om morgenen den 1. april. KL 0747Z tok det av igjen fra Riem, München, med bestemmelsessted Hannover, som planlagt. Flyturen forløp etter planen i flygenivå (FL) 200 uten forsinkelser. Oppholdet i Hannover varte fra kl 0907Z til kl 1340Z. Hensikten med bakkeoppholdet var at passasjerene skulle besøke en teknisk messe i byen.

Etter avgangen fra Langenhagen, Hannover, fikk fartøysjefen igjen klarering til FL 200. Over Danmark ble høyden endret til FL 190, som forble marsjhøyden inntil innflygingen til Geiteryggen ved Skien begynte. Denne delen av flyturen forløp også etter planen, og det er ikke rapportert om uregelmessigheter. En radarflygeleder i Hannover anførte at fartøysjefen hadde virket fraværende, som om oppmerksomheten var rettet mot noe annet under utflygingen fra plassen. Ingen andre, som var i radiokontakt med fartøysjefen, har meldt om noe tilsvarende.

Norsk militær radar plukket opp LN-KCR's radarekko uten vanskelighet og fulgte flyet helt til det forsvant i le av fjellet Skrehele nordøst av Geiteryggen. Høyderadaren var ikke innkoblet i denne perioden. Oslo kontrollsentral hadde også radarkontakt med flyet. Etter anmodning fra fartøysjefen fikk han klarering til å forlate FL 190. Klareringen ga tillatelse til å passere over Finndal radiofyr syd av flyplassen i FL 50. LN-KCR forlot marsjhøyden og begynte nedstigningen kl 1514Z. Kl 1525Z rapporterte fartøysjefen at han passerte Finndal og at han nærmet seg FL 50. Han ble umiddelbart klarert over til Geiteryggen for videre nedstigning. Radarinformasjonene viser at LN-KCR passerte Finndal kl 1526Z og Myra radiofyr kl 1529Z. Kl 1528Z sjekket fartøysjefen inn med Geiteryggen og meddelte at de var i FL 50. Vakthavende AFIS-fullmektig svarte med å gi aktuelt vær på Geiteryggen og høydemålerinnstillingen ble bekreftet.

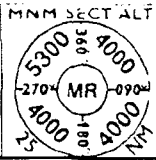
Kl 1532Z meldte fartøysjefen at han var "outbound" fra Myra radiofyr og ville svinge innover igjen meget snart. Vakthavende svarte med å gi "runway free" og ny vindinformasjon. Fartøysjefen takket som svar. Dette var siste radiokontakt med flyet. Radarinformasjonene indikerer at flyet begynte svingen innover umiddelbart og at det passerte 10 NM fra flyplassen kl 1533Z. Det var sannsynligvis etablert på retningsstrålen ("localizer") ca kl 1534Z



ADRESSEKART

316

**INSTRUMENT
APPROACH
CHART-ICAO**
SCALE 1:250 000



BRG ARE MAGNETIC
ELEV AND ALT IN FEET

TRANS ALT 4000

AD ELEV 463

AFIS
119.20

APP

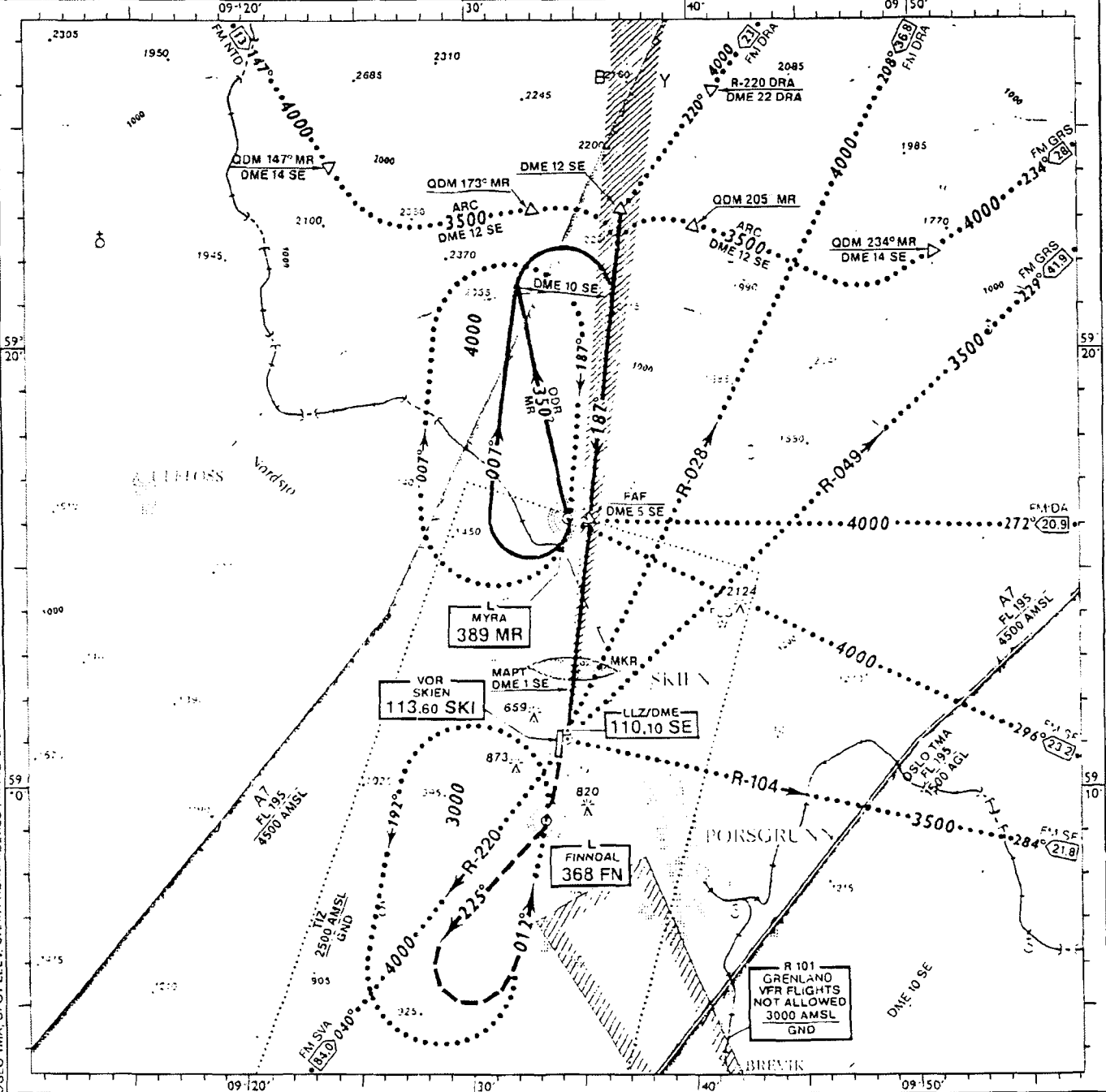
DF

OCL 300 AAL

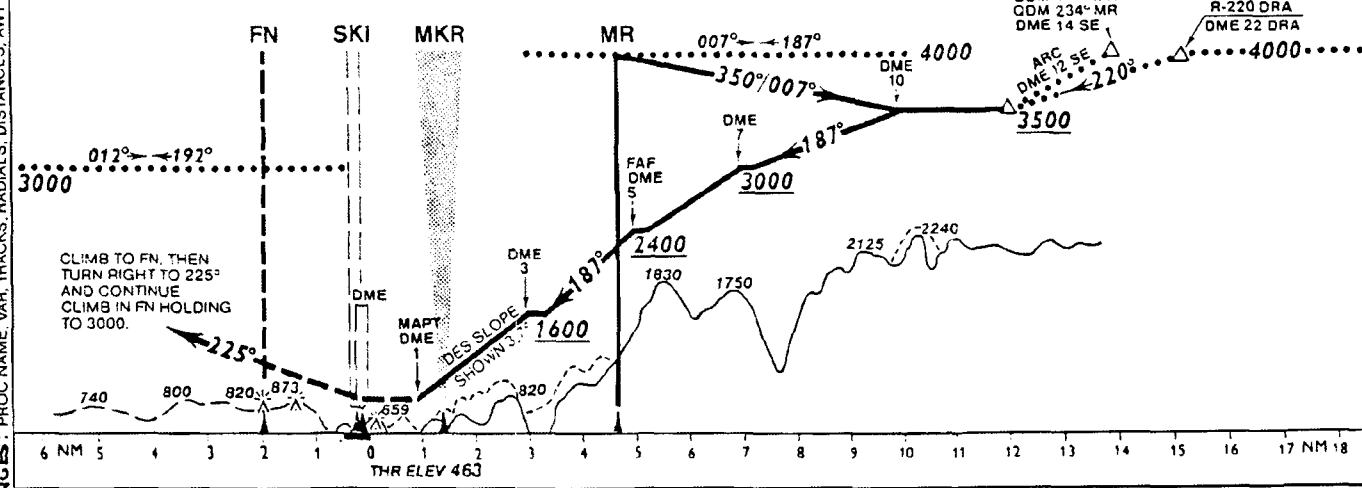
VAR 1° W
(1985)

LLZ+DME-19

**SKIEN
GEITERYGGEN
NORWAY**



* BASE TURN AND RACE TRACK RESTRICTED OUTBOUND TO DME 10 SE.



LANDING MIN/MA		TIME TO MAPT FM FAF (4.0 NM)				
STRAIGHT IN	DAY	60 KT	90 KT	120 KT	150 KT	180 KT
CIRCLING	NIGHT	4 min 00sec	2 min 40sec	2 min 00sec	1 min 36sec	1 min 20sec

CHANGES: PROC NAME, VAR, TRACKS, RADIALS, DISTANCES, AWY A7, OSLO TMA, SPOT ELEV, CHART REVISION, RED FM IAC/EIS/N, 3 TO IAC/EIS/N-1

i en avstand fra plassen på ca 8 NM. Herfra og til havaristedet er det indikasjoner på at flyet hadde en større gjennomsynkning enn det burde. Kl 1537Z kalte vakthavende opp LN-KCR ved å gi nye vindinformasjoner. Det kom intet svar fra flyet.

Da flyet ble synlig for vitnene på bakken, hadde det stor gjennomsynkning. Det var høy lyd fra flyet som fikk folk til å observere i den retning. Sammenfatningsvis så de et fly som var på vei nedover i en brattere vinkel og lavere enn de var vant til å se. Da det nærmet seg bakken svingte det til høyre ca 60°. Det fløy vinglete og var spesielt ustabil i "roll"-planet. I lav høyde flatet flyet ut før det gikk i spinn med høyre vinge lavt. Det gjorde sannsynligvis en omdreining før høyre vinge traff bakken. Flyet lå da sidelengs i forhold til den siste kursen. Bevegelsesretningen var nær loddrett mot terrenget. Det oppstod brann i vraket i løpet av sekunder. Alle ombord omkom momentant.

1.2 Personskader

SKADER	BESETNING	PASSASJERER	ANDRE
OMKOMMET	1	9	-
ALVORLIG	-	-	-
LETT/INGEN	-	-	-

1.3 Skade på luftfartøyet

Luftfartøyet ble totalskadet som følge av havariet og den etterfølgende brann.

1.4 Andre skader

Ingen.

1.5 Besetningen

1.5.1 Fartøysjefen var mann, 42 år gammel og innehadde trafikkflygersertifikat kl 2 (C) gyldig til 13. september 1987. Han var funnet psykisk og fysisk skikket som trafikkflyger ved siste legeundersøkelse 9. mars 1987. Siste periodiske flygetrening PFT på typen ble gjennomført 19. september 1986. Han hadde sin første tur på typen 23. mars 1986 og hadde fløyet typen jevnlig siden.

Av selskapets flygesjef ble han karakterisert som en dyktig og ansvarsfull pilot. På grunn av selskapets oppsetning med 3 kapteiner og en 2.flyger, hadde flygesjefen mellom 50 og 100 timer som 2.flyger for denne fartøysjefen siste år.

Flygetid	Total	Denne type
Siste 24 timer	3:20	3:20
" 3 dager	ca 7:00	ca 7:00
" 30 "		
" 90 "		
Totalt pr 12/3 1987	1858	331

Kommisjonen antar at fartøysjefens loggbok brant opp ved havariet. Ved siste sertifikatfornyelse 12. mars 1987 ble de overstående totaltider anført.

Fartøysjefen var tjenestefri fra 31. mars til om morgenen 2. april.

1.6 Luftfartøyet

Flyet var bygget av Beech Aircraft Corporation i USA i 1978. Det hadde fabrikkasjonsnr LJ 793. Flytypen er en lavvinget konstruksjon. Avisingsssystemet er elektrisk for frontrute, propeller og luftinntaket til motorene. Vinger og hale kan avises med "engine bleed air/deice-boots".

Flyets motorer var av typen Pratt & Whitney, Canada, PT6A-21. De to turbinmotorene hadde serienr PC-E 24355 for høyre og PC-E 24558 for venstre. De trebladete metallpropellerne av typen HC-B3TN-3B var produsert av Hartzell Propeller Inc. Serienr for den høyre var BU 11429 og den venstre BU 8646.

Flyet ble registrert i det norske luftfartøyregisteret 31. august 1978 og registreringsbeviset fikk nr 1704. Siste luftdyktighetsbesiktigelse ble utført 1. oktober 1986 og hadde gyldighet til 30. september 1987.

Flyets totaltid ved havariet var ca 3617:00 timer. Da hadde høyre motor (en lånemotor) ca 1931:10 timer siden overhaling og hadde vært monteret på LN-KCR ca 123:20 timer. Venstre motor hadde totaltid ca 3539:20 timer og den hadde gått ca 43:55 timer siden overhaling. Høyre henholdsvis venstre propeller hadde ca 1588:10 timer/ 1477:15 timer siden overhaling.

Maksimal tillatt startvekt var 4 377 kg (9 650 lbs) og tomvekt var 2 740 kg (6 040 lbs). Maksimalt tillatt antall personer ombord var 10 inklusive besetning. På grunn av skadene som oppstod, kunne tyngdepunktberegning ikke utføres, men med full passasjerlast vil tyngdepunktet erfaringmessig ligge nær bakre begrensning. Etersom drivstoffet forbrukes, vil tyngdepunktet forflytte seg litt

fremover med det utgangskvantum LN-KCR hadde ombord. Vekt-beregningen er foretatt med Luftfartsverkets standardvekter for person og bagasje. Selskapets standardverdier for drivstoff-forbruk ble brukt i beregningen. Det dokumenterte påfylte drivstoffkvantumet i München (930 l) harmonerer svært godt med antatt forbruk fra Fornebu via Skien til München. Flygeprofil og ruten fra München til Hannover er såpass godt kjent at standardverdiene for drivstoff-forbruket gir et rimelig grunnlag for beregningen på denne delen av ruten. Når det ble fylt og var plass til 500 liter drivstoff i Hannover, utelukker dette at flyets tanker var fylt fulle på Fornebu og i München. Kom-misjonen har gått ut fra at det var drivstoff til en alternativ landingsplass innen en halv times flyging fra München (været var slik at et alternativ var nødvendig), og at den lovbestemte reserve var tilstede i tankene. Med dette som grunnlag gir beregningene en antatt overvekt ved avgangen fra München på ca 150 kg og fra Hannover på ca 250 kg. Ved landing Hannover og ved havariet var flyet muligens henholdsvis ca 90 kg og ca 60 kg overvektig i relasjon til maksimalt tillatt landingsvekt (4 158 kg = 9 168 lbs). I relasjon til maksimal tillatt vekt var flyet anslagsvis ca 160 kg under denne ved havariet.

1.7

Været

Et frontsystem fra øst var i ferd med å passere Østlandet i det aktuelle tidsrom. Skyfordelingen var lagdelt med topper opp til FL 260. Det ble rapportert ising under FL 50 fra flere fly. I tillegg rapporterte en DC-9 og en Beech (modell ukjent) om moderat til sterk ising under FL 40.

Værtjenesten sendte ut isingsmelding kl 1328Z "ICE MESSAGE NO 1 VALID 021330 - 0211630Z. MOD ICE REP BLW FL 50 NEAR ENFB. MOD ICE FCST OSLO FIR BLW FL 100.

Værballongoppstigning fra Gardermoen kl 1200Z viste en

markert inversjon i ca FL 50. Dette var en typisk isings-situasjon over Østlandet. I slike tilfeller blir det en stor konsentrasjon av underkjølte dråper under inversjonslaget. Ising blir da sterkest like under inversjonslaget.

Et fly av typen Saab-Fairchild SF 340 landet vel 1 time før havariet med innflyging fra vest. Flygerne utførte en instrumentinnflyging lik LN-KCR's og beskrev flyforholdene som meget urolige hva turbulens angikk. De erfarte store vanskeligheter med å holde ønsket hastighet. Vindforholdene var sterkt variable med hensyn til retning og styrke. De opplevde ikke vesentlig ising. Flygerne, som fløy et annet fly som landet vel 1 time etter havariet, opplevde bare lett til moderat turbulens og lett ising i skyer. Innflyging ble foretatt rett inn uten at flyet hadde vært lenge i kaldere luftlag. Været bedret seg stadig utover kvelden, ettersom frontsystemet flyttet seg vestover. Nær havaritidspunktet beskrev et vitne at det var sterk kastevind fra sør. Huset hans skaket i kastene og det ulte i en ventil. Dette var uvanlig på dette stedet. Vindbygene var åpenbart svært lokalt betinget og kom av fallvind i le av fjellet i øst.

Med bakgrunn i det vitnene så fra forskjellige posisjoner, kan det slås fast at sikten rundt havaristedet var minst 2 KM. Det var ingen klart definert skybase, men man kunne se ca 1 000 FT vertikalt og det var god sikt nær bakken.

I det nivå LN-KCR hadde fløyet, lå temperaturen på -25°C . Vinden i 3 - 4000 FT høyde ble anslått til å være $140^{\circ}/30$ knop. Radarinformasjonene gir en antydning om sydøstlig vind av ca 40 knops styrke.

Det ble ikke gitt varsel for Geiteryggen, men varslet for Sandefjord lufthavn, Torp, var 12-21 og (15-24Z) $060^{\circ} 10$ KT ($050^{\circ} 8$ KT), 6 KM sikt, tåkedis 7/8 stratus i 500 FT temporært 1 500 M sikt, sluddbyger 7/8 stratus i 300 FT.

Aktuelt vær på Geiteryggen

1650L 060⁰ 10 KT, 4 KM sikt, 2/8 stratus i 500 FT
7/8 stratocumulus i 1 500 FT, temperatur + 1⁰C,
duggpunkt 0⁰C, QNH 1 013.

1815L Variabel vindretning 10 KT, 3 KM sikt, tåkedis
vertikalsikt 1 000 FT, temperatur +1⁰C, duggpunkt
0⁰C, QNH 1 013.

1.8 Navigasjonshjelpemidler

Localizer/DME 110 Mhz SE og radiofyrene 389 Khz MR og 368
Khz FN ble kontrollfløyet og funnet i orden etter
havariet.

1.9 Radiosambandet

Radiosambandet funksjonerte tilfredsstillende fram til
siste kontakt kl 1732.

1.10 Flyplass_og_hjelpemidler

Ikke relevant.

1.11 Flygeregistrator

Ikke påbudt og ikke montert.

1.12 Havaristed_og_flyvrak

1.12.1 Havaristedet

LN-KCR traff terrenget 55 moh nær Myra radiofyr ca 900 m
vest for innflygingstraseen til Geiteryggen. Avstanden
fra flyplassen var ca 9 000 m i luftlinje. Anslagsret-
ningen var 250⁰. Havaristedet var 36 m langt og 9 m
bredt. Enkelte mindre deler ble funnet litt utenfor dette

området. Fra første anslag i overgangen mellom en myr og fastere underlag steg terrenget jevnt 11,5⁰ i 27 m lengde for så å flate ut i ytterligere 9 m. Hele området hadde vært dekket av snø som tildels hadde smeltet på grunn av brannen. Snøen hadde dekket over forholdsvis bløt jord uten tele. Snødybden var stedvis opptil 1 m. Rundt havaristedet stod det enkelte bartrær og løvtrær samt noe krattskog. Trær og kratt var ikke berørt.

1.12.2 Flyvraket

1.12.2.1 Flyet traff terrenget med høyre vingespiss først, for så å slå ned i med nesene. Vinger og motorer ble liggende der de traff, mens skroget fortsatte opp på det flate partiet, hvor det ble liggende med lengdeaksen i retning 040⁰. Det som var igjen av skroget, lå delvis opprett. Det samme gjorde halepartiet, som ble liggende lengst vekk fra første anslag. Det var ikke tegn til rotasjonskrefter ved anslaget. Fordelingen av betydningsfulle vrakdeler innenfor rektangelet 36 m x 9 m var som følger: (Avstander regnet fra første anslag og til høyre (h) venstre (v) for senterlinjen i meter)

Høyre vingetip		0 m - 2 m	h
Høyre yttre vingeforkant		3 m - 2 m	h
Venstre hovedhjul		4 m - 4 m	v
Batteri fra høyre vingerot		8 m - 1 m	v
Del av høyre balanseror	}		
Del av høyre yttre vingeklaff	}	11 m - 1 m	v
Høyre stubvinge	}		
Venstre propeller s/n BU 8646		12 m - 1 m	v
Del av bakkant høyre vinge		11 m - 1 m	h
Fuel shut off valve (åpen) s/n J 8575		12 m - 1 m	h
Høyre propeller s/n BU 11429		10 m - 6 m	h
Høyre motor s/n PCE 24355		12 m - 4 m	h
Høyre hovedhjul med del av legg		17 m - 3 m	v
Høyre hovedhjul legg m/oppheng i vingen (skrujekk utskrudd, d.v.s. hjul ute)		20 m - 1 m	v

Venstre motor s/n PCE 24558	21 m - 1 m	v
Del av bakkant høyre vinge m/yttre flap og del av balanseror	21 m - 1 m	v
Nesehjul	24 m - 18 m	v
Venstre vinge m/balanseror, yttre flap intakte bolter	27 m - 0 m	
Del av høyre vingeforkant	27 m - 2 m	h
Indre venstre vingeklaff	28 m - 2 m	v
Del av høyre vinge fra motor og utover skrujekk flap i approach config.	29 m - 1 m	v
Del av cabintak	33 m - 2 m	v
Rester av cockpitinstrumenter, neseparti, ratt	33 m - 2 m	h
Wirer til balanseror kunne følges intakt		
Haleparti m/ror	35 m - 1 m	h
Venstre stabilisatorflate	35 m - 3 m	h
Dør (i lås)	36 m - 3 m	h

1.12.2.2 Halepartiet var avrevet 1 m foran halefinnerroten. Venstre haleflate var støtskadet midt på forkant og brukket 1 m ut fra finnen. Delene var tilstede men brannskadet. Høyre haleflate hadde en støtskade i forkanten. Vertikalflaten hadde en støtskade i forkant øverst. Venstre høyderor var brukket av nær midten (ved enden av trimroret). Yttre del ble ikke funnet i vrakrestene, men balansevekten som er montert på denne delen, ble senere funnet brannskadet i området. Indre del av roret hang i indre hengsel. Kontrollrøret fra roret var helt løs i monteringen inne i halepartiet. Høyre høyderor og hengsler var i orden. Sideroret var inntrykket øverst. Balansevekten var slått av, men ble funnet blant vrakrestene. Siderorshengslene var i orden. Høyre og venstre trimror til høyderorene var i orden. Det var lik utskyvning på begge aktuatorene (1 1/2"). Dette tilsvarer 10⁰ opp trimror og er i henhold til riggingen sannsynligvis maksimalt utslag. (Det er ikke uvanlig å finne trimrorene i fullt utslag når et fly av denne typen havarerer. Dette skyldes konstruksjonen av trimsystemet og oppbrekking under havariene). Høyre vinge

var delt i flere større og mindre deler som var sterkt brannskadet. Venstre vinge var revet av ved indre vingeklaff og brukket i flere deler som hang sammen ved hjelp av wirer og rør i konstruksjonen. Den var tilstøtet, men ikke brannskadet på samme måte som høyre vinge. Støtet syntes å ha kommet mot forkant av vingen.

- 1.12.2.3 Ytre høyre klaff var deformert og opprevet og hang fast i hengslene - utskyvning av aktuator 3 1/2". Indre høyre klaff var revet av hengslene, deformert og opprevet. Aktuatorene ble senere funnet blant vrakrestene og hadde samme utskyvning. Ytre venstre klaff var deformert og opprevet, delt på midten med aktuatorutskyvning 3 1/2". Indre venstre klaff var deformert og opprevet med aktuatorutskyvning 3 1/2". 3 1/2" utskyvning tilsvarer 15⁰ vingeklaff d.v.s. "approach flap setting".
- 1.12.2.4 Høyre og venstre balanseror var deformerte og opprevne, alle hengsler var ødelagte. Wirene til rorene kunne følges intakte. Understellet var slått løs fra festene i skroget og oppløst i mange deler. Jekker og låsemekanismer viste at det var ute og låst. Cockpit og kabin var knust og utbrent. Hoveddørlås ble funnet i låst stilling i dørkarmen. Selve døren brant opp. Nøddøren var hel, men var slått løs fra karmen. Rester av begge ratt ble funnet. Det ble forsøkt tatt fingeravtrykk, men uten resultat p.g.a. brannskader og andre påvirkninger. Setene var ødelagte og utbrente. Enkelte beltespennere og rester av belter ble funnet, men det var ikke tilstrekkelig til å indikere noe om alle satt fastspent i sine seter. Det ble funnet mindre rester av bagasjen, men det meste var brent opp. Den dokumentasjon som skal følge flyet, brant opp.
- 1.12.2.5 Begge høydemålere var korrekt innstilt på 1 013 MB. Viseravlesningen ga ingen mening. Horizontal Situation Indicator venstre side: kursmerket stod på 178, kursvelger stod på 189 (skulle vært 187⁰, men det kan godt ha vært slått litt ut av stilling ved havariet). Både høyre og venstre

Intermediate Turbine Temperatur kunne avleses.

Nærmere undersøkelse ved Luftforsvarets Forsyningskommando bekreftet ved anslagsmerker på dekkplatene at venstre instrument indikerte $+200^{\circ}\text{C}$ og høyre instrument 550°C . Det ble imidlertid gjort oppmerksom på at brudd i informasjonsstrømmen til denne type instrumenter umiddelbart vil føre til at viserne beveger seg mot 0.

Etter en vurdering av de informasjonene kommisjonen fikk ved visuell eksaminasjon av propellerne og bruddene som oppstod på akslene, besluttet man å engasjere Veritec. Veritec's oppdrag var å se etter signifikante rotasjonsmerker på propellbladene, spesielt fordi eventuell rotasjon var stoppet i snø og bløt finkornet jord. Dessuten skulle bruddene på propellerakslene undersøkes. Veritec fullførte sitt oppdrag og samlet undersøkelsesmaterialet i en foreløpig rapport (bilag 1).

- 1.12.2.6 Rapporten angir en arbeidshypotese og presiserer at innvendig undersøkelse av motorene og propellerne var nødvendig før noen konklusjoner kunne trekkes. Bemerkninger av foreløpig karakter antydte at venstre propell hadde rotert med en heller moderat hastighet og at høyre propell sannsynligvis hadde hatt høyere rotasjonshastighet.
- 1.12.2.7 Kommisjonen fant det deretter mest hensiktsmessig å flytte den videre undersøkelse av propellere og motorer til Canada. I tråd med det internasjonale samarbeide om flyulykker henvendte kommisjonen seg til den kanadiske havarikommisjonen (Canadian Aviation Safety Board, CASB) og anmodet om eksperthjelp og bistand til undersøkelsen som av praktiske årsaker best kunne gjennomføres på motorfabrikken.

CASB svarte umiddelbart positivt og stilte sin organisasjon til rådighet. Dessuten ble en kanadisk ekspert på det aktuelle fagområdet stilt til disposisjon vederlags-

fritt.

Vedkommende ledet deretter utpakking, demontering og undersøkelse av motorer og propellere. Ved fullført undersøkelse tok CASB vare på de undersøkte delene og foresto siden tilbakesendelsen til Norge. Undersøkelsen av propellerne ble også foretatt i motorfabrikantens lokaler. Den amerikanske produsenten sendte en ekspert til Canada for å bistå. Begge fabrikantene utarbeidet rapporter om undersøkelsene. De er i alt vesentlig gjengitt i bilag 2 og 3.

- 1.12.2.8 Konklusjonen fra motorfabrikanten var at begge motorene funksjonerte korrekt, var mekanisk i god stand og var i stand til å operere normalt før anslaget.

Konklusjonen er underbygget av de sterke rotasjonsmerkene på kompressorene og turbinene samt på "the centrifugal impeller and shroud".

Basert på tidligere erfaring utviklet begge motorene en kraft ved anslaget høyere enn tomgang, men nøyaktig hvor meget kunne ikke anslås, fordi denne motortypen er en såkalt fullt roterende turbinmotor.

- 1.12.2.9 Undersøkelsesrapporten vedrørende de to propellerne (bilag 3) konkluderer med at det ikke er funnet uregelmessigheter ved noen av propellerne som kunne ha hindret normal operasjon. De observasjoner man kunne gjøre, indikerte at begge propellerne opererte med like bladvinkler og kraft tilført.

- 1.12.2.10 Ved oversendelsen av rapportene til kommisjonen anførte CASB i sin kommentar at

"the summary and the conclusions are considered to accurately reflect the findings and are confirmed by the CASB project officer present for the

disassembly and examination."

Dette ble noe senere utdypet ved en kommentar til undersøkelsen av propellakslene og de foreløpige konklusjoner Veritec kunne trekke uten å ha undersøkt motorene og propellermekanismene innvendig.

"The shafts have been examined visually under the stereo microscope to assess the mode of failure. It is our opinion that both shafts failed as a result of bending overload with no clear evidence of a significant torsional component seen in either. Secondary smears and displacement of material indicates that some rotational movement of the engine propeller shafts relative to the flanges occurred subsequent to the fractures.

The absence of an indication of torsion in a shaft fracture is not considered to be a reliable basis for concluding that an engine was producing low or no power at impact. Many other factors including the type of engine and the sequence of events during the crash can affect the amount of torsional input to the fracture.

The Veritec report also includes preliminary comments concerning external damage to the propellers to the effect that the observed evidence indicates that the left hand propeller rotational speed at impact was less than normal. The Hartzell report suggests that the lack of twisting of the blades may be related to the separation of the shafts which would mean that the blades were no longer absorbing the engine power."

- 1.12.2.11 For å få en uavhengig vurdering av det innsamlede tekniske rapportmaterialet, engasjerte kommisjonen en norsk ekspert til å gjennomgå det. Vedkommende konkluderte med at han i alt vesentlig var enig i rapportfremstillingene.

1.12.2.12 Flyet hadde installert nødpeilesender av typen NARCO ELT-10. Den virket ikke ved havariet. Senderen ble derfor sendt til nærmere undersøkelse ved Teledirektoratets forskningsavdeling. Det ble konstatert at senderen ikke virket verken med venderstilling i "ON" eller "ARM". G-bryteren virket ved manuell risting. Batterispenningen var under halvparten av hva den skulle være, men senderen virket fremdeles ikke ved tilkopling til riktig spenning. Det var heller ikke synlige feil på kretskort eller elektronikk. Det er derfor sannsynlig at det oppstod en komponentfeil ved havariet eller at stor overoppheting ved brannen har ødelagt både batteri og komponenter.

1.13 Medisinske forhold

1.13.1 Fartøysjefen

Undersøkelsen av fartøysjefen avdekket ingen uregelmessigheter. Takket være samarbeide fra hans hustru kunne denne konklusjonen trekkes på et bedre grunnlag.

Undersøkelsen viste at fartøysjefen ikke var påvirket av alkohol. Han oppholdt seg etter det man vet, atskilt fra passasjerene og brukte fritiden bl.a. til å gå på konserter, der klassisk musikk ble fremført. Det er ikke fremkommet opplysninger som skulle tilsi at han ikke stilte frisk og uthvilt til flygingen om morgenen 2. april.

Hendene og føttene til fartøysjefen ble røntgenundersøkt i den hensikt å fastslå om de var på flyets kontrollorganer. Røntgenbildene viste skader som kunne være forenelig med at han hadde hender og føtter på kontrollorganene i kollisjonsøyeblikket. Kommisjonen trekker den konklusjon at fartøysjefens venstre hånd sannsynligvis holdt om det venstre stikkegrepet på rattet, og at høyre hånd sannsynligvis holdt på gasshåndtakene.

1.13.2 Passasjerene

Undersøkelsen av passasjerene som satt i kabinen, viste ingen uventede resultater. De var ikke påvirket av alkohol.

Passasjerer, som satt i 2. fører-setet, ble naturlig nok underkastet en grundigere undersøkelse. Røntgenundersøkelsen viste brudd i høyre hånd som kunne være forenelig med at han hadde hånden på rattet i 2.fører posisjonen. Om hendene hadde vært på rattet tidligere enn det øyeblikk flyet traff terrenget, kan det ikke sies noe sikkert om. Det kan være like sannsynlig at skadene skyldes at han tok seg for ved å gripe fatt i den såkalte "glareshield" over instrumentbrettet i kollisjonsøyeblikket.

Flymedisinsk Institutt, som har arbeidet med saken på kommisjonens vegne, konsulterte Royal Air Force Institute of Pathology, Department of Aviation and Forensic Pathology. Instituttet er enig i at muligheten var tilstede for at han holdt i rattet, men at skadene like gjerne kan skyldes andre forhold.

Statens Rettstoksikologiske Institutt påviste alkohol hos denne passasjerer. Instituttet holdt det for mest sannsynlig at hans blodalkoholkonsentrasjon på ulykkestidspunktet var en promille, d.v.s. en lett til middels alkoholpåvirkning.

Kommisjonen fant det nødvendig å undersøke nærmere hvordan passasjerer fungerte i miljøet i hjembygda. Inntrykket etter undersøkelsen var at man hadde med en stø samfunnsborger og familiæfar å gjøre. Han hadde aldri offentlig vist seg med en oppførsel som kunne tilsi at han ble vanskelig å ha med å gjøre under innflytelse av alkohol. Han hadde tidligere ikke vært utenfor Skandinavia og gledet seg til Tysklandsbesøket.

Når og hvor alkoholen ble inntatt, kan det ikke sies noe sikkert om. Flyet hadde en liten bar ombord, men den går erfaringsmessig tom på flygingen til utlandet. Den kunne komme fra egne innkjøpte varer i Tyskland eller i samband med et måltid under oppholdet i Hannover. Det er mindre trolig at det kunne skrive seg fra inntak kvelden og natten før. Det er imidlertid lite sannsynlig at fartøysjefen ville til latt en tydelig beruset passasjer å få okkupere 2.førersetet. Den sannsynligste kilden er muligens servering i salgsfremmende hensikt i forbindelse med utstillingen passasjerene besøkte i Hannover.

1.14 Brann

Da flyet traff terrenget oppstod det brann ved at drivstofftankene revnet og innholdet rant ut og ble antent. Brannen og den resulterende varmeutviklingen var sterk og medførte at undersøkelsen etterpå ble vanskeliggjort. Varmen hadde smeltet den dype snøen i hovedvrakområdet, og den var sterk nok til å smelte all eventuell is som måtte ha sittet fast på kropp, vinger og kontrollflater, slik dette lå spredt i området.

Det er ikke funnet holdepunkter for at det var branntilløp i flyet før havariet. Fra media er det kommet en spekulasjon om bombeeksplosjon ombord. Erfarne teknikere fra kriminalpolitisen, som var tilstede, observerte ingen indikasjoner på at det kunne vært en eksplosjon ombord før havariet.

1.15 Overlevelsesmuligheter

Det var ikke mulig å overleve havariet.

1.16 Spesielle undersøkelser

Ingen

1.17 Andre opplysninger

1.17.1 Vitneforklaringene

Det var en lang rekke vitner til ulykken. Hovedårsaken til at såpass mange oppdaget flyet og fulgte det med øynene, var lyd fra flyet da det nærmet seg bakken og kom ut av skyene. Oppmerksomheten ble vakt og de så derfor i den retningen flyet befant seg.

Siktelinjene fra utvalgte vitner har gjort det mulig å danne seg en mening om flyets bane i slutfasen. Denne banen harmonerer godt med informasjonene kommisjonen fikk fra Forsvarets radarstasjon.

Den som var nærmest til å observere da flyet kom under skydekke, beskriver at flyet relativt fort nærmet seg bakken, flatet ut og svingte mot høyre før det forsvant av syne. De fleste andre vitnene beskriver flyets bevegelser mot slutten som svært vinglete - vippende vinger til begge sider. Et vitne observerte også store utslag med sideroret. Alle beskriver en høy hvinende/rusende lyd fra flyet. Etter utflatingen nær bakken gikk det plutselig over i spinn med en vinge lav - sannsynligvis høyre. Det er sammenfallende opplysninger om en omdreining i spinn og at flyet syntes å gå nær loddrett nedover. Enkelte mener at flyet traff bakken først med vingen som lå lavest. Dette faller sammen med det forhold at høyre vingespiss tok bakken først.

1.17.2 Støtte fra andre kommisjoner

Fra norsk side ble det opprettet kontakt med flyhavarikommisjonen i Vest Tyskland. Man ba om og fikk all mulig hjelp til å fremskaffe ønskede opplysninger for den delen av oppdraget som ble fløyet over vesttysk territorium. Det kan kort konkluderes med at det ikke er avdekket uregelmessigheter mens flyet befant seg i tysk luftrom. Opp-

draget synes å ha gått rutinemessig etter planen.

Som tidligere nevnt stilte Canadian Safety Board sin organisasjon til rådighet og gjorde det mulig å gjennomføre undersøkelsen hos motorfabrikken under betryggende forhold. Undersøkelsen av propellerne ble av praktiske årsaker utført på samme sted.

Kommisjonen var også i kontakt med National Transportation Safety Board (NTSB) i USA. Den stilte sin databank over havarier til rådighet og var også villig til å hjelpe hvis behovet skulle oppstå.

1.17.3 Databanker

For å se om det innen aktuelle databanker over flyhavarier skulle finnes informasjoner som kunne være nyttige for undersøkelsesarbeidet, henvendte kommisjonen seg til NORD-AIDS (som har den kanadiske filen kopiert inn i systemet), ICAO (The International Civil Aviation Organisation) og til US Navy i tillegg til NTSB. Det ble ikke funnet havariopplysninger i disse databankene som kunne gi ledetråder for de norske undersøkelsene.

1.17.4 Drivstoffkontroll til PT6-motoren

Internasjonalt har det vært fremmet påstander om at "the Bendix pneumatic fuel control unit" montert på PT-6 turbinmotorene skulle være sårbare dersom det oppstår luftlekkasje eller systemet blir forurenset av skittpartikler. Pratt & Whitney har imøtegått disse påstandene på en for kommisjonen overbevisende måte, og SCANEX hadde heller ikke opplevet denne typen problem på sine fly. Når undersøkelsen av motorene dessuten viste at begge gassturbinene hadde relativt høyt turtall ved havariet, ser kommisjonen bort fra at luftlekkasje eller skitt i systemet kan ha vært en faktor ved dette havariet.

1.17.5 Vingebolter

Det har også fremkommet opplysninger om vingebolter som fester yttre del av vingen til indre del, har sviktet i enkelte tilfelle. De angjeldende vingeboltene ble funnet i orden på LN-KCR.

1.17.6 DME-feil

I tidsrommet like etter havariet var det oppslag i media om feil på DME-installasjonen (Distance Measuring Equipment) ved en annen flyplass i Norge. I dette tilfellet var det en del av monitorsystemet som skal varsle om en bestemt feil, som ikke funksjonerte tilfredsstillende i alle henseender. Denne installasjonen ble derfor satt midlertidig ut av drift, selv om systemet sendte ut korrekte signaler til bruker.

Installasjonen på Geiteryggen hadde ikke denne feilen i monitorsystemet og kontrollflygingen etter havariet viste at DME-signalene var korrekte.

LN-KCR var utstyrt med to uavhengige DME. Originalinstallasjonen var en DME av typen KN 65 og ekstrainstallasjonen var av typen KN 62.

Ved innflyging til Skien bane 19. mai 1989 kom en Piper Navajo ut av skydekket like over terrenget på grunn av en feilindikasjon på flyets DME (type KN 65). Det viste seg at det var en justeringsfeil mellom sender/mottaker (analog type) og utlesningsinstrumentet (digital type), som forledet flygerne til å tro at de var mellom 2 og 3 nautiske mil nærmere flyplassen enn flyet var i virkeligheten. Resultatet var at de forlot minimumshøydene i innflygingsprosedyren for tidlig.

Kommisjonen har med bakgrunn i LN-KCRs oppførsel etter at det ble synlig for vitnene, trukket den konklusjon at

dette neppe var en årsaksfaktor ved havariet med LN-KCR.

2 ANALYSE

2.1 Hendelsesforløpet

Frem til LN-KCR passerte radiofyret Myra og begynte innflygingsprosedyren, er det ikke fremkommet opplysninger som tyder på noe annet enn en rutinemessig operasjon. Høydemessig er det sannsynlig at flyet passerte 5 000 FT under nedstigning til 4 000 FT 1 minutt før passering Myra radiofyr. Radarinformasjonene bekrefter de varslede vindforhold i høyden ved at prosedyresvingen ble noe lengre og forskjøvet vestover sammenliknet med vindstille forhold. Det ser ut til at flyet kan ha vært etablert på kursen mot flyplassen ca 8 NM ute. Her skulle minimumshøyden være 3 000 FT, mens høyden 2 NM lengre ute på 10 NM skulle være minimum 3 500 FT (og etablert på kurs innover). Det kan ikke sies noe sikkert om hvilke høyder fartøysjefen holdt i prosedyresvingen og når og hvor minimumshøydene ble forlatt. Ved sammenlikningen av radarinformasjonene fra havariet og kontrollflygingen er det en indikasjon på at LN-KCR's nedstigning var brattere enn normalt fra 7- 8 NM og hastigheten ca 30 KT høyere.

Da flyet kom til syne for vitnene på bakken var det ca 1 000 FT for lavt og under forholdsvis bratt nedstigning (et vitne antydte ca 9⁰). Da det nærmet seg bakken, så det ut til å flate ut en kort tid, men utflatingen varte ikke lenge og flyet ble altså sett entre et spinn til høyre med sannsynligvis en omdreining før det traff bakken. Det var karakteristisk for beskrivelsene av den siste delen av flygingen, at flyet var urolig (vinglete) rundt vertikalaksen (store siderorsutslag observert) og fløy med meget store utslag rundt "roll"-aksen. De tekniske undersøkelser viste at det hadde 15⁰ vingeklaffer ute og understellet var satt ut. Dette ville normalt vært gjort idet flyet begynte innflygingsprosedyren fra Myra.

Kommisjonen trekker den konklusjon at fartøysjefen hadde store kontrollproblemer selv om han hadde fått bakkekontakt, og at flyet ikke hadde tilstrekkelig hastighet eller aerodynamisk ytelse til å unngå å steile med etterfølgende spinn. Det kan se ut som om vanskelighetene med å kontrollere flyet har startet da flyet begynte nedstigningen ca 8 NM fra flyplassen.

Lydbildet som fikk vitnene til å reagere og observere, antar kommisjonen skyldes at flyet var uvanlig lavt og vesentlig nærmere enn de var vant til. Dessuten kan individuell operasjon av gasshåndtakene ha medført uvanlige lyder for vitnene.

2.2 Værforholdene

Værvarselet for området og det aktuelle været på Geiteryggen tilsa ikke at fartøysjefen burde ha gått til den alternative landingsplassen. Det er mulig, men lite sannsynlig at han hadde oppfanget informasjonene om isingsforhold andre fly meldte om i østlandsområdet. Den ICE MESSAGE værtjenesten, Fornebu, sendte kl 1528 ble ikke formidlet direkte til LN-KCR ifølge lydbandsutskriftene. Den var likevel ikke av en slik karakter at fartøysjefen burde unngått innflyging til Geiteryggen. Flygerne som kom vestfra 1 time før havariet, opplevde forholdsvis røffe turbulensforhold og lett ising. Flygerne som landet ca 1 time etter havariet, rapporterte verken om vesentlig ising eller turbulens. Fra Meteorologisk Institutt ble det påpekt at ingen av dem hadde vært utsatt for tilsvarende nedkjøling som LN-KCR, og dessuten at man må forvente variasjon i isingsforholdene i tid og rom. Kommisjonen anser det derfor mulig at i de minuttene LN-KCR transitterte høydeskiktet 5 000 - 3 000 FT, ble det utsatt for signifikant ising.

2.3 Vekt/balanseberegningen

Vekt- og balanseberegningen har ikke kunnet utføres nøyaktig, fordi eksakte data ikke foreligger. De beregningene som er foretatt, bygger på visse forutsetninger, men verdiene som er benyttet, er etter kommisjonens mening ikke urealistiske. Standard bagasjevekt på 10 kg som er benyttet, er erfaringsmessig noe lav spesielt på returer fra utlandet.

Med de kontrollproblemer fartøysjefen tydeligvis hadde, har ikke forholdet med flyets vekt nær den maksimalt tillatte gjort situasjonen lettere for ham.

2.4 Luftfartøyet

Undersøkelsene har ikke gitt opplysninger som kunne indikere at flyet hadde tekniske feil eller mangler før oppdraget ble påbegynt. Det synes å ha vært i god teknisk stand uten utestående ting som skulle vært utført. Det hadde gjennomgått de inspeksjonene det skulle.

2.5 Fartøysjefen

Fartøysjefen hadde opparbeidet seg et renome som en dyktig og ansvarsfull flyger. Han var opprinnelig musikkutdannet og var en anerkjent sanger og orkestrendirigent. Han tok opp flyging som fritidsaktivitet i 1969, men etterhvert som han opparbeidet seg erfaring, vokste lysten til å ha flyging som levebrød. Det medførte at han hadde skaffet seg de nødvendige sertifikater for å kunne fly kommersielt som fartøysjef. Han hadde begynt å fly trening på denne flytypen vel 1 år tidligere og hadde frem til sertifikatfornyelsen 12. mars 1987 opparbeidet 331 timers erfaring. Flyging har etter det kommisjonen vet, foregått jevnt uten store opphold imellom flyturene. Han må derfor kunne karakteriseres som å ha vært godt skikket til å gjennomføre oppdraget. Den måten han utførte arbeidet sitt på, var så

tilfredsstillende at selskapet ønsket et mer permanent ansettelsesforhold.

Obduksjonen bekreftet at fartøysjefens helsetilstand var god. Det er ikke fremkommet opplysninger som kunne indikere at han hadde fått et illebefinnende. Røntgenundersøkelsen av hender og føtter viste skader som kunne være forenelig med at han holdt i venstre stikkegrep, hadde høyre hånd på gasshåndtakene og bena på pedalene da flyet traff bakken. Dessuten viser radarinformasjonene at han holdt korrekt kurs innover.

Et vesentlig moment vedrørende manøvreringen er at flyet ble sett i spinn, men det var ikke signifikante tegn til at flyet roterte rundt lengdeaksen da det traff bakken. Kommisjonen trekker derfor den slutning at fartøysjefen maktet å stoppe spinn etter ca en omdreining og at han ikke ga opp, men forsøkte å kontrollere flyet.

2.6

Oppdraget

Selskapet markedsførte seg med 2 flygere på denne typen flyginger. Flyet var imidlertid sertifisert for 1 flyger, slik at dersom oppdragsgiver ønsket det kunne 2.førersetet benyttes til passasjerbefordring.

I Danmark og Sverige er det krav om 2 flygere ved gjennomføringen av denne type flyging med turbopropmotorer og trykkabin. Norge har tiltrådt en anbefaling fra ECAC slik Danmark og Sverige har gjort, men bestemmelsen er foreløpig ikke trådt i kraft her i landet.

Fra et prinsipielt flysikkerhetsmessig standpunkt vil kommisjonen påpeke det uheldige i at en ukjent, ukyndig passasjer tillates å sitte nær flyets kontrollorganer. Man er imidlertid innforstått med at bruken av dette setet til passasjerbefordring økonomisk sett er svært viktig for selskaper som opererer fly med mindre enn 10 godkjente passa-

sjerseter.

Samtidig vil disse selskapene gjerne fremstå som like attraktive og servicevennlige som de selskaper med større fly. Kundene tilbys derfor ofte servering av alkoholholdige drikker fra en minibar ombord. Når man vet hvor stor vekt det legges på pliktmessig avhold ved kommersiell flyging, finner kommisjonen det meget betenkelig at en ukynlig person i tillegg til å oppholde seg ved flyets kontrollorganer, også kan nyte alkohol i denne posisjonen.

Så lenge en flyging går rutinemessig, er det ikke noe problem å føre denne typen fly alene. Men oppstår det vanskeligheter - det være seg med flyet, med været, eller f.eks. med trafikksituasjonen i luften - blir fartøysjefens kapasitet fort presset.

Vanskeligheter med passasjerene og spesielt med en passasjer med ukjent personlighet i 2.førersetet i en slik situasjon, kan skape en uforsvarlig og kanskje farlig tilleggsbelastning.

2.7

Passasjeren

Når kommisjonen har lagt såpass vekt på å bringe på det rene forholdene vedrørende passasjeren i 2.førersetet, er dette foretatt like meget som en flysikkerhetsmessig faktor på prinsipielt grunnlag som for å bringe de faktiske forhold på det rene.

Kommisjonen anser det svært lite sannsynlig at innblanding fra denne passasjeren var en årsaksfaktor ved havariet. Det kan imidlertid ikke utelukkes at hvilken som helst passasjer i 2.førersetet i visse situasjoner kan være et forstyrrende element og virke uheldig inn på en sikker føring av flyet. Tilleggselementet med alkoholpåvirkning er i denne sammenheng bare egnet til å forsterke poenget.

Den urolige/vinglete flygingen vitnene observerte, tyder på at flyet ble forsøkt kontrollert dog med store vanskeligheter. Kommisjonen var her inne på tanken om at passasjerer hadde blandet seg inn i føringen av flyet. Etter det kjennskapet man fikk om passasjerens personlighet, avviser kommisjonen sannsynligheten for at dette kunne vært tilfellet.

Det kan heller ikke utelukkes at de aerodynamiske kreftene overført til kontrollstikkene var så store at fartøysjefen hadde bedt passasjerer om hjelp til å holde flyet i balanse spesielt rundt tverraksen.

2.8 Tekniske undersøkelser

De tekniske undersøkelsene har ikke avdekket forhold som kunne forklare flyets oppførsel de siste minuttene før havariet var et faktum. Flyet var intakt i den forstand at man fysisk fant alle viktige bære- og kontrollflater eller indikasjoner på at de var tilstede ved havariet. Brannen som oppstod, kan selvfølgelig ha medført at teknisk bevismateriale ble forspilt. Det er derfor nødvendig å ta forbehold med hensyn til de tekniske konklusjoner.

Veritecs preliminnære rapport fremmet en arbeidshypotese om at venstre motor kunne ha rotert med mindre turtall enn høyre eller muligens ikke i det hele tatt. Dersom venstre motor ga liten kraft eller var stoppet, ville man forvente at flyet ville ha entret et spinn til venstre. Det er imidlertid et faktum at flyet flikket og spant til høyre og deretter traff bakken med høyre vingespiss først. Dette er en viktig grunn til at kommisjonen har sluttet seg til ekspertuttalelsene etter den fullstendige undersøkelsen.

2.9 Ising

Fordi man tilsynelatende har hatt med et fly å gjøre som hadde begge motorer og propellere i funksjon "within normal operating range", men som i sluttfasen indikerte alvorlige aerodynamiske kontrollproblemer, ble kommisjonens interesse ledet mot ising som en årsaksfaktor. I denne sammenheng blir den tilsynelatende for tidlige og brattere enn normale nedstigning, samt det forhold at det nedkjølte flyet beveget seg igjennom et luftskikt med sannsynlige isingsforhold, vesentlig.

Kommisjonen har festet seg ved følgende hypotese som ikke må betraktes som mere enn det:

LN-KCR går ned i luftskiktet med isingsforhold like før passering av Myra radiofyr og starten på innflygingsprosedyren. Hjul og "approach-flaps" settes ut ved radiofyrpasseringen, som vanlig er. De følgende minutter, mens flyet sannsynligvis oppholder seg i 4 000 - 3 500 FT, bygger det seg raskt opp nok is på frontrute, vinger og hale til at fartøysjefen alarmeres og ønsker å kvitte seg med den før han begynner den siste delen av innflygingen.

Han aktiviserer gummilungene som skal fjerne isen. På grunn av den nær forestående nedstigningen skjer dette så tidlig at isen ikke løsner fullstendig og ny is som bygger seg opp, forverrer forholdet ytterligere. Resultatet er at flyets aerodynamiske egenskaper forringes i den grad at fartøysjefen ikke greier å holde høyden under kontroll.

De faktiske forhold er videre at han holdt seg på senterlinjen, mens høyden avtok og han kom under skydekket ca 1 000 FT for lavt. Fartøysjefen fikk bakkekontakt og prøvde å flate ut like over terrenget. Flyet var vanskelig å kontrollere, noe vitnebeskrivelsene bekrefter. Etter kort tid steilet flyet, entret et spinn til høyre og traff bak-

ken uten rotasjon, fordi fartøysjefen maktet å stoppe den.

Kommisjonen har konsultert en aerodynamisk ekspert som mener at denne hypotesen er mulig, forholdene tatt i betraktning. Dersom is forringet de aerodynamiske egenskapene til flyet, kan resultatet bli som det ble.

Årsaken til dette er at fartøysjefen blir "klemt" mellom vingesteiling og halesteiling. Halesteiling kan oppstå når vingeklaffene er ute. Vingeklaffene gir et "nose-down"moment som må balanseres av en nedoverrettet kraft på flyets stabilisator. Når farten øker, øker vingens moment fortere enn stabilisatorens balanserende kraft, og til slutt når man en fart der halen steiler. Steilefarten minsker med is på stabilisatoren. Halesteiling kan da oppstå ved normal innflygingshastighet. Når halen steiler, flyttes kraften på høyderoret bakover. Dermed øker kraften på kontrollstikken og fartøysjefen kan få problem med å holde roret oppe.

En vinges steilefart kan øke med opp til 30% med is på forkanten. Is som sitter fast på forkanten etter avising med gummilunger, øker også steilefarten. Under vanskelige isforhold kan man bli nødt til å holde så høy hastighet for å forhindre vingesteiling, at halen steiler dersom man tar ut vingeklaffene.

Når vingestrømmen fra flyets propeller bøyes nedover av vingeklaffene, øker vingens moment og risikoen for halesteiling øker.

Ved dette havariet kan det tenkes at fartøysjefen måtte holde høyere enn normal motoreffekt på grunn av motstandsøkning forårsaket av is. Med vingeklaffene ute fikk han muligens partiell halesteiling og problemer med å holde flyets nese oppe.

Da flyet nærmet seg bakken, måtte fartøysjefen, eventuelt

med hjelp fra passasjerer i 2.førersetet, prøve å løfte flyets nese for å unngå havari. Dette kan ha medført en økning av vingens innfallsvinkel med en påfølgende vinge- steiling. I en slik situasjon kan man bare unngå havari, dersom vingeklaffene tas inn ved det minste tegn til stup og/eller ved en uvanlig kraftig økning av høyderorskräften.

I tilfellet med LN-KCR er det ikke utenkelig at fartøysjefen har veket tilbake for å ta inn vingeklaffene. Han kan ha ment at å ta inn klaffene og derved minske løftet og øke steilehastigheten, ville forverre situasjonen for ham. En slik reaksjon er forståelig. Dessuten er det rimelig å anta han satte ut "approach-flap" ved starten av innflygingsprosedyren. Fikk han problemer med å holde høyden rundt 8 NM slik radaren antyder, var det kanskje ikke så lett å kombinere bruken av vingeklaffene og den valgte posisjon på dem med isingsproblemer som manifesterte seg flere minutter senere.

Fordi eventuelle spor av is nødvendigvis måtte smelte som følge av brannen etter havariet, anser kommisjonen det nytteløst å forfølge denne hypotesen videre. Flytypen er heller ikke erfaringsmessig sårbar for is. Det er derfor ikke grunnlag for å kommentere flytypens avisingsanlegg.

2.10

Sammenheng

Det forhold at vesentlige deler av flyvraket brant opp etter havariet, har komplisert undersøkelsesarbeidet. Kommisjonen mener det er informasjon nok til å anta at fartøysjefen hadde motorkraft fra begge motorer/propellere til rådighet. Samtidig har det sannsynligvis vært vanskelig å kontrollere flyet fra 3 - 3 500 FT. Det var heller ikke mulig å holde høy nok hastighet til å unngå steiling. Kommisjonen mener dessuten at fartøysjefen har vært fysisk i stand til å føre flyet og at det er usannsynlig at passasjerer i 2.førersetet har vært årsak til kontrollproble-

mene. Fra et prinsipielt flysikkerhetsmessig standpunkt finner kommisjonen det betenkelig at 2.førersetet benyttes til passasjerbefordring når tilgang til kontrollorganene ikke er sikret. Forholdet med alkoholpåvirkning eller tilgang til alkohol i denne posisjonen er uakseptabelt."

Kommisjonen mener at man ikke har tilstrekkelige opplysninger til å fastslå ulykkens årsak. Men de informasjonen man har, sannsynliggjør at ising kan ha vært en utslagsgivende årsaksfaktor.

3 **KONKLUSJON**

3.1 Undersøkelseresultater

- a. Luftfartøyet var forskriftsmessig registrert, sertifisert, utstyrt og vedlikeholdt.
- b. Undersøkelsen av flyet har ikke avdekket feil eller mangler av betydning for havariet.
- c. Undersøkelsene viser at flyets motorer og propellere sannsynligvis opererte som normalt.
- d. Fartøysjefen innehadde de nødvendige sertifikater og var kvalifisert til å utføre oppdraget.
- e. Fartøysjefen førte flyet til det havarete og var sannsynligvis ikke indisponert.
- f. Passasjeren som satt i 2.førersetet, var lett til middels alkoholpåvirket. Hans personlighet og gode vandel gjør at kommisjonen mener det er usannsynlig at han var en risiko for flyets sikkerhet.
- g. Brannen som oppstod, begynte etter havariet.
- h. De meteorologiske forhold var slik at forholdene lå

til rette for ising på flyets bære- og kontrollflater. Dette ble forsterket ved at flyet var nedkjølt etter flyging gjennom høyere luftlag.

- i. Flyet begynte en normal innflyging, men fikk sannsynligvis problemer med å holde ønskede høyder under den siste delen av prosedyren. Flyet holdt riktig kurs inntil det kom ut av skydekket.
- j. Fartøysjefen hadde store problemer med å kontrollere flyet og kunne ikke hindre at flyet steilet, flikket og entret et spinn, sannsynligvis til høyre. Han mak- tet å stoppe rotasjonen før anslaget mot bakken.
- k. Flyet var tungt lastet ved havariet, men det var sannsynligvis ikke overlastet.
- l. Bestemmelsen, som krever 2 flygere til oppdrag med fly som har turbopropmotorer og trykkabin, er ikke trådt i kraft for norskregistrerte fly foreløpig.

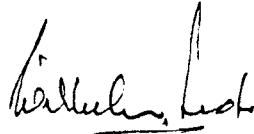
3.2 Havariets årsak

Årsaken til at LN-KCR havarete kan ikke fastslås med sikkerhet. Kommissjonen mener at ising på flyets bære- og kontrollflater kan ha vært en utslagsgivende årsaksfaktor.

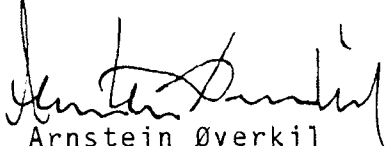
4 **TILRÅDNINGER**

Kommissjonen tilrår at Luftfartsverket vurderer serveringen av alkohol ved taxi/charterflyginger spesielt med tanke på passasjerbefordring i 2.førersetet.

Fornebu, den 4. juli 1989


Wilhelm Mohr


Ansgar Anstorp


Arnstein Øverkil

BILAG 1

Report from Veritec

"ENGINES

The two engines received (P&W PT 6A-21) showed the following marking:

RH-engine: P&W AIRCRAFT ENGINE
 BEECH AIRCRAFT CORP. SPEC. NO.
 BS 22506
 ENGINE MANUFACTURERS MODEL PT 6A-21
 MANUFACTURERS SERIAL NO. PC-E 24355
 TAKE OFF DRY 579 ESHP
 DOT TYPE APPROVAL E 6
 FAA TYPE CERTIFICATE E 4EA IMPORT
 TRIM SPEED N G 34580. % MAX. 92.2

LH-engine: PT 6 TURBOPROP ENGINE
 BEECH AIRCRAFT CORP. SPEC. NO. B/S
 22506/M
 ENGINE MODEL PT 6A-21
 SERIAL NO. PC-E 24558
 TAKE OF DRY 579 ESHP
 DOT TYPE APPVL E-6
 FAA TYPE CERTIFICATE E 4EA IMPORT

LH-engine: additional marking due to technical
 revision (overhaul) in France during
 January 1987:

REVIMA - FRANCE
 P&W PT 6A-21
 NO. PC-E 24558

			REV	REVIMA
1	87	RG	5	AQ

1.C. Propellers

The two three-bladed propellers showed the hub assembly model HC-B3 TN-3 and individual blades, manufactured by Hartzell Propeller Inc., Piqua, Ohio, U.S.A. The following marking was seen:

RH-propeller: Blade 1: (All identification marking removed due to damages).

Blade 2: DESIGN NO. T 1017 (X X-X)*
SERIAL NO. D 62103

Blade 3: DESIGN NO. 7 10173 B-8
SERIAL NO. E 60434

LH-propeller: Blade 1: DESIGN NO. T 10173-8
SERIAL NO. D 94988

Blade 2: DESIGN NO. T (XXXXX-X)*
SERIAL NO. D 9 (X)*888

Blade 3: DESIGN NO. T 10173-8
SERIAL NO. D 96004

* (X...X) denotes one or more letters or digits illegible.

2. EXAMINATION OF THE P6W PT 6A-21 ENGINES

The examination of the engines was limited by the commissioner to cover the output shaft (propeller shaft) deformations and fractures, as shown by general views in Figs. 1 and 2, and close-ups in Figs. 3 and 4 (RH- and LH-engine, respectively).

As can be seen from the general views, the reduction gear and the shaft section for the RH-engine is bent towards the 11-12 o'clock position relative to the propeller governor (12 o'clock position) while the corresponding components for the LH-engine is bent towards the 7-8 o'clock position relative to the governor, (facing front of engines).

From the close-up photos it is seen that the undamaged sector of the fractured surface for the RH-engine (Fig. 3) shows a dull, grey appearance and a "45 degrees" shear pattern, which, visually determined, strongly indicates a ductile (shear) fracture. Some reduction of the cross-section area seen close to the fracture surface is supporting this determination.

The undamaged sectors of the fracture surface for the LH-engine (Fig. 4) show a transverse direction and a more bright appearance, especially within the right half of the picture. This indicates the shaft to have failed in a more brittle manner, which also is supported by the characteristic "chevron"-pattern seen locally at the 5 o'clock position of the picture.

Samples from each of the two fracture surfaces have been taken for further analyses of the fracture pattern by use of a scanning electron microscope (SEM), and metallographic analyses by use of optical light microscopes.

So far the SEM-examinations have revealed a ductile fracture (with some intergranularity seen locally) for the RH-shaft, while intergranularity is the most prominent micro-pattern for the LH-shaft sample. An extent of slag inclusions above what was expected has been seen for both the shaft materials in question, (SEM, magnification X 1000 - X 5000). The inclusions mentioned have only been found at, - or close to - the fracture surfaces.

It should be emphasized, however, that the fractographic and metallographic examination of the shaft samples are not yet fully completed, a more detailed report will be made as soon as these works are brought to an end.

Facing the two broken propeller shafts (engine side), a distinct difference between them is observed. Looking into the RH (tube) shaft, the central gear wheel connection is fully exposed, while looking into the LH shaft these components are fully covered by a propeller shaft oil tube, an oil nozzle, the propeller shaft adapter, and a retainer ring.

In order words, the last mentioned components are now missing for the RH-propeller shaft.

3. EXAMINATION OF THE HARTZELL PROPELLERS

General views of the two propellers in question are shown in Figs. 5 and 6, RH- and LH- respectively.

When received for examination, a careful registration of every individual surface irregularity and geometrical deformation was made, both for the outer hub assembly and the propeller blades. The extension (or angle of deformation) for each individual damage was measured, and the damages were described and also recorded by photographs. The direction of forces applied to cause the surface scratches and indentations were determined by the use of a magnifying glass or a stereo microscope (magnification X 20 - X 50).

When this registration was completed, the seriously deformed parts of the spinner (cover) for both propellers were carefully removed (except for one part between the blades Nos. 1 and 3 for the RH-propeller), and the inner components of the hub assembly, the blade clamps and the pitch link arms were also examined and recorded as described

above.

The spring assembly for the RH-propeller was separated from the (remaining) hub assembly when received for examination and the feathering springs were released due to impact damages of the outer spring housing.

The spring assembly for the LH-propeller was found seriously bent, but not separated from the hub assembly (see Fig. 6).

For the blade No. 3 of the RH-propeller, the pitch link arm was found missing. All the other pitch links, having suffered a various extent of deformation, were present when the two hub assemblies were examined.

According to limitations drawn by the client, the blade clamps should not be opened during the examination of the propellers. As a consequence of this limitation, the (split) ball bearing and the two needle bearings for each blade have not been available for examination, and the pitch situation for each individual blade at the time of impact is thus not brought to light.

For both propellers examined, further analyses of the observations and recordings made is found necessary before any final comments and concluding remarks can be drawn. The following "preliminary comments" therefore are to be regarded as working hypotheses for the further work.

4. PRELIMINARY COMMENTS

4.A. Engines

The rather sharp bending of the reduction gear sections of both engines (Figs. 1 and 2) could indicate a rather steep-angle impact. This impression is also found partly supported by the general views of the two propellers

(Figs. 5 and 6), even if one or both engines may have made a (lateral axis) pitch "roll-over" after a first stage of impact but before the propeller shafts fractured.

4.B. Propellers

The scratches and indentation marks found on the blades for the LH-propeller are all made more or less in arbitrary directions, and thus no concluding remarks can be drawn on this basis regarding a rotating or non-rotating LH-propeller. However, the scratches and indentations marks recorded are not too many, and they are found to be of a rather small (to moderate) order of magnitude, compared to what would be expected for a fully powered propeller r.p.m. This may indicate a r.p.m. far below normal operation, or even a non-rotating propeller.

Looking at the blade deformations for the LH-propeller (Fig. 6), a slight twisting of the blades combined with a slight backwards bending can be observed (see spec. blade No. 2), in addition to the more prominent and rather sharp bending of the blades. The twisting and slight bending mentioned is normally considered as a consequence of rotation at the moment of a rather soft ground impact, (ref. Hartzell experts serving by A/S Norrønafly in Oslo). This should at least indicate some rotation for the LH-propeller.

However, the more prominent blade deformations seen in Fig. 6, and also the deformation marks found in the (rear) bulkhead, spinner support and bolt connection (seen in the same picture), are found to be indications of a rather moderate rotational speed.

All taken into consideration, a r.p.m. far below normal operation is found indicated for the LH-propeller.

For the RH-propeller the surface scratches and indentation

marks are found more prominent (see fig. 5), both regarding the number of damages and their extension. Several of them are also showing nearly the same orientation (per blade), and blade twisting and backwards bending as an indication of rotation is clearly seen (see spec. blade No. 1). Also the (rear) bulkhead and spinner support damages (made by the separation of the broken propeller shaft) are giving an impression of rotation for this propeller.

Totally seen, it is found indicated that the rotation of this propeller has been at least at the same level, and most probably far above the r.p.m. of the LH-propeller."

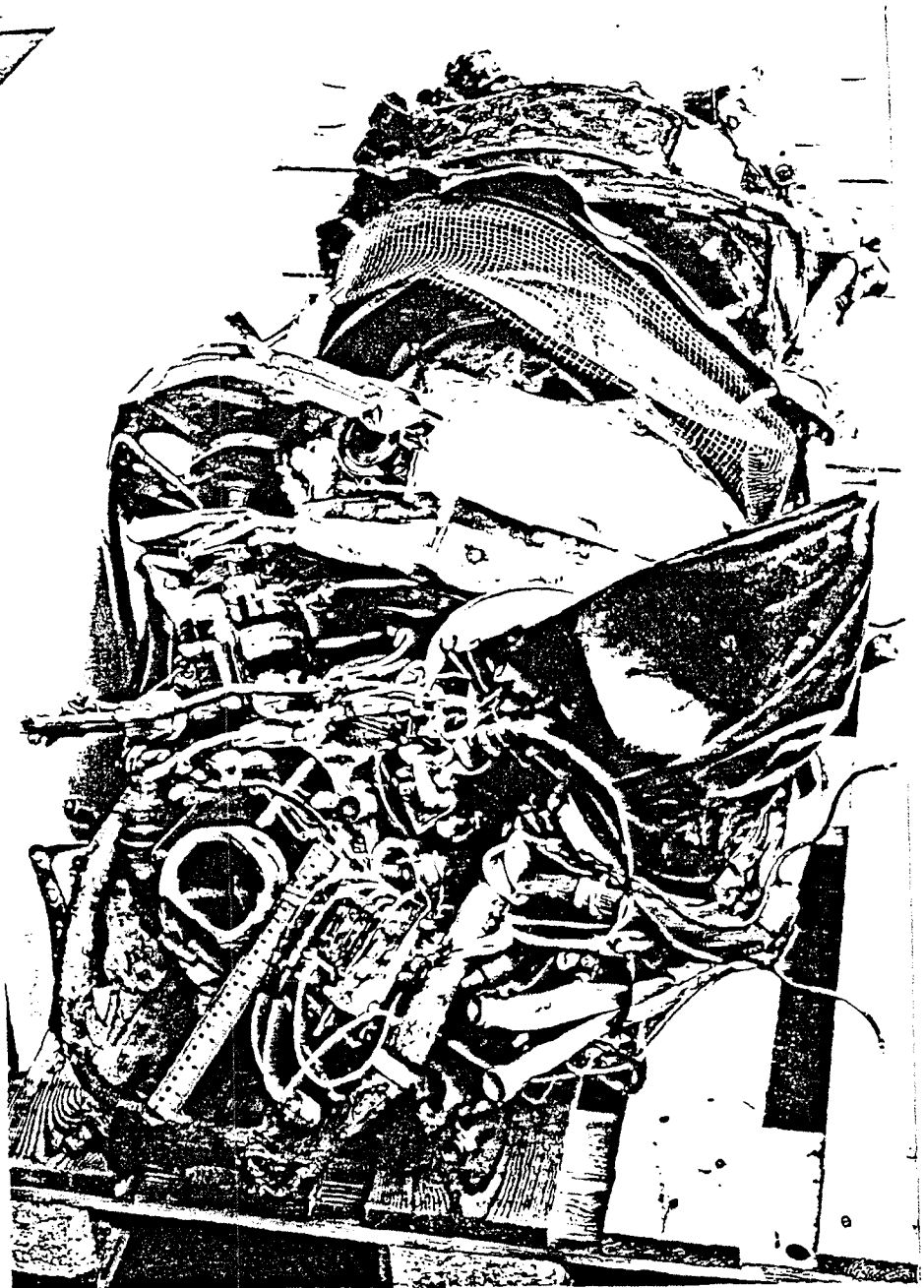


Fig. 1 General front view, RH-engine (Serial No. PC-E 24355)
Gear and shaft section bent towards the 11-12 o'clock
position relative to the propeller governor (12 o'clock
position).

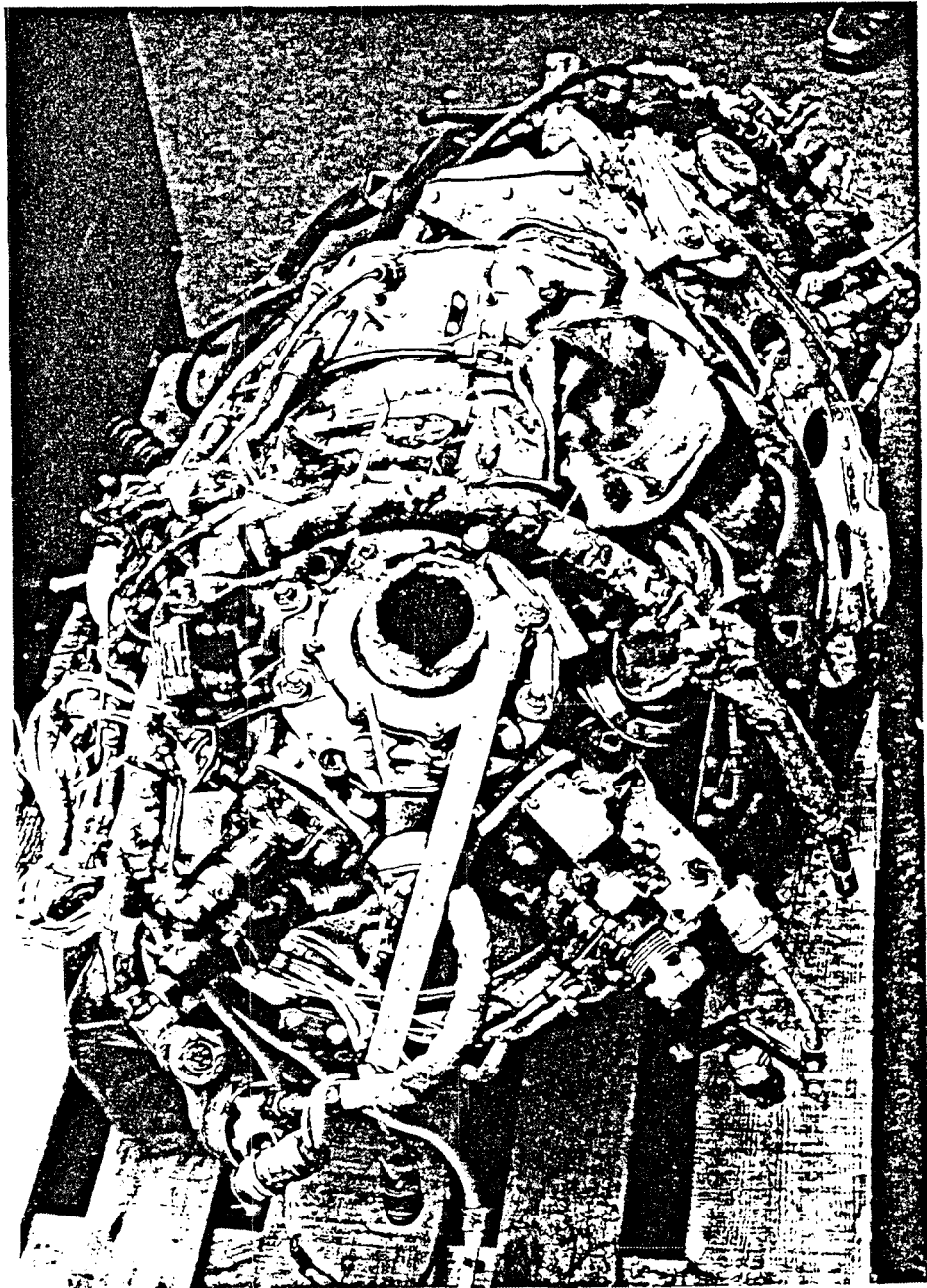


Fig. 2 General front view, LH-engine (Serial No. PC-E 24558)
Gear and shaft section bent towards the 7-8 o'clock
position relative to the propeller governor (12 o'clock
position).

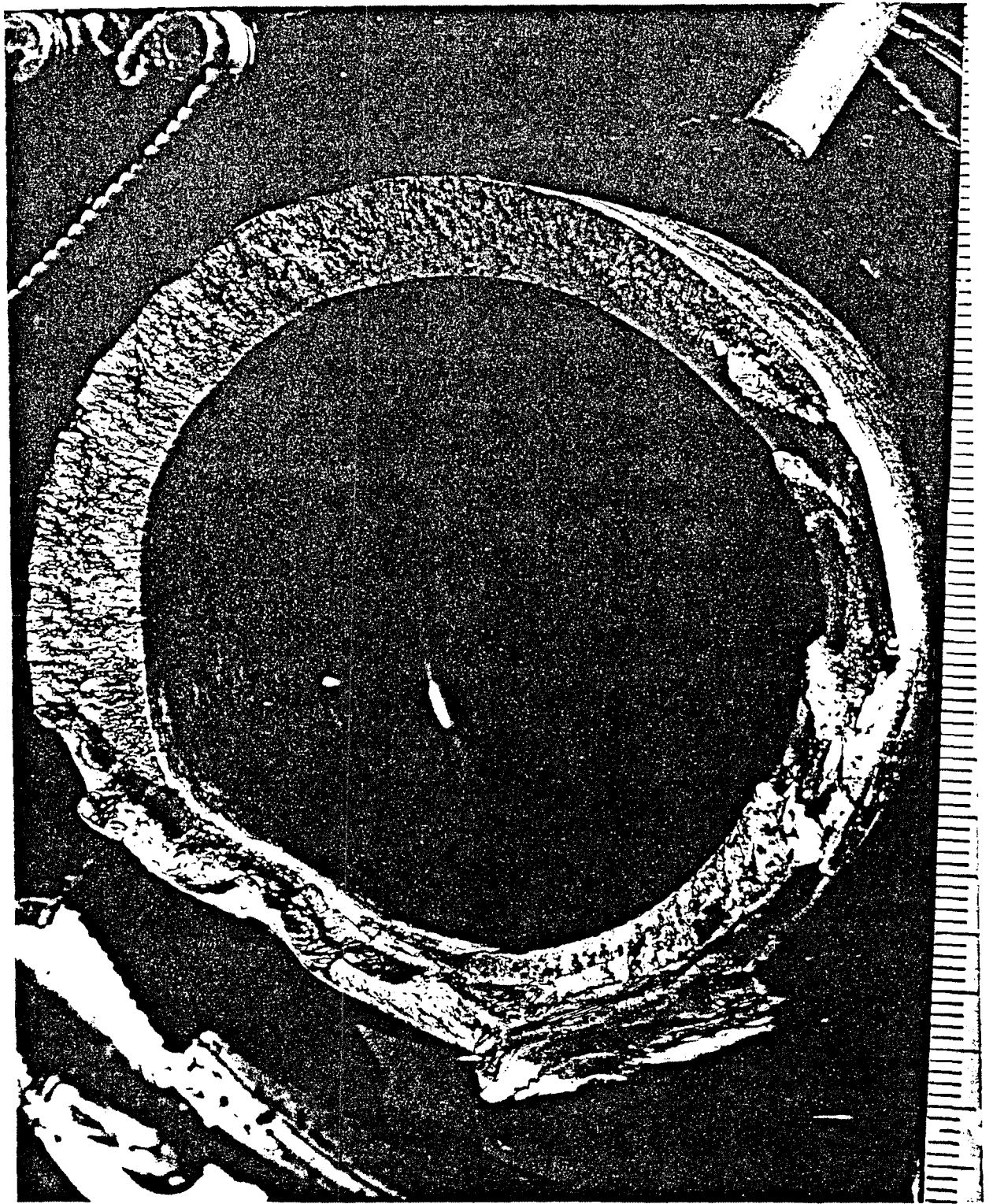


Fig. 3 Fracture surface of the RH-engine propeller shaft.

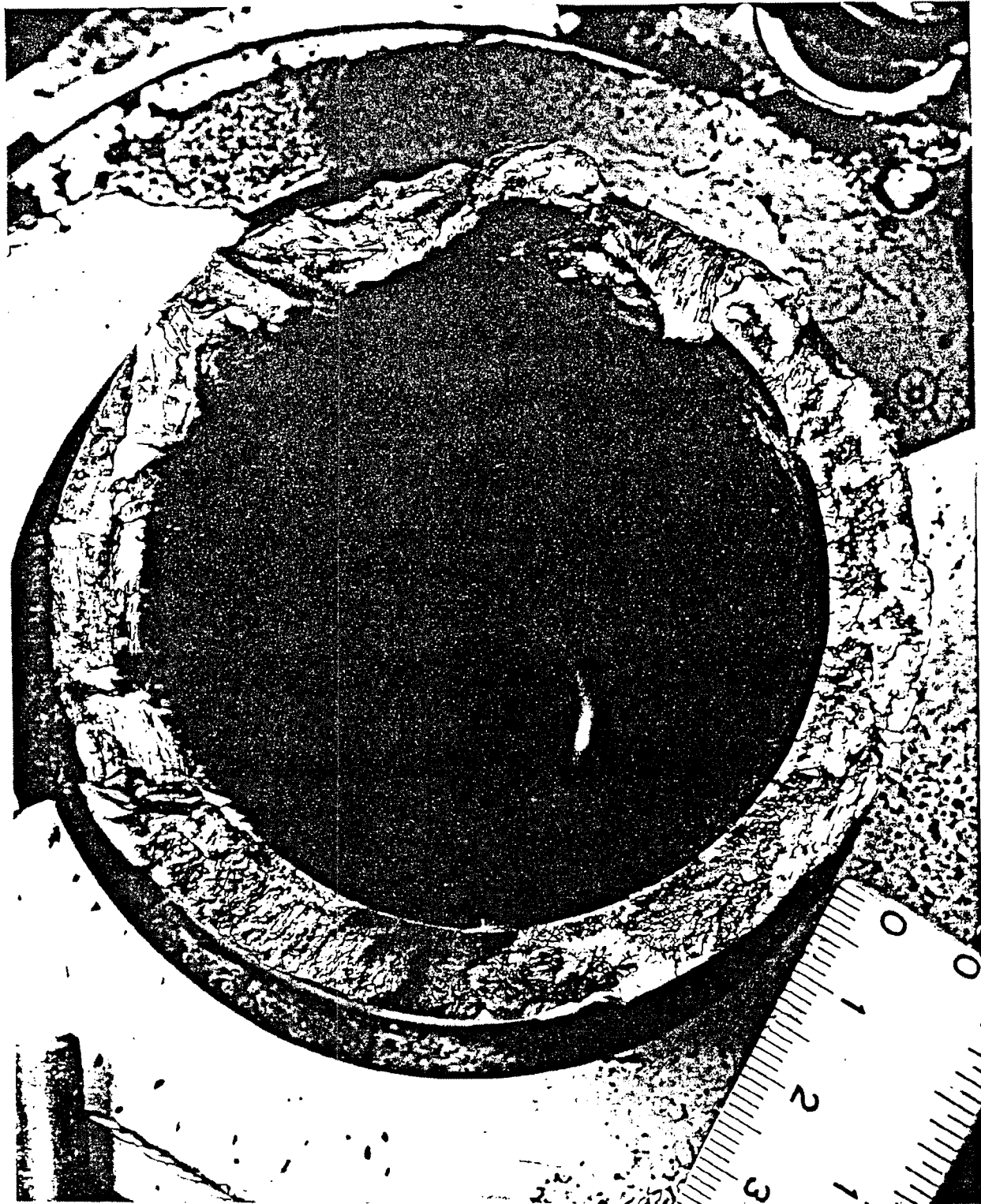


Fig. 4 Fracture surface of the LH-engine propeller shaft.

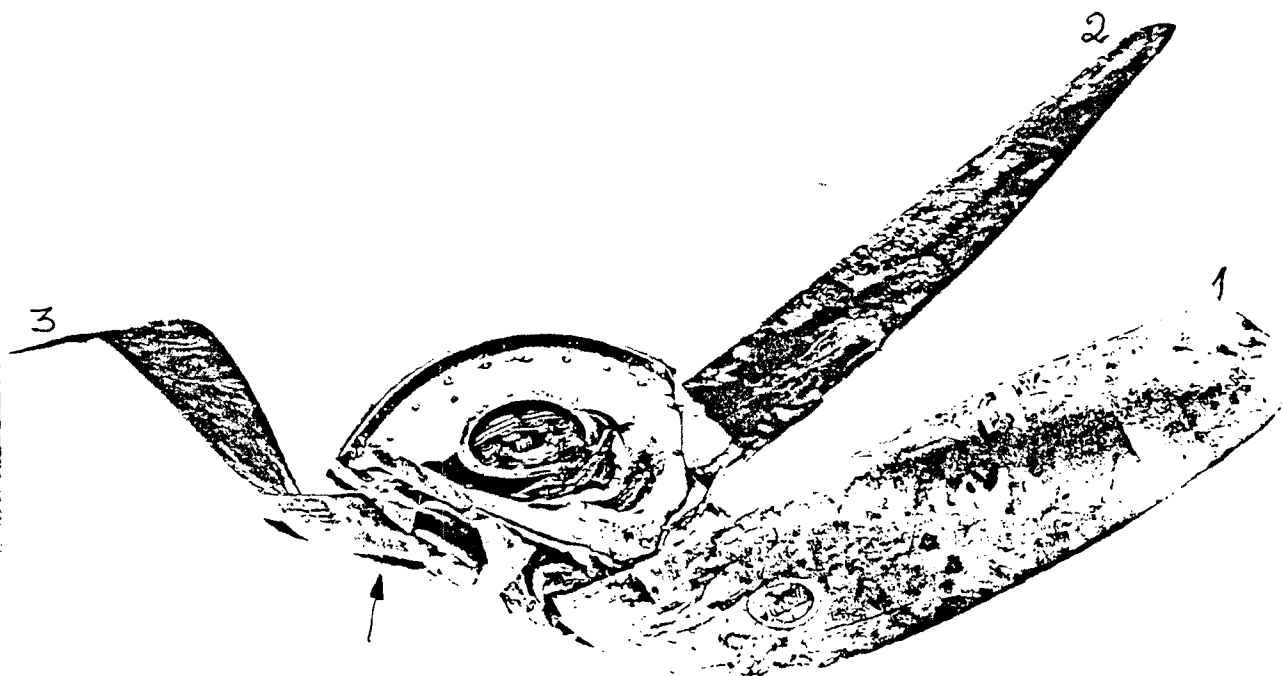


Fig. 5 General view of the RH-propeller. The blades are marked corresponding to their first marking made at the place of accident. (As can be seen, the blade No. 3 is erroneously marked LH 3 (arrowed), this should be RH 3).

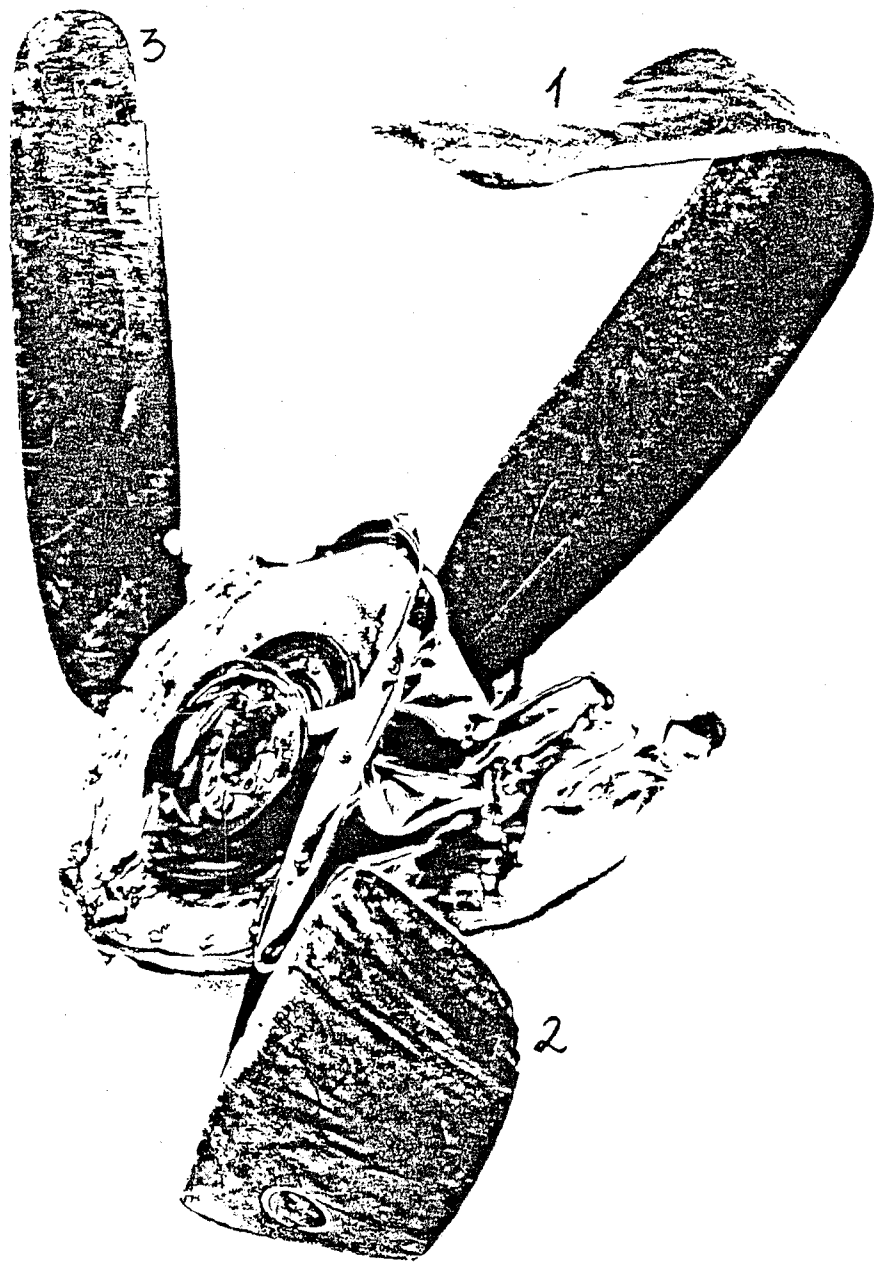


Fig. 6 General view of the LH-propeller. The blades are marked corresponding to their first marking made at the place of accident.

BILAG 2

Engine reports

"SUMMARY:

The disassembly and investigation of PT6A-21 engines, serial numbers PC-E 24558 and PC-E 24355, was accomplished under the direction of the Canadian Aviation Safety Board (C.A.S.B.). The objective of the investigation was to establish the pre-impact condition of the engines, and, if possible, the approximate power produced at time of impact.

Both engines and all available engine controls were disassembled as completely as possible, inspected, and documented.

The conclusions of this report are based on the material and mechanical evidence available during the investigation.

CONCLUSIONS.

Based on the evidence observed during the investigation, P&WC consider both PT6A-21 engines, serial numbers PC-E 24558 and PC-E 24355, were functionally correct, mechanically sound, and capable of normal operation at the time of impact.

The conclusions are supported by the severity of the rotational rub marks on the faces of the compressor and power turbine disks, and on the centrifugal impeller and shroud.

Based on previous experience, P&WC estimate that the power being developed by both engines at the time of impact was above the flight idle range, however, under these circumstances it is not possible for us to establish the exact power developed by a free turbine engine such as the PT6A-

21.

Engine Serial No. PCE 24558, L.H. position

The engine was received wrapped in a tarpaulin which was firmly tied to a wooden pallet.

The exhaust duct was totally compressed at the 3 o'clock position and was compressed to approximately 8" at the 9 o'clock position which offset the front gear bores approximately 45⁰ from the center line. The overspeed governor was intact, however, the constant speed unit front bottom section was broken away. The propeller shaft was broken off aft and adjacent to the mounting flange in apparent tensile mode.

The gas generator case was compressed approximately 8" to 10" between "C" flange and the engine mounting band in a mainly torsional mode. The case inner section was wrinkled around the compressor. There was moderate fire damage evident aft of the center firewall (Photos 1 & 2).

The engine was opened at "C" flange to gain hot section access. Many compressor turbine blades were broken off or pushed out of the firtrees, however, the remaining blades were heavily rubbed on the downstream sides from contact with the power turbine vane ring at impact (Photo No. 3). The disk firtree area was moderately rubbed. The balancing rim, airseal spigot, and inner face area (Photo No 5). Photo No. 6 illustrates a very small amount of damage on the upstream side. The C.T. vane ring was intact, however, nine (9) were sheared at the most severely compressed area on the gas generator case (Photo No. 7).

The power turbine disk was deflected to the 9 o'clock position into the P.T. vane ring outer rim. All blades were broken off at various lengths and the disk and blade firtrees and upstream face of the disk were severely

rubbed (Photo No. 8) by the interstage baffle (Photo No. 9).

There was no obvious reduction gearbox distress and the gear train rotated normally (Photo No. 10).

No compressor foreign object damage (F.O.D.) was evident, however, the centrifugal impeller vane profiles and impeller housing interface were heavily rubbed from impact (Photo No. 11).

The accessory gearbox was opened and the gear train rotated normally.

Engine Serial No. PCE 24355 R.H. position

The propshaft was broken off in apparent tensile mode aft and adjacent to the mounting flange and the front oil scavenge section was partially broken away from the front case.

The exhaust duct was totally compressed at the top and slightly compressed at the bottom which offset the front gearboxes approximately 45° from the center line to 12 o'clock.

The gas generator case was compressed to approximately 4" from the mounting band at the top and approximately 10" at the bottom. The compressor inlet struts were fractured and the accessory gearbox area was fire damaged. The fuel pump was broken off at the mounting flange and the fuel control was separated at the governor body (Photo 12, 13 & 14).

Due to severe damage, the gas generator case required cutting to gain hot section access (Photo No. 15). All compressor turbine vanes and the inner rim section were broken away and the C.T. disk was broken off at the spigot

from impact. The combustion chamber liner was crushed to approximately 1/2 length (Photo No. 16). Two (2) C.T. blades were pushed out of the disk and the remainder were broken off adjacent to the platforms. The disk airseal was broken and worn away and both disk faces were rotationally rubbed (Photos 17 & 18).

The interstage baffle was jammed on the P.T. disk airseal spigot and could not be forcibly removed (Photo No. 19).

There was no obvious distress in the front reduction gear drive train.

One (1) compressor first stage blade was bent and the remainder exhibited heavy F.O.D. at inner span on the leading edges (Photo No. 20). The compressor could not be removed from the gas generator case however a section of impeller housing was cut away and the impeller vane profiles and housing section displayed a rub of similar intensity as Engine 24558 (Photos 21 & 22).

Engine controls

The following engines controls were inspected and documented. The components were not subjected to P&WC bench test as the listed items were taken by Mr. W. Taylor to the Canadian Aviation Safety Board facility.

PC-E 24588 L.H.

Prop governor P/L 8210-002, S/N 1440535AB, air bleed link lever was broken and the beta valve housing had broken off in the impact. There was dirt (clay) found inside the housing. This could have entered through the prop shaft.

O'speed governor P/L 210632, type 97-389000-3, S/N 1449231G, displayed no visible external damage.

Fuel pump P/L 025323-101-01, S/N 6312 had the latest coupling although the pump had not been reidentified as the -02 configuration. The mounting flage had broken off at the upper and lower right attachment lugs.

Fuel control P/L 3244745-2, S/N 33365, had been overhauled and identified with lead seals bearing the marking RM. The throttle shaft was bent backwards approximately 45⁰ away from the max. Ng. stop position. The governor flyweights were free and the drive shaft bearings rotated freely.

PC-E 24355 R.H.

Prop governor P/L 8210-002, S/N 1190033Y, displayed no visible external damage.

O'speed governor P/L 210632, type 97-389000 -3, S/N 1449245G, exhibited one flyweight leg broken off at the flyweight pin hole as evidenced by an impact mark on the retainer from the flyweight.

Fuel pump 025323-101-02, S/N 4205, had the latest coupling which had broken at the roll pin hole and the drive shaft had bent due to impact. The mounting flage had broken at its attachment lugs.

Fuel control 3244745-2, S/N 36202, had been repaired at a facility which uses the marking RM on its lead seals. The throttle shaft was bent rearward at the max. Ng position. The drive body has separated from the flow body. The upper linkage was bent and the bracket broken. The ratio arm cover on the air side had been sheared off."

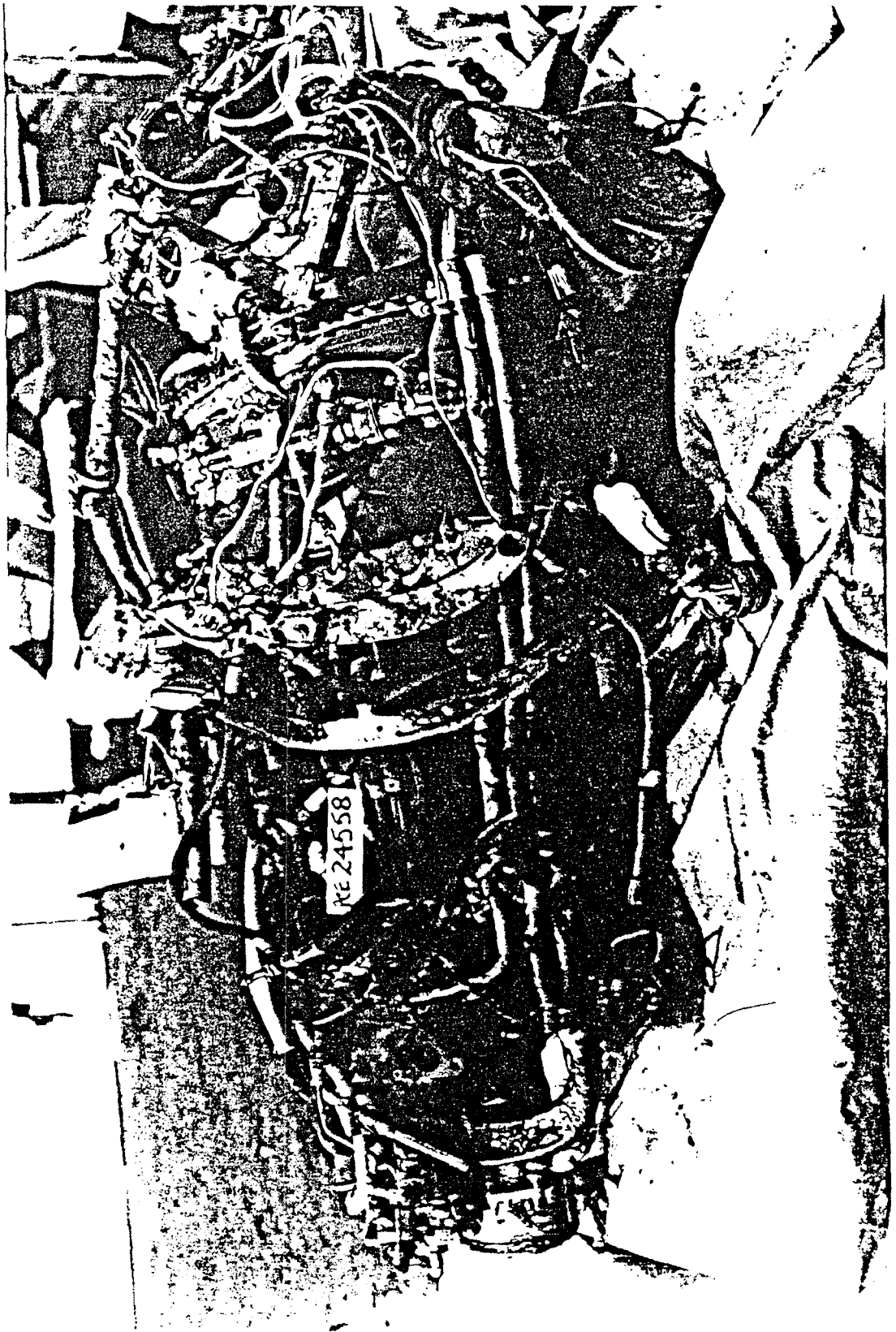


PHOTO NO. 1
S/N 24558

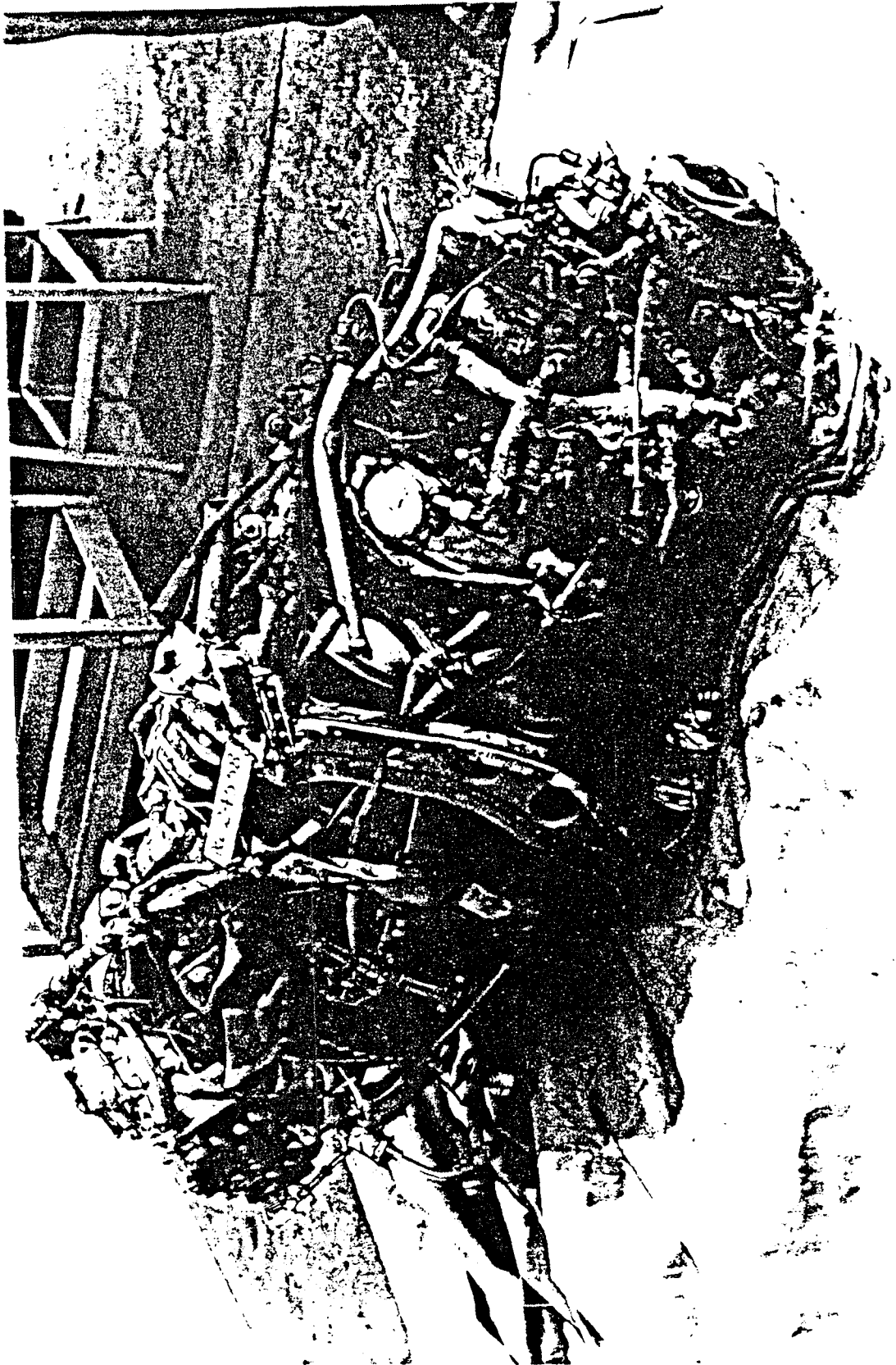


PHOTO NO. 2
S/N 24558

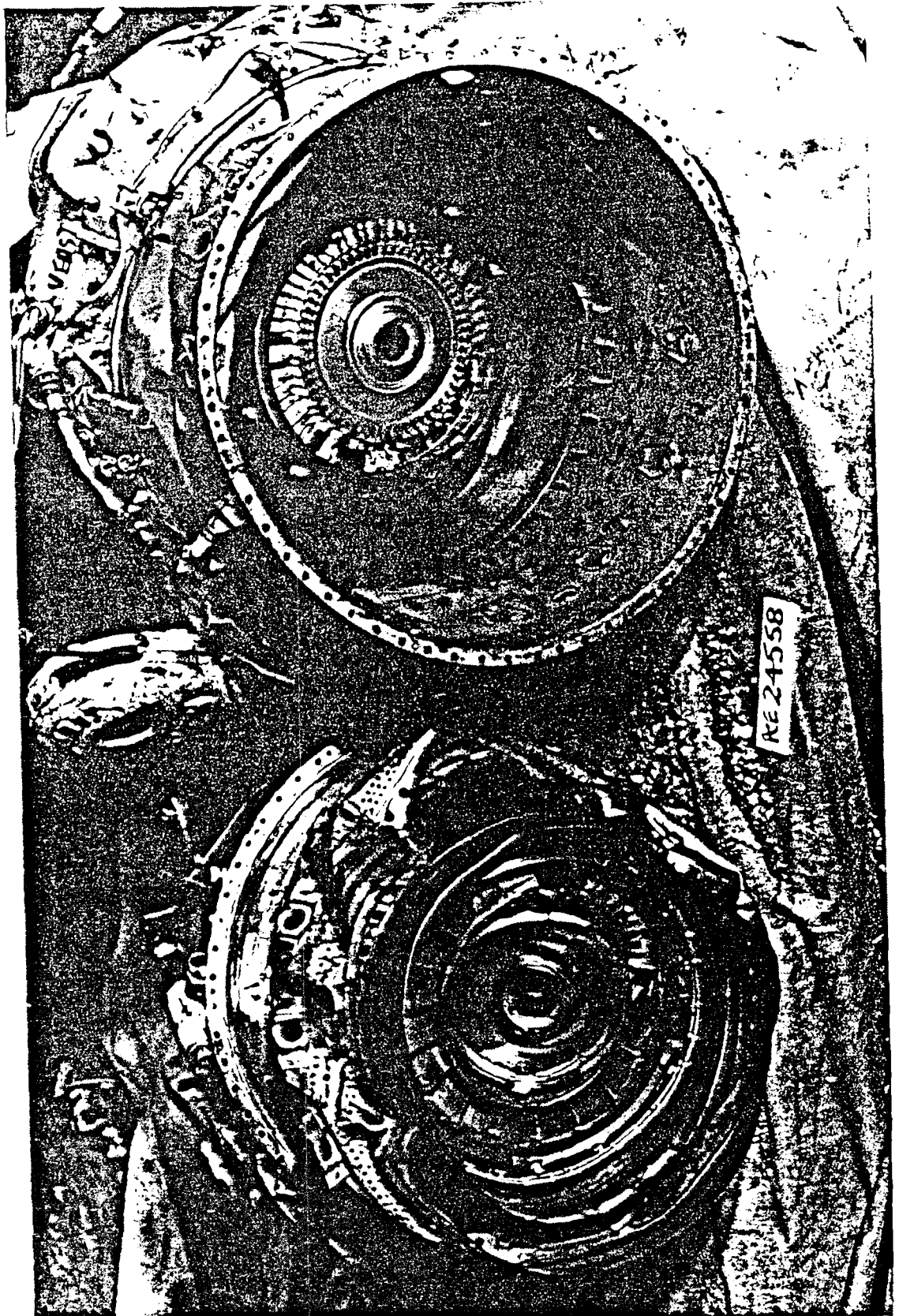
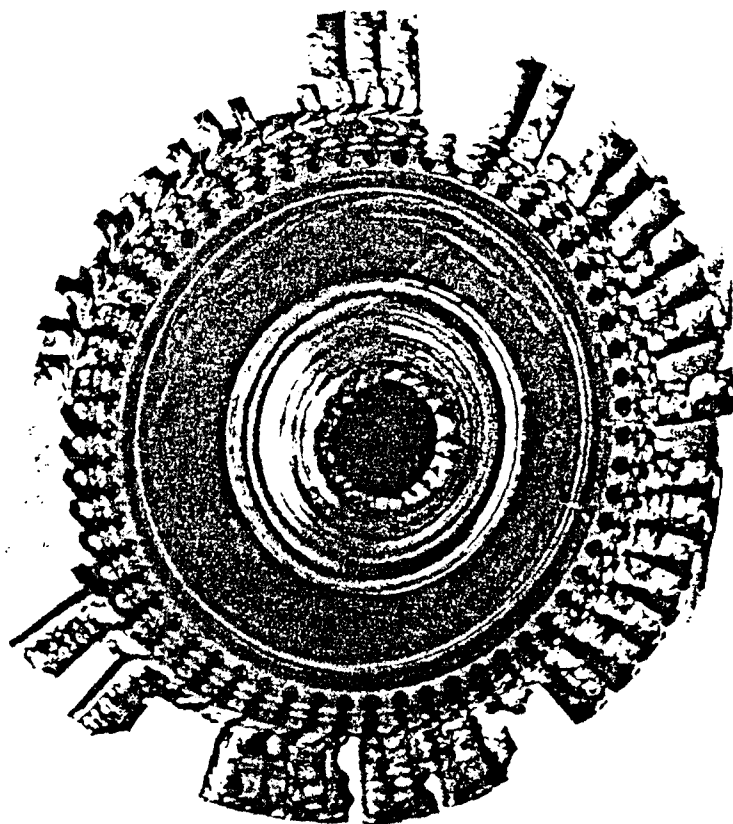


PHOTO NO. 3
S/N 24558




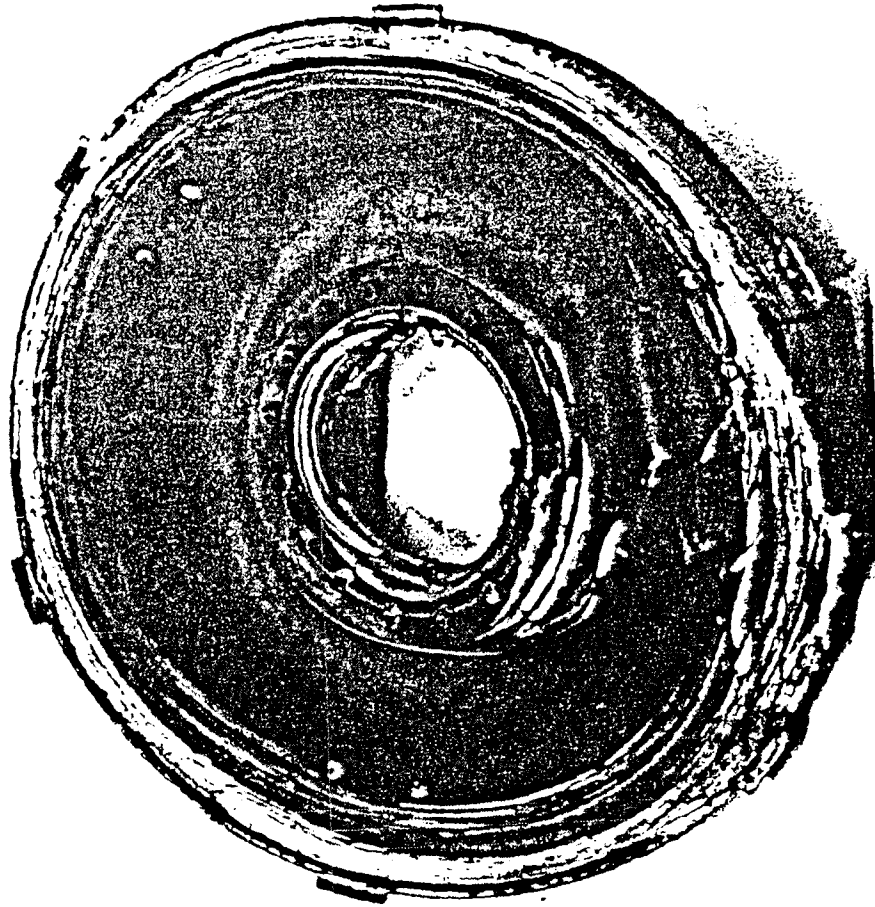
 S/N 24558
U.S. ARMY MEDICAL RESEARCH AND DEVELOPMENT COMMAND

PHOTO NO. 4
S/N 24558

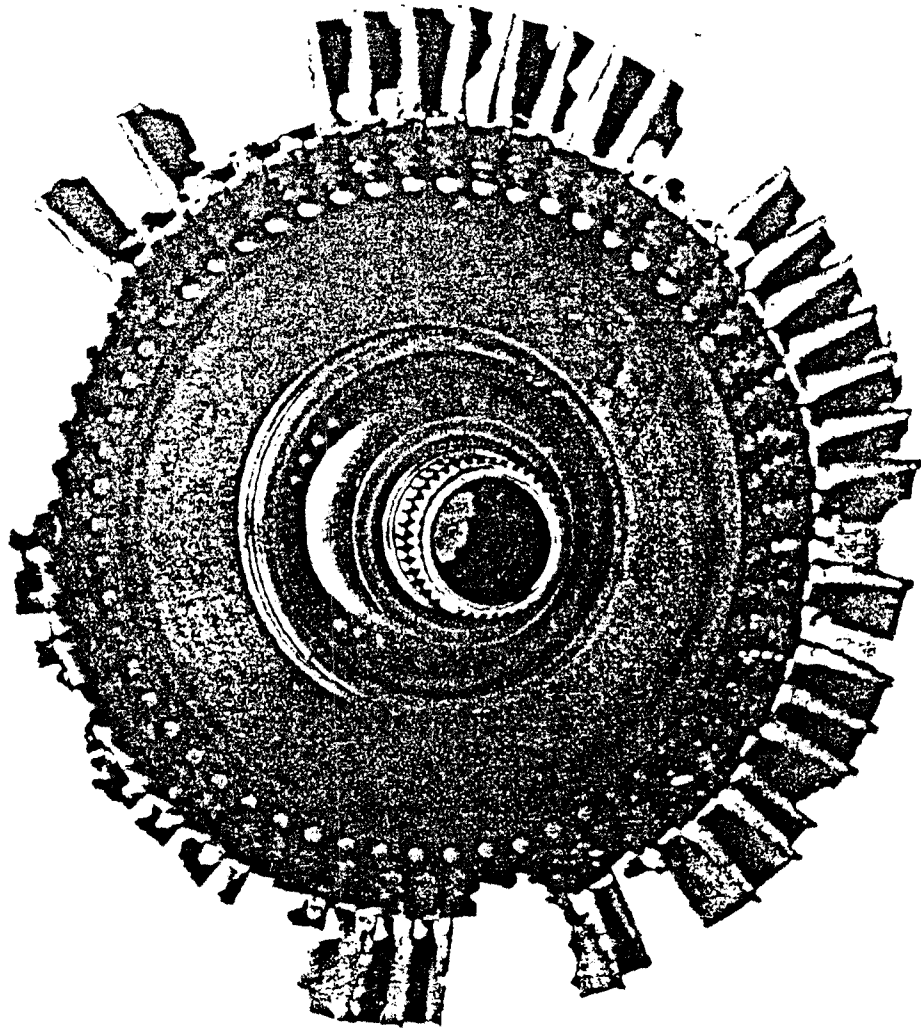


S/N 24558



PSWC - SERVICE INVESTIGATION DEPT.

PHOTO NO. 5
S/N 24558



01121558

PHOTO NO. 6
S/N 24558

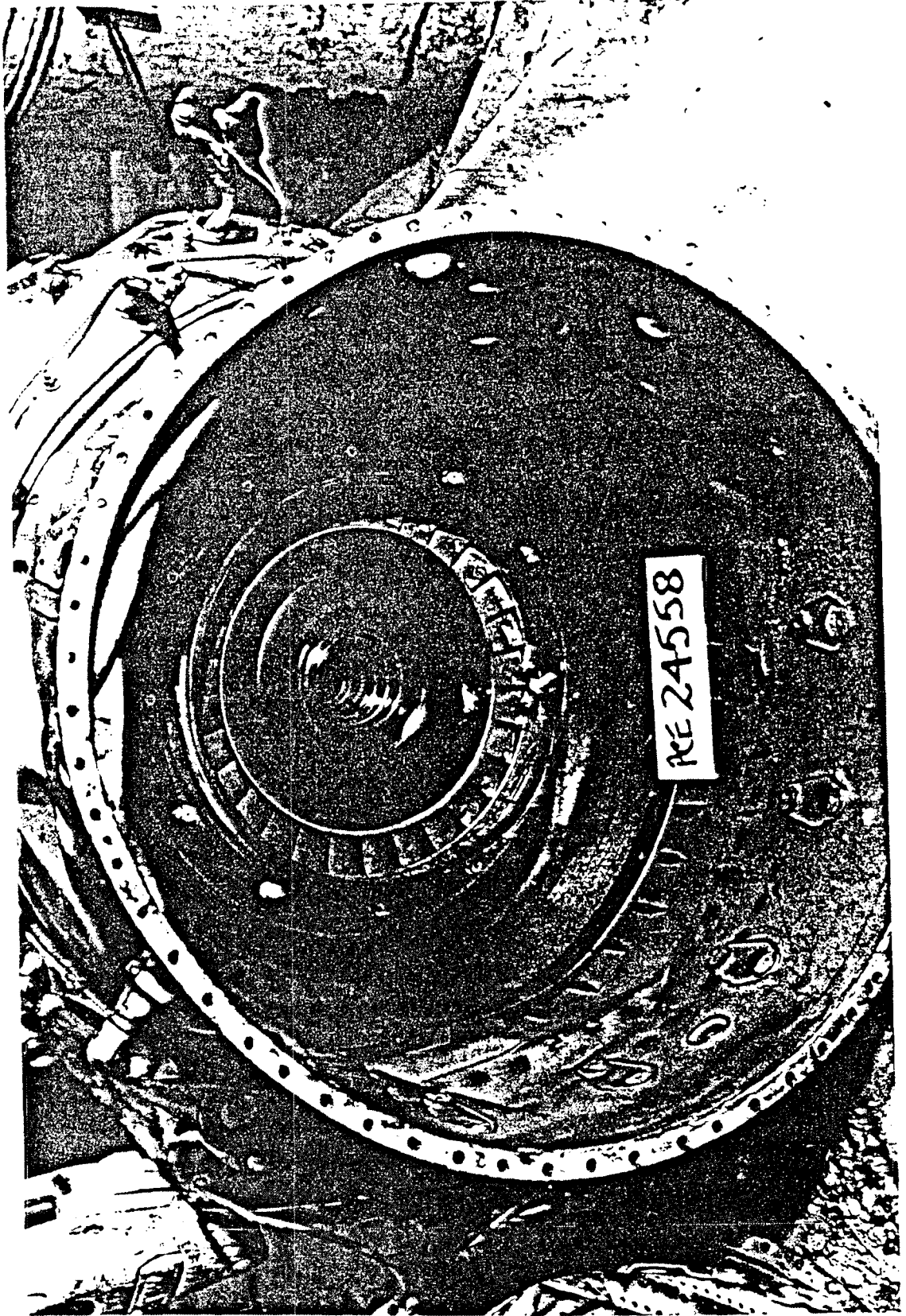


PHOTO NO. 7
S/N 24558

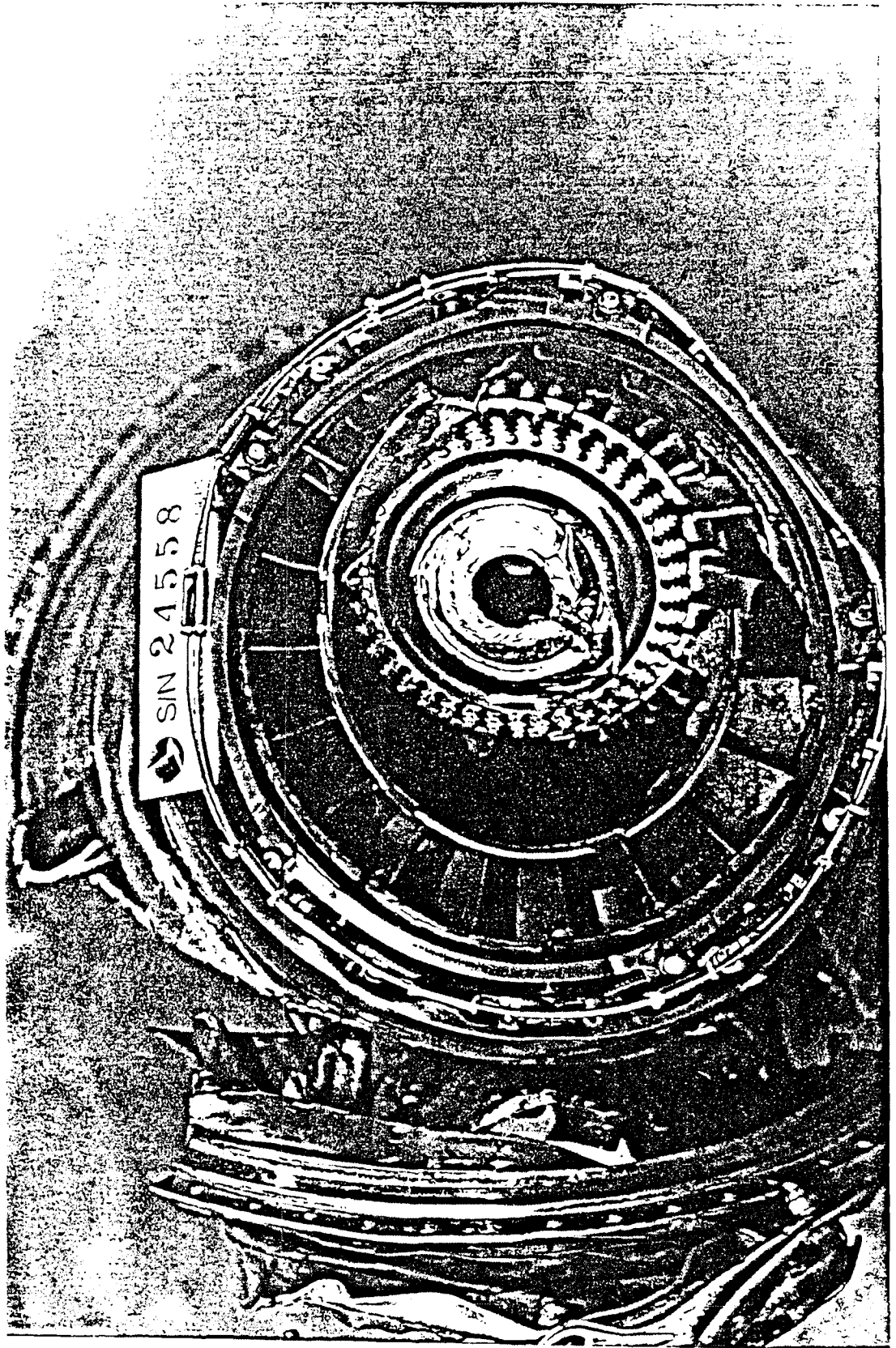
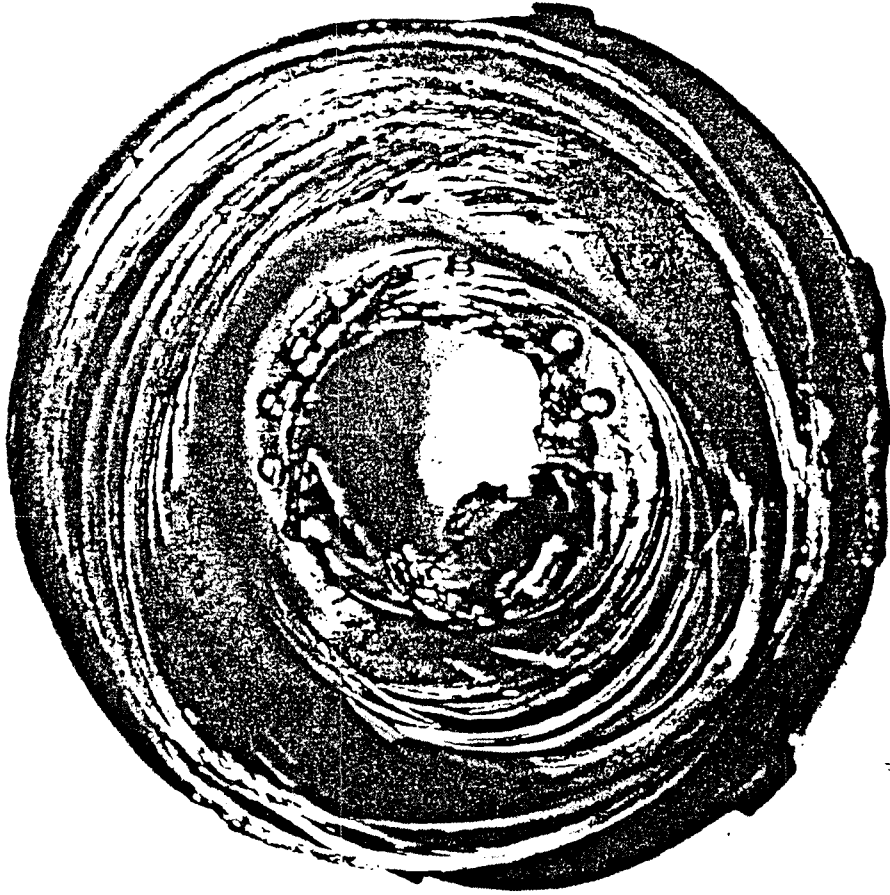



PHOTO NO. 8
S/N 24558



 S/N 24558

P&WC - SERVICE INVESTIGATION DEPT

PHOTO NO. 9
S/N 24558

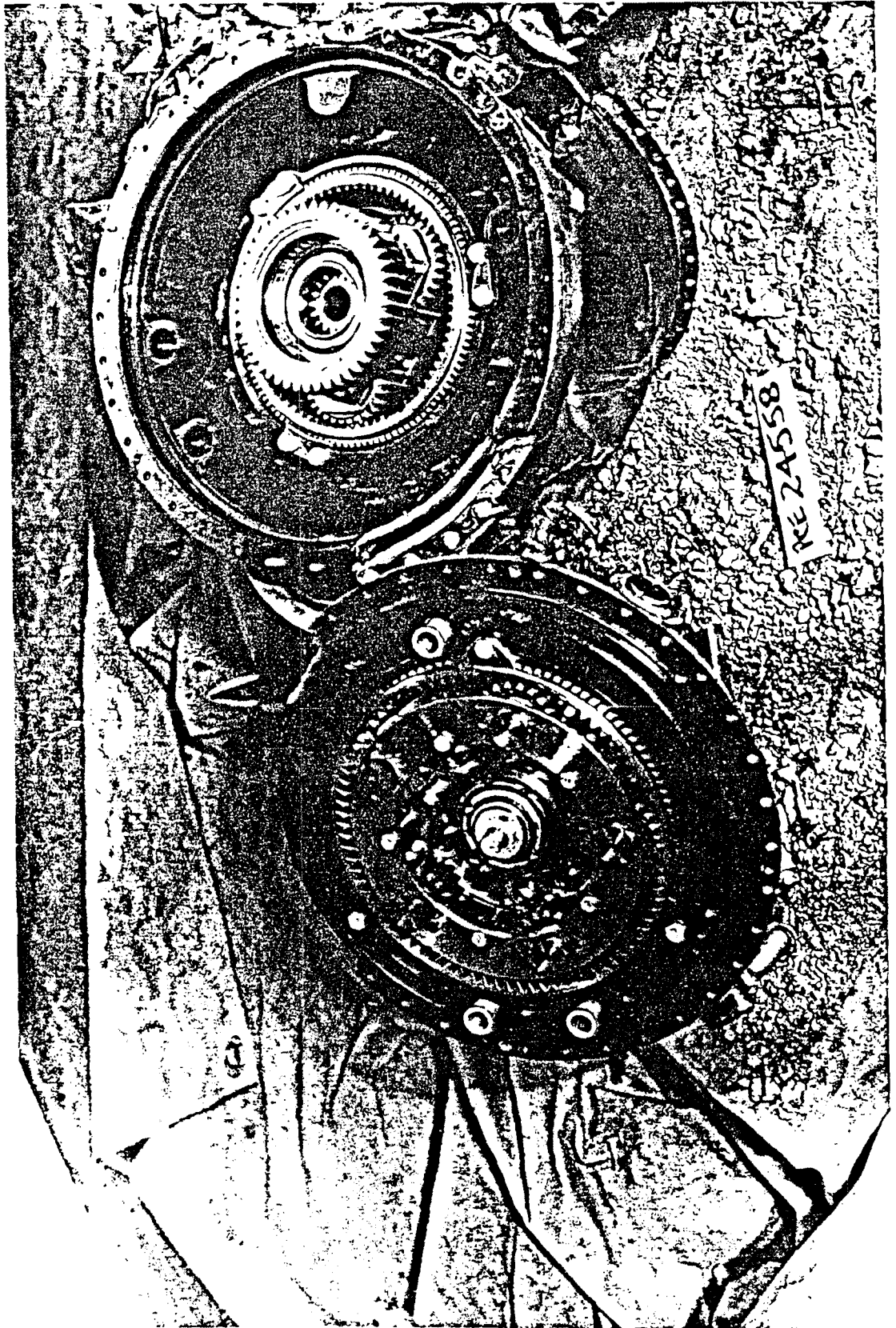


PHOTO NO. 10
S/N 24558

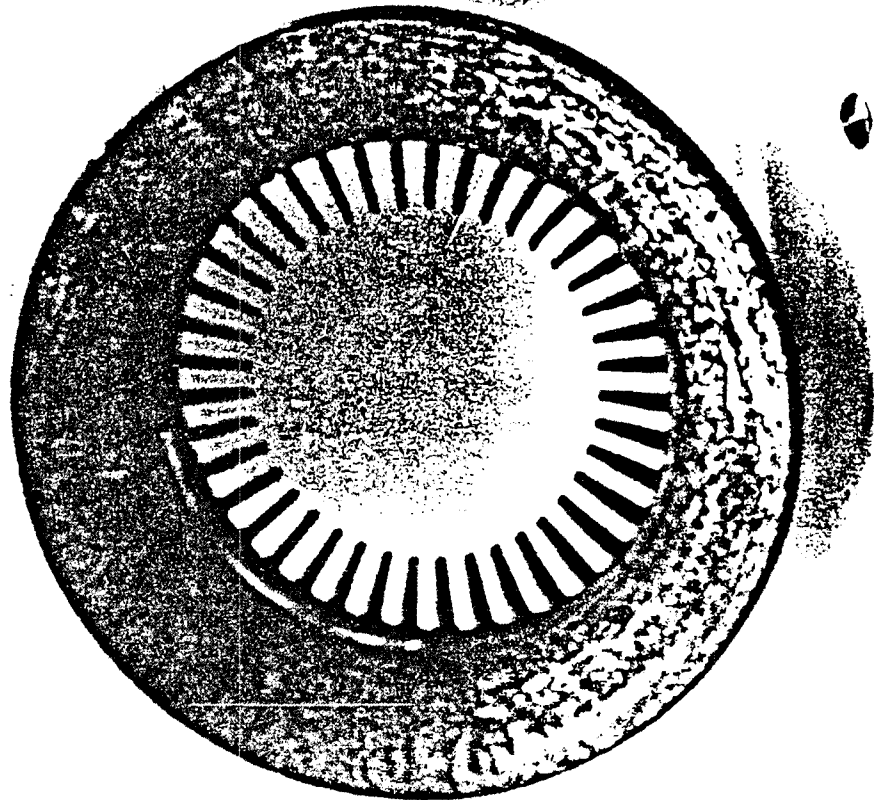
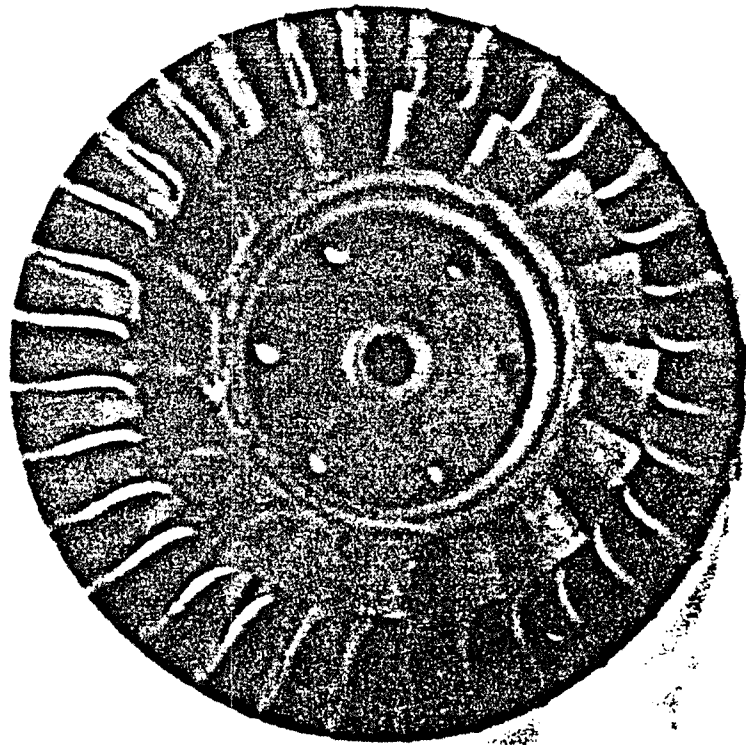


PHOTO NO. 11
S/N 24558

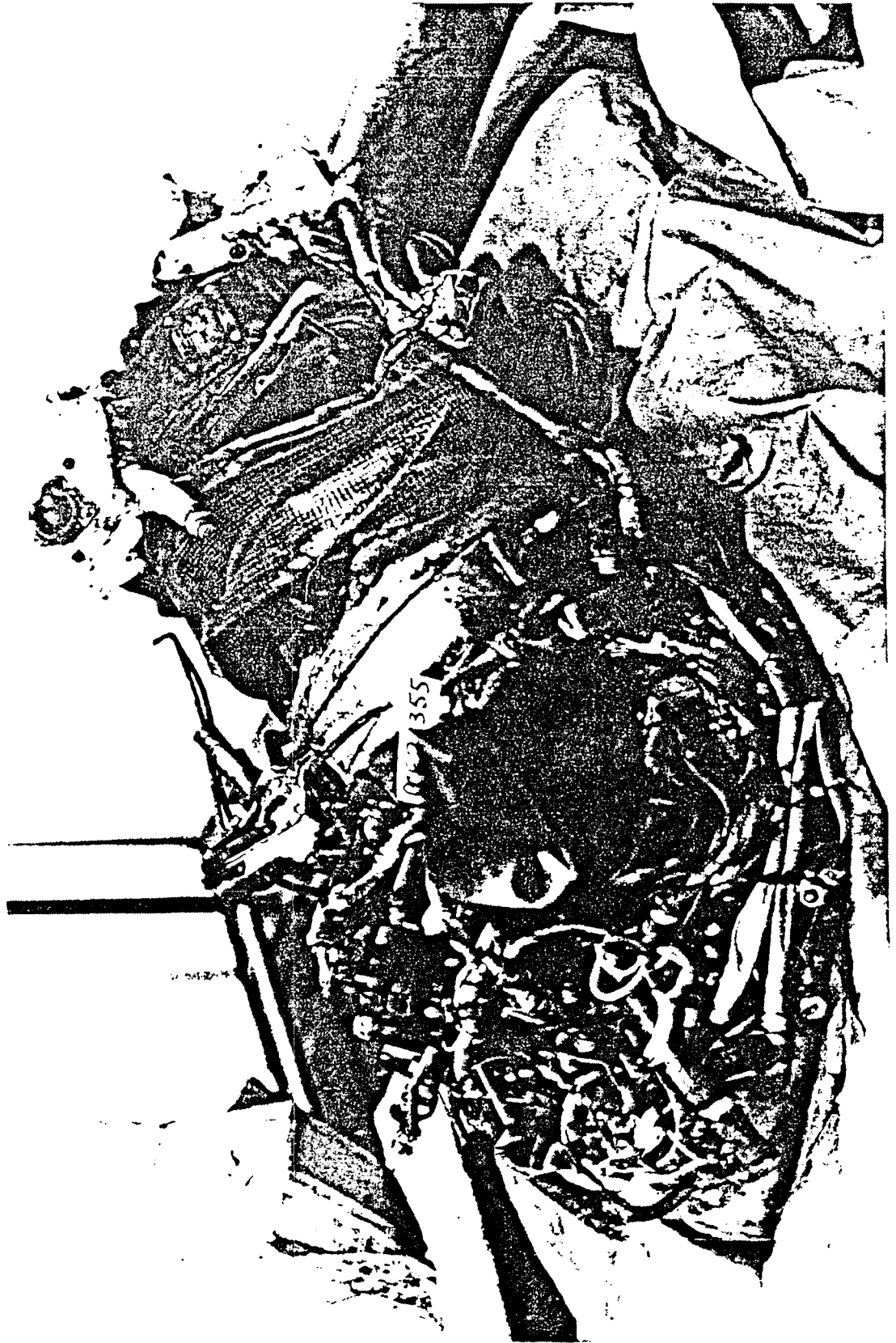


PHOTO NO. 12
S/N 24355

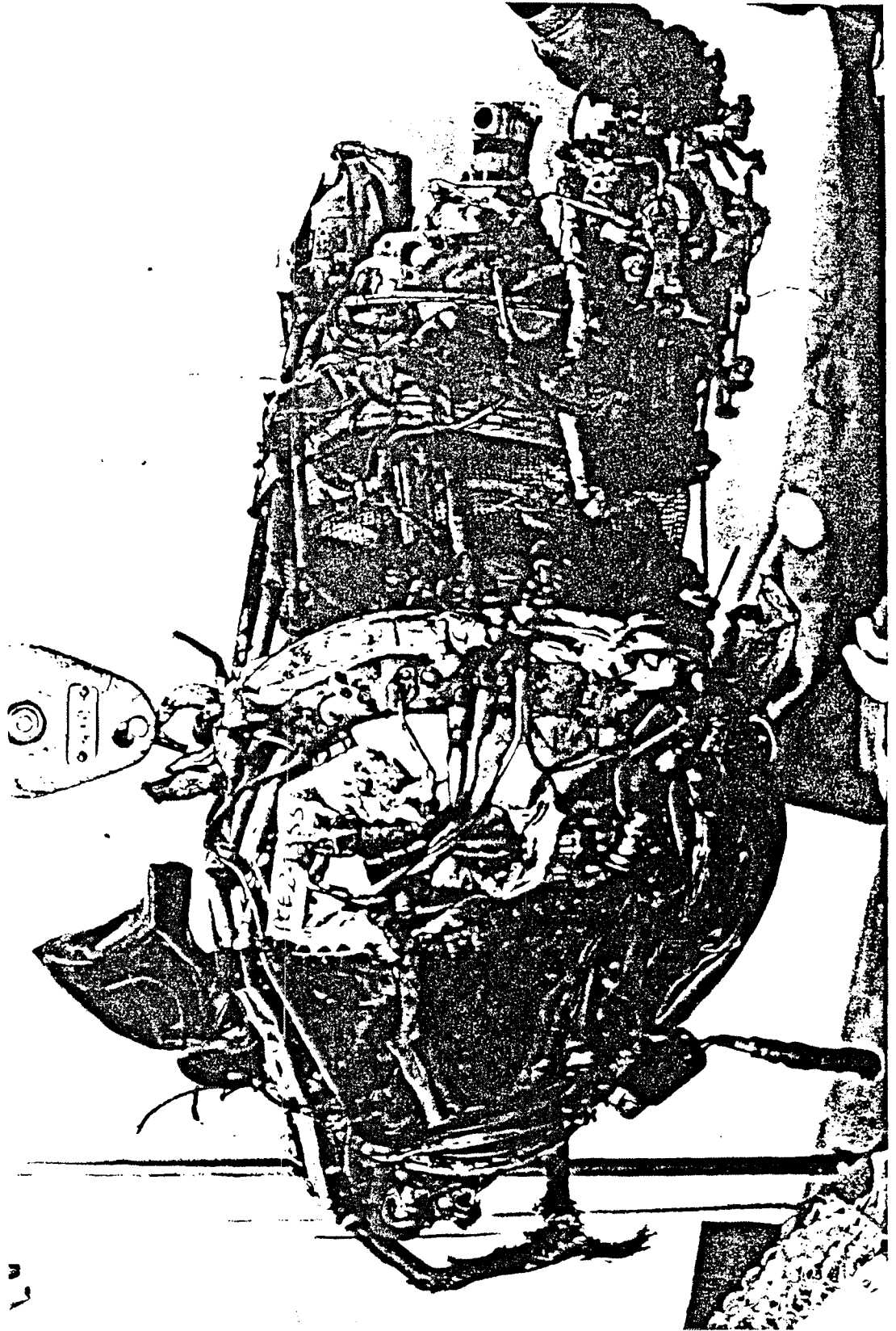


PHOTO NO. 13
S/N 24355



PHOTO NO. 14
S/N 24355

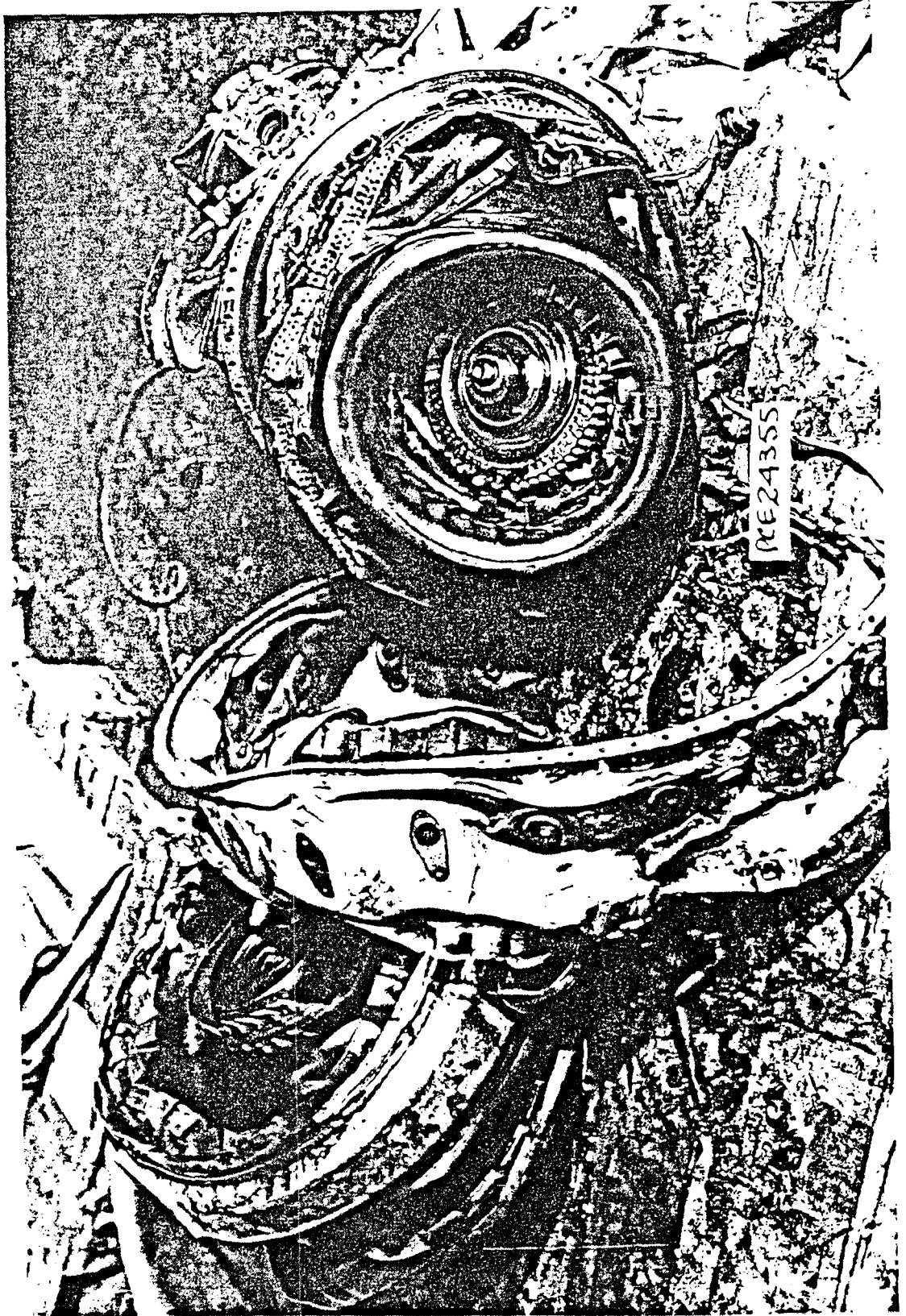


PHOTO NO. 15
S/N 24355

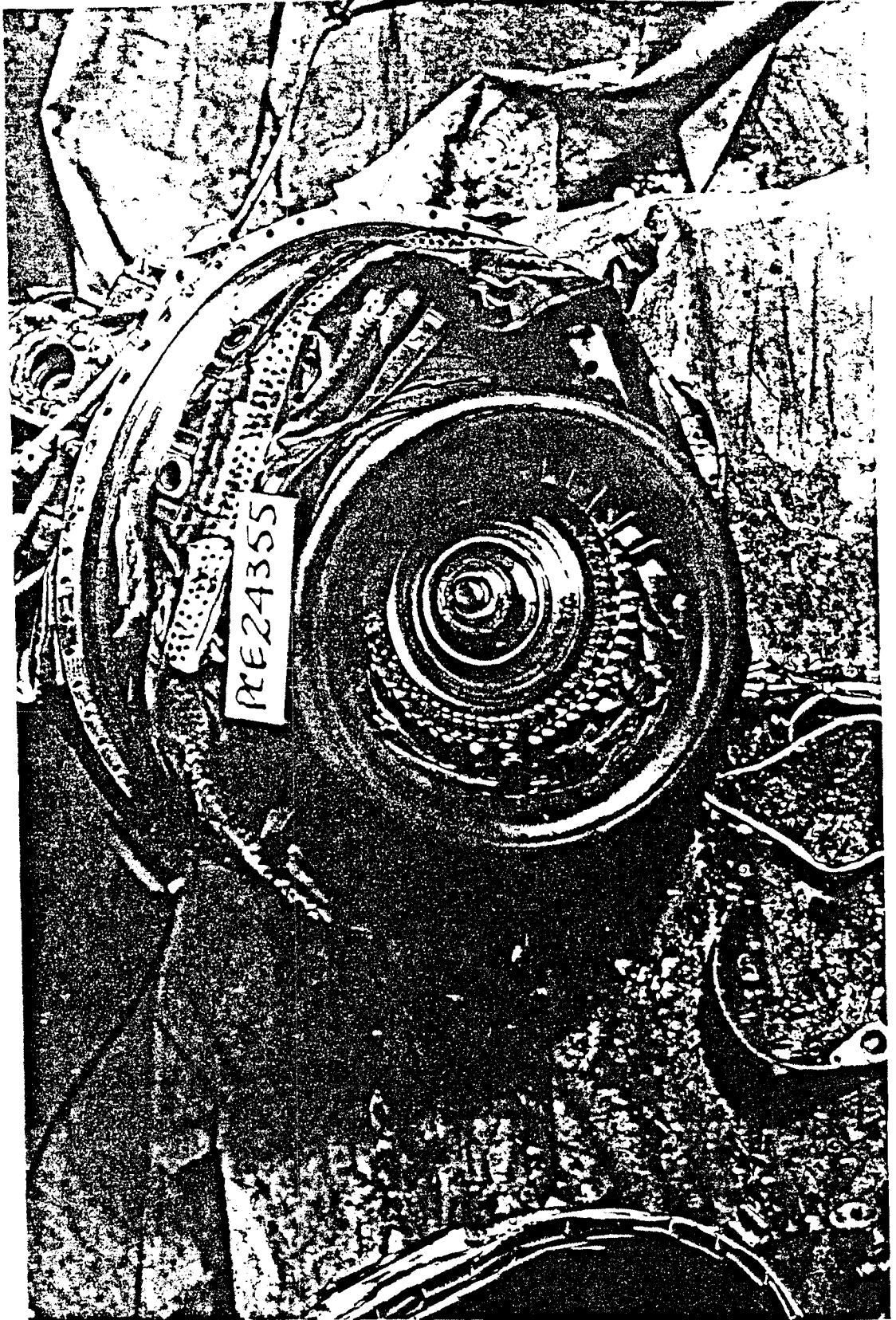
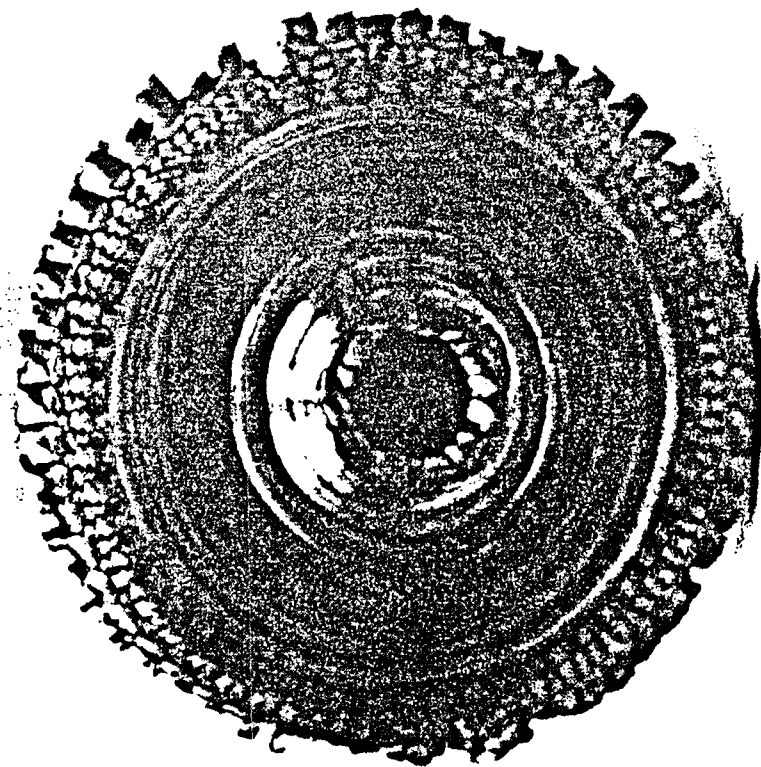
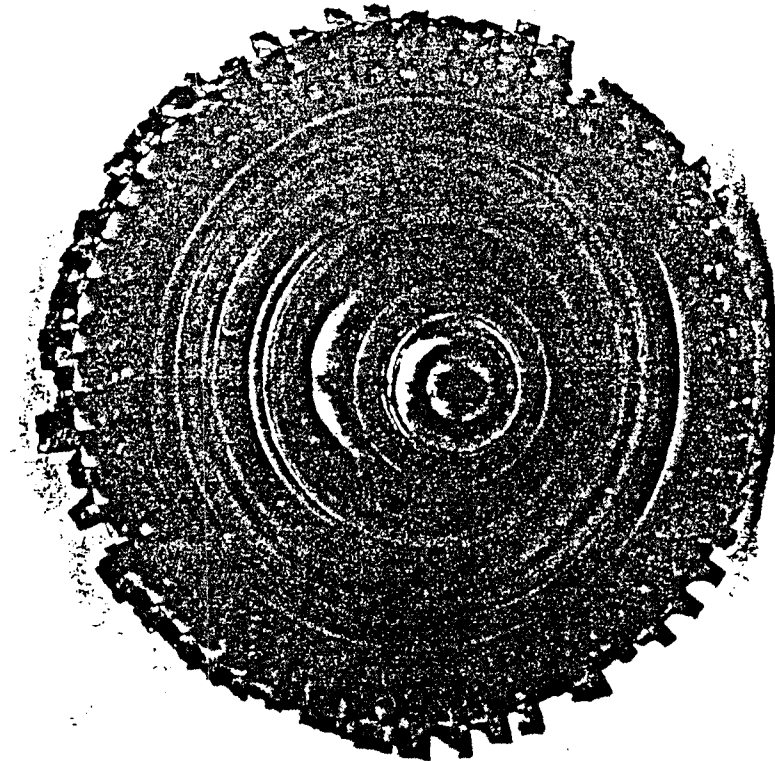


PHOTO NO. 16
34B 24355



Y 204 2-1355

PHOTO NO. 17
S/N224355



 S/N 24355
P&WC · SERVICE INVESTIGATION DEPT

PHOTO NO. 18
S/N 24355

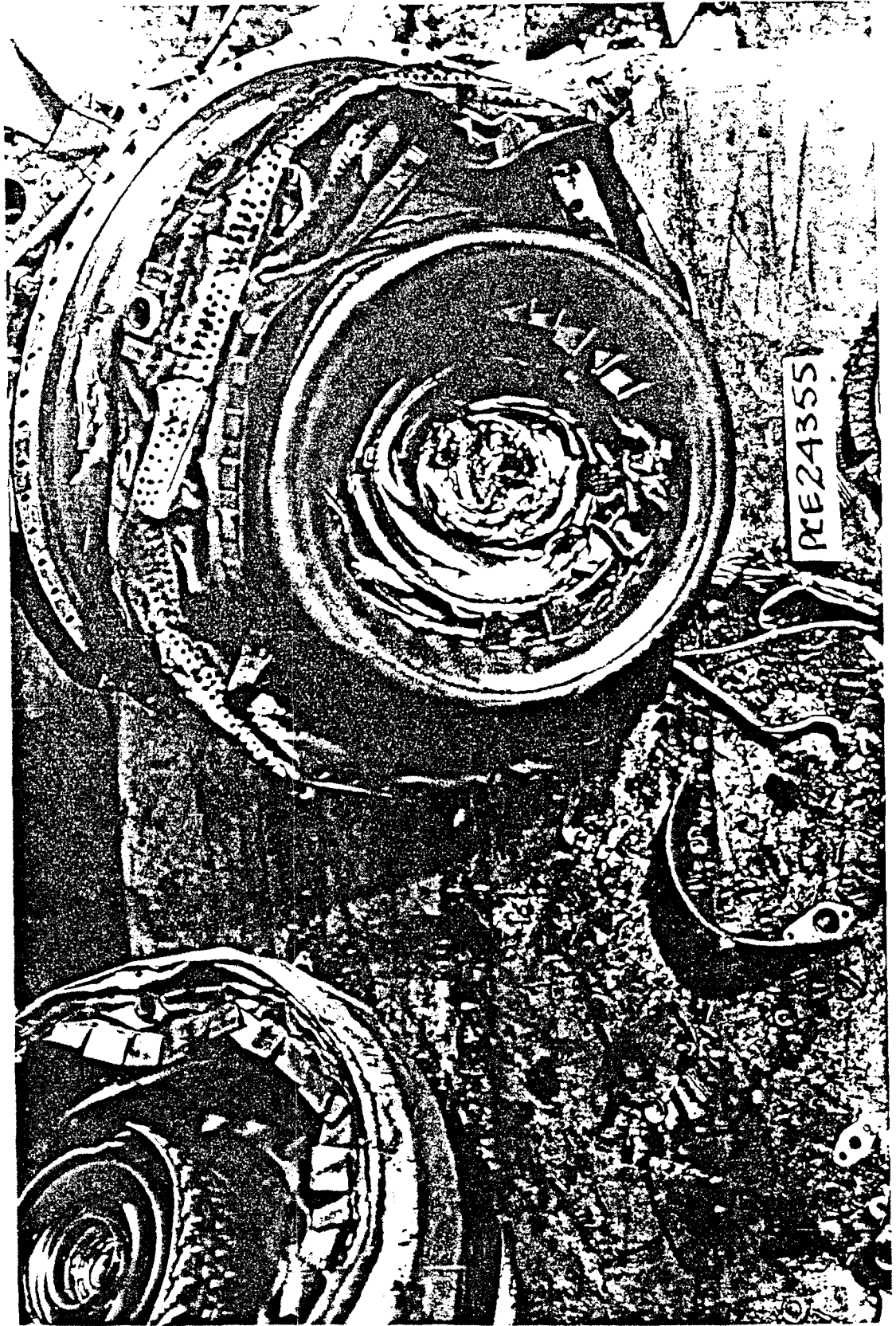


PHOTO NO. 19
S/N 24355

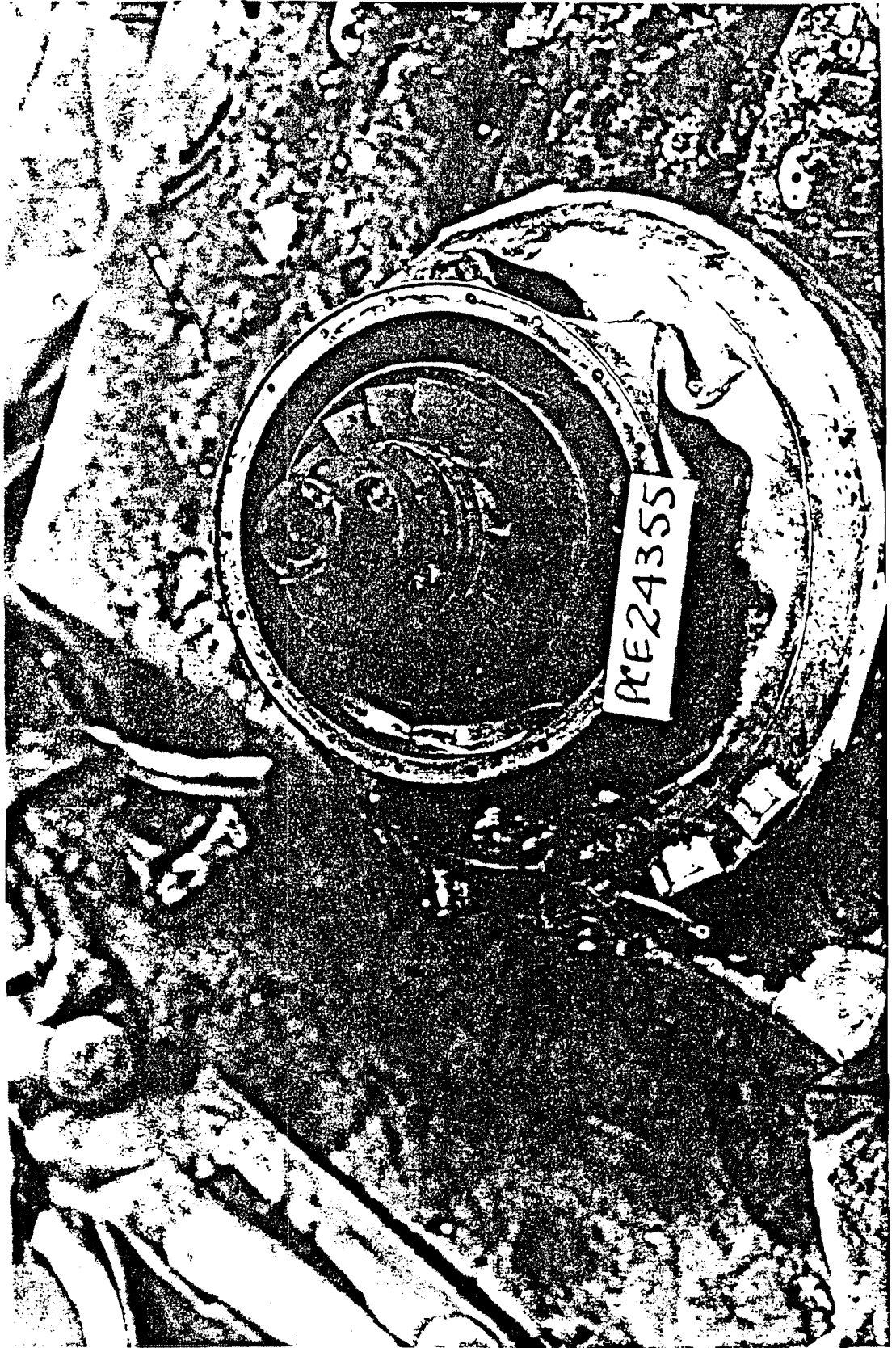


PHOTO NO. 20
S/N 24355

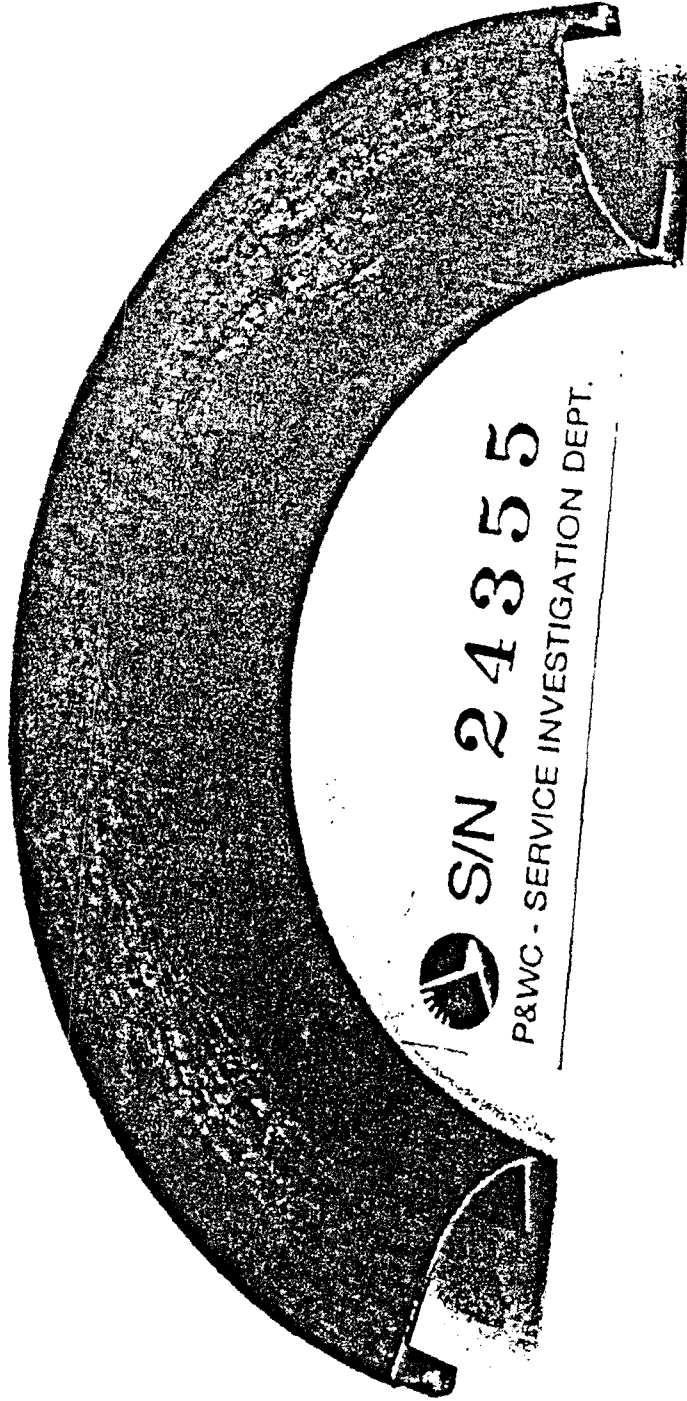


PHOTO NO. 21
S/N 24355

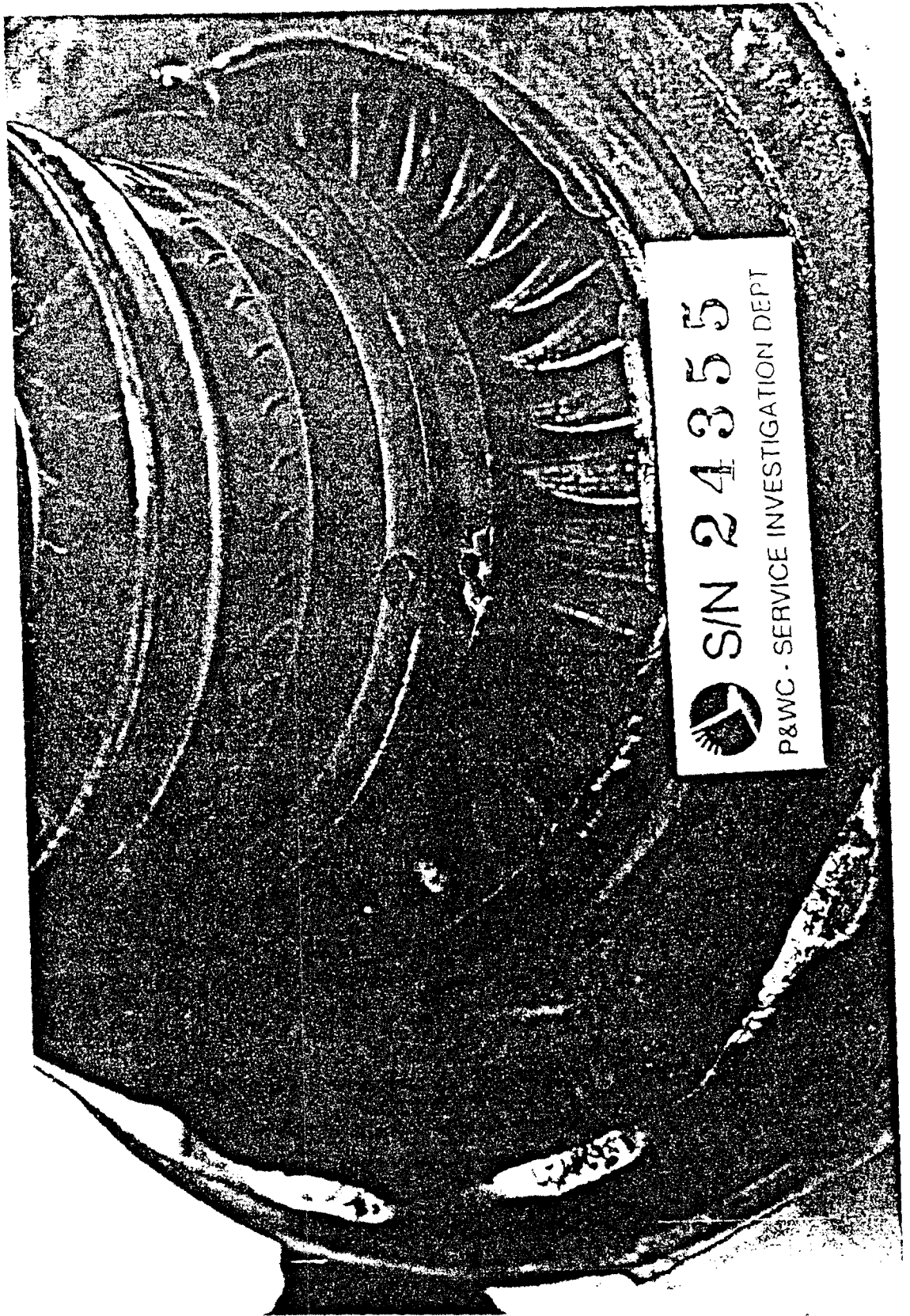


PHOTO NO. 22
S/N 24355

BILAG 3

Propeller report

"Summary and conclusions

No pre-impact discrepancies were noted on either propeller which would have precluded normal operation.

The most well defined blade angle markings place both propellers in the 18 to 22 degree blade angle range at impact. Typical propeller accident impacts will drive this model propeller to a low or fine blade angle direction. This is indicated by the rotation of the blades in their respective clamp assemblies noted in this report and would account for the low blade angle markings obtained. Once oil pressure is lost in the propeller pitch change mechanism, either by propeller separation from the engine or separation of the cylinder from the hub unit, the feathering springs will attempt to move the pitch change mechanism to the feather or high blade angle range. This is indicative of the higher than normal blade angle markings noted, particularly in the left propeller.

Individual blade bending and twisting is rather symmetrical indicating that both propellers were operating at similar power settings and blade angles. There is a lack of "classical" impact twisting to the blades which would be indicative of power being absorbed by the propellers at impact. However, both propellers apparently separated from their respective engines at impact as evidenced by the fractured engine/prop flanges. Once separation occurs, the propeller blades are no longer "rigid bodies" and therefore, not likely to show classical power twisting even though power was being developed at impact.

Investigation

Right Propeller (S/N: BU-11429)

Blades were identified as R-1, R-2, and R-3 for identification purposes. Labeling was in a counter-clockwise manner as viewed from the rear of the propeller. The hub serial number (S/N) was located between the number 1 and 2 blades.

The spinner dome was missing. The cylinder and feathering spring assembly had stripped from the hub unit and was recovered. The piston was fractured and the majority of it was missing; only small sections of the piston remained attached to the guide rods. The bending of the three guide rods was all in a direction of approximately one third the distance between the R-2 blade toward the R-1 blade. The rods were bent approximately 60 degrees from the thrust axis of the propeller.

The cylinder was impact dented on the rear end in two locations approximately 180 degrees apart. The forward spring retainer of the feathering spring assembly was properly seated on the front end of the cylinder. The height of the feather stop screws measured from the forward ledge of the cylinder was 3 11/16 inches. The rear spring retainer and the two split metal keepers which hold the retainer in position were missing. However, the circular groove in the pitch change rod which holds the keepers was undamaged. The two feathering springs remained in their normal position. The pitch change rod was bent at its approximate mid-point trapping the low stop sleeve. The rod and sleeve were cut in order to remove the rod for further examination.

The engine mount flange remained firmly attached to the propeller. The flange was separated at the neck. Propeller mounting bolts were all Hartzell part number B3339, which was in conformance with Airworthiness Directive 83-08-01. The spinner backplate was bent and distorted with the predominate bent rearward located between the R-1

and R-3 blades.

An approximate 60 degree segment of the low stop collar was separated at a location about midway between the R-1 and R-2 blades. The remaining internal wear surfaces of the low stop collar appeared normal. The deice slip ring was detached rearward from the spinner bulkhead at the same location.

The link arms for blades R-1 and R-2 remained attached to their respective blade clamps. Link arm R-3 was separated and missing. The piston link arm connection points were all fractured, however, the connecting link pins were still attached.

The blade clamps were intact and secure. Blade R-3 counterweight was missing; the two retaining bolts were sheared at the clamp face. The heads of the retaining bolts holding the saddle weights on the blade R-1 counterweight were sheared; the outboard saddle weight was missing and the inboard weight was loose.

Blade R-1 (S/N: E-46800). This was a complete blade. It had rotated about 90 degrees in the blade clamp toward the low (fine) pitch direction. It was bent rearward (towards the face side) about 60 degrees and twisted towards the low pitch direction. Blade clamp serial number was W-5742.

Blade R-2 (S/N: E60434). This was a complete blade. It had rotated in the clamp assembly about 15 degrees towards the low pitch direction. The blade was bent rearward about 15 degrees and twisted towards the low pitch direction. Blade clamp serial number was BB-2158.

Blade R-3 (S/N: E-62103). This was a complete blade. It had rotated in the clamps about 50 degrees towards the low pitch direction. It was "S" bent; rearward about 20

degrees at the mid-deice boot position, and then forward about 20 degrees at about mid-blade. There was no apparent impact twisting to the blade. Blade clamp serial number was W-3741.

All three blades were model T-10173B-8.

BLADE ANGLE DETERMINATIONS:

The installation requirements for the propeller are: feather - 87 degrees; reverse - (neg) 11 degrees. The following determinations assumed these values. The flight idle setting for the propeller is determined by engine torque; typical value would be in the 15-16 degree blade angle range.

There were three circumferential marks on the pitch change rod the centers of which were displaced about 45 degrees apart. These marks measured $2 \frac{1}{32}$, $2 \frac{4}{32}$, and $2 \frac{13}{32}$ inches from the front flange face. The most defined mark was at the $2 \frac{4}{32}$ inch location; the others were more "fuzzy" or smeared. The forward end of the rod, near the flange face, was sharply "S" bent about 10 degrees. Thus, the actual distance from the marks to the flange face would be slightly greater than the distances measured above if the rod was not bent. The above marks would correspond to about 24 deg., 21 deg., and 12 deg. blade angle when the marks were made.

Two small piston pieces that were retained by the guide rods on the hub showed circumferential indent marks on the interior surface from contact with the front ledge of the cylinder. The piston section located between blades 1 and 2 had a well defined mark which measured $2 \frac{15}{32}$ inches from the rear face of the piston. There was also a faint line which measured $2 \frac{4}{32}$ inches from the piston end. The second piston section, located between blades 1 and 3, contained a scrub mark, the bottom of which measured 2

9/32 inch from the piston end. The top end of the scrub mark could not be determined since the piston was broken away at that point. Corresponding blade angle values when these marks were made are: 2 15/32 inch = 20 degrees, 2 9/32 inch = 14 degrees, and 2 4/32 inch = 9 degrees.

Left Propeller (S/N: BU-8646)

Blades were identified as L-1, L-2, and L-3 for identification purposes. Labeling was in a clockwise manner as viewed from the rear of the propeller. The hub serial number was located between the L-2 and L-3 blades.

The dome assembly (piston, cylinder, feathering spring) was bent about 70 degrees in the direction of blade L-1. The cylinder had stripped from the hub unit and the rear of the feathering springs were resting against the front lip of the hub bore. The forward section of the spinner dome was crushed and distorted around the piston. The rear section of the spinner dome was missing.

All three link arms remained attached to the piston. Blade L-1 link arm was attached to the clamp pin but the pin was bent. L-2 link arm was similar to L-1. L-3 link arm had separated from the clamp, the clamp pin was bent and broken, and the link arm hole was elongated.

The blade clamps and counterweights were intact and secure. The saddle weight on blade L-2 was removed during the investigation in order to remove a piston link and safety screw.

The piston had not fully retracted onto the cylinder; approximately 3/4 inch of the cylinder was exposed. Full retraction was prevented by the bent pitch change rod. The feathering spring assembly was still intact, however, only one split retainer was found holding the rear retainer plug onto the rod. The piston was sawed in half

to allow visual inspection of its interior surfaces. In the process, the forward spring retainer and cylinder were saw cut. The height of the feather stop screws measured $3 \frac{12}{32}$ inch from the front ledge of the cylinder.

Similar to the right propeller, a section of the engine mount flange remained securely attached to the propeller. Seven of the eight mount bolts (Hartzell part number B3339) were intact; the eighth bolt head had sheared off at the flange face. The low stop collar was distorted and broken but the inner flange wear surfaces were free of any scoring or gouging.

Blade L-1 (S/N: D-94988). This was a complete blade. It had rotated in the clamp assembly slightly towards the high (course) pitch direction. It was sharply bent rearward about 90 degrees at the mid-blade position. The leading edge at the tip was twisted towards the low pitch direction. Blade clamp serial number was EG-638.

Blade L-2 (S/N: D-94888). This was a complete blade. It had rotated about 100 degrees towards the low pitch direction in the clamps. It was bent rearward about 60 degrees at the mid-deice boot location. Clamp serial number was EG-1105.

Blade L-3 (S/N: D-96004). This was a complete blade, it had rotated in the clamps about 20 degrees towards the low pitch direction. The bending of this blade was almost identical to L-2. In addition, the outer 10-12 inches of the blade leading edge was twisted slightly towards the low pitch direction. Clamp serial number was EG-972.

BLADE ANGLE DETERMINATIONS

The interior surface of the two piston halves (cut during the investigation) contained a single well defined circumferential mark on one half which measured $2 \frac{12}{32}$

from the rear end. The second piston half contained a similar mark at $2 \frac{12}{32}$ inches, a faint line at $1 \frac{28}{32}$ inch, and a vertical scrub mark which measured from $2 \frac{26}{32}$ to $3 \frac{24}{32}$ inch from the rear end. The line at $2 \frac{12}{32}$ inch would equate to a blade angle of 18 degrees when the mark was made. The $1 \frac{28}{32}$ inch line would correspond to 2 degree blade angle, and the remaining vertical scrub line would represent a blade angle of 32 to 62 degrees when the marks were made.

On circumferential mark was noted on the pitch change rod which measured $2 \frac{5}{32}$ inch from the front flange face. Unlike the marks on the right propeller rod, this mark was a continuous 360 degree circle and is, therefore, somewhat "suspect" by this author as an "impact" blade angle mark. It is noted here since the mark would equate to a blade angle of 21 degrees when the mark was made and correlates well with other marks on this and the right propeller."