Dipartimento federale dell'ambiente, dei trasporti, delle energie e delle comunicazioni N° 1708

Rapporto Finale dell'Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici

relativo all'infortunio

dell'aereo Cessna 340, HB-LGR

del 27 luglio 1999

sull'aeroporto di Lugano-Agno

Palazzo federale Nord, CH-3003 Berna

DIPARTIMENTO FEDERALE DELL'AMBIENTE, DEI TRASPORTI, DELL'ENERGIA E DELLE COMUNICAZIONI
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici

RAPPORTO FINALE

LO SCOPO DEL PRESENTE RAPPORTO È DI PREVENIRE GLI INCIDENTI AERONAUTICI. LE CONSEGUENZE GIURIDICHE PER I FATTI E LE CAUSE DEGLI INCIDENTI AERONAUTICI NON SONO IMPUTABILI ALL'UFFICIO D'INCHIESTA (ART. 24 LEGGE AERONAUTICA)

AEROMOBILE Cessna 340 HB-LGR

ESERCENTE Privato

PROPRIETARIO Privato

PILOTA A) Cittadino svizzero, anno di nascita 1958
LICENZA pilota privato d'aeroplano

PILOTA B) Cittadino svizzero, anno di nascita 1934
LICENZA pilota privato d'aeroplano

ORE DI VOLO	**In totale**	414:04	**Durante gli ultimi 90 giorni**	2:45
(PILOTA A)	**Con il tipo accidentato**	89:08	**Durante gli ultimi 90 giorni**	2:45

LUOGO Aeroporto Lugano-Agno

COORDINATE N 46°00'13 / E 08°54'37 **ALTITUDINE** 279 m/M

DATA E ORA 27 luglio 1999, 1013 LT (UTC + 2)

GENERE D'ESERCIZIO VFR Privato

FASE DI VOLO Atterraggio

GENERE D'INCIDENTE Rottura carrello principale

DANNI ALLE PERSONE

	Equipaggio	Passeggeri	Terzi
Ferito mortalmente	---	---	---
Ferito gravemente	---	---	---
Leggermente ferito o incolume	2	3	---

DANNI ALL'AEROMOBILE Carrello principale sinistro

DANNI A TERZI ---

PREMESSA

Il proprietario, pilota A) dell'aeromobile Cessna 340 HB-LGR, e la sua famiglia si trovano in vacanza a Calvì, in Corsica/F. Alle ore 0700 del 27 luglio, il pilota B) decolla dall'aeroporto di Lugano con il Cessna 340 per recarsi a Calvì e riaccompagnare il pilota A) e la sua famiglia a Lugano.

Il successivo decollo da Calvì avviene alle 0835 LT e il volo è pianificato secondo le regole del volo strumentale, IFR. Il pilota A) è seduto a sinistra e segue le istruzioni pilotando il velivolo. Il pilota B) è seduto a destra in qualità di assistente ed effettua i collegamenti radio con i vari organi di controllo per la navigazione aerea.

SVOLGIMENTO DEL VOLO

Dopo aver sorvolato la stazione VOR di Saronno, i piloti continuano il volo secondo le regole del volo a vista, VFR, in direzione di Lugano.

Avvicinandosi all'aeroporto di Lugano il pilota B) chiede alla torre di controllo l'autorizzazione ad entrare in circuito per l'atterraggio. Il pilota A) dirige l'aeromobile nel circuito e quando si trova nella posizione di sottovento pista 19 abbassa il carrello principale che esce normalmente. Nella fase finale ambedue i piloti verificano che il carrello è abbassato e bloccato, accertandosi che le tre luci verdi (di carrello abbassato e bloccato) siano accese.

A detta dei piloti, l'atterraggio avviene correttamente sulla linea centrale della pista e l'aeromobile tocca il suolo regolarmente anche se in modo un po' brusco.

Dopo l'atterraggio il velivolo rulla normalmente per ca. 150-200 m, dopo di ché inizia ad avere forti vibrazioni e a deviare verso il bordo sinistro della pista. I piloti riescono a controllare l'aeromobile senza uscire dalla stessa.

In seguito alla rottura dello snodo di convergenza della forcella della gamba sinistra del carrello principale, la ruota sinistra gira di 180° (Allegato N° 1).

Gli occupanti del velivolo rimangono indenni. La pista e l'illuminazione della stessa non subiscono danni.

CONSTATAZIONI

- Il pilota A) è in possesso di una licenza valida di pilota privato ed è abilitato a volare l'aeromobile in causa. Egli è seduto a sinistra.

- Il pilota B) è in possesso di una licenza valida di pilota privato ed è abilitato a volare il velivolo in causa. E' pure istruttore di volo con abilitazione al volo strumentale IFR. Egli è seduto a destra.

- Nessun indizio lascia supporre che i piloti A) e B) siano stati menomati fisicamente al momento dell'incidente. Non è stato eseguito nessun controllo d'alcolemia.

- L'aeromobile aveva una licenza di navigabilità valida per voli nel traffico non commerciale VFR di giorno e di notte e IFR Cat. 1. Inoltre era autorizzato a voli commerciali VFR di giorno e di notte.

- La massa e il baricentro si trovavano nei limiti prescritti. La massa era di ca. 5555 lbs.

- Le cinture di sicurezza a tre punti sono state usate.

- L'aeromobile era equipaggiato con un ELT.

- Situazione meteorologica sul luogo e al momento dell'incidente:

  Metar/Lugano
  0750 UTC, vento calmo, 8 km, 1/8 Cu 4000 ft/msl, 24°/17°C, 1016 hPa QNH, Nosig
  0820 UTC, vento calmo, 8 km, 1/8 Cu 4000 ft/msl, 25°/18°C, 1016 hPa QNH, Nosig

- Dal controllo dei documenti tecnici dell'aeromobile HB-LGR, risulta:

  21.07.98 effettuato controllo delle 50h/100h/200h e ispezione annuale (cellula totale ore: 3'053:20; totale atterraggi: non riportati = sconosciuti)

  18.06.99 Controllo delle 200h (cellula 3'102:35h)

  Atterraggi effettuati dal 21.07.98 al 27.07.99: 53
  Atterraggi effettuati dal 18.06.99 al 27.07.99: 18

- Per i controlli di manutenzione fa stato il Service Manual Cessna Aircraft Model 340 Inspection Time Limits.

  A pagina 2A-22 (Allegato N° 2a) risulta:

  "L. Landing Gear (Section 4).
  1. Landing Gear System – Inspect for condition and security each 200 hours or every year.

  A pagina 2A-124 (Allegato N° 2b) si dice inoltre:

  11. Landing Gear (refer to Section 4)
  a. Nose and main landing gear assemblies.
     (1) Clean exterior surface with clean cloth. Inspect visible parts of the trunnion, cylinder, piston, axle, drag brace and torque links for nicks, gouges, chipped paint and evidence of damage. Visually check washers and torque links in area of washer contact for wear and damage. Visually inspect attaching fasteners that assemble components for failed or damaged fasteners.

- Il meccanico della società di manutenzione che il 18.06.99 ha eseguito il controllo delle 200h, ha sfilato il bullone dello snodo delle forcelle del carrello principale sinistro per poter fare altri lavori. In seguito ha riposizionato il bullone nella posizione originale.

- La perizia (KOR-FPS 1999-0195) effettuata dall'Impresa Svizzera d'Aeronautica e Sistemi SA di Lodrino a seguito della rottura meccanica della forcella della gamba sinistra del carrello principale, cita:

  ...../

2. Constatazioni durante lo smontaggio del bullone dello snodo LH il 28.7.1999

.....

- Ranelle:
  Nota: - secondo il catalogo vanno montate due ranelle speciali (una sotto la testa del bullone e una sotto il dado) e tante ranelle normalizzate quante sono necessarie alla corretta convergenza delle ruote (Fig 7A, 7B).
- La ranella sotto la testa del bullone ha un diametro esterno di 14.28 mm uguale al diametro esterno della bussola della forcella superiore (Rapp EMPA 740513 foto 994). Il diametro originale della ranella è di 19.13 mm (Fig 4 e 5). Anche lo spessore (0.78 mm) è notevolmente inferiore all'originale (1.6 mm). Inoltre la durezza (189 HV) è ca. metà della ranella originale (395 HV), vedi Rapporto EMPA N° 740513 (Allegato N° 3).
- Sulla ranella sotto la testa del bullone è impresso il profilo della testa del bullone. La forma bombata di questa ranella indica una forte deformazione plastica (Allegato N° 4).
- La ranella sotto il dado presenta misure conformi al catalogo.
- Le altre 5 ranelle hanno misure conformi al catalogo.

/...../

4. Motivo disfunzione carrello sinistro

   La causa della disfunzione al carrello è dovuta alla separazione delle forcelle dello snodo di convergenza.

5. Motivo separazione forcelle

   La separazione delle forcelle del carrello LH è stata causata dalla presenza di **ranelle sottodimensionate non conformi alle indicazioni del costruttore**, situate sotto la testa del bullone dello snodo di convergenza. La notevole forza applicata dalla forcella inferiore sul bullone durante l'atterraggio ha quindi estratto la bussola della forcella superiore permettendo così alle ranelle sottodimensionate (di diametro esterno pari al foro del cuscinetto della forcella superiore) e al bullone di passare attraverso il foro della forcella superiore.

6. Meccanismo del difetto

   Lo snodo di convergenza è soggetto a forze notevoli durante il funzionamento. Le ranelle sotto la testa del bullone vengono quindi schiacciate da quest'ultimo contro la forcella superiore.

   Quando il pistone della gamba si muove nel cilindro per ammortizzare i colpi delle ruote, si produce un movimento rotatorio tra le ranelle sotto la testa del bullone e la forcella superiore. Questo movimento combinato con la forza di trazione sulle ranelle ha dapprima deformato plasticamente le ranelle (meno resistenti di quelle originali) e poi ha causato l'estrazione della bussola della forcella superiore.

7. Conclusione

   La causa della separazione delle due forcelle è dovuta alla presenza di ranelle non conformi, sottodimensionate e meno resistenti di quelle originali poste sotto la testa del bullone.

Si constata un minor diametro esterno di 4.85 mm, un minor spessore di 08.82 mm e una minore resistenza di 206 HV, che corrisponde ca. al 50% di quella originale stabilita dal costruttore.

Tali differenze hanno permesso alle ranelle di passare attraverso il foro del cuscinetto della forcella superiore, dopo aver trascinato con se il medesimo cuscinetto.

I manuali della Cessna prescrivono un controllo visuale degli snodi di convergenza e delle ranelle ogni 200h.

- Dati tecnici dell'aeromobile

Tipo:	Cessna 340
Costruttore:	Cessna Aircraft Company, Wichita, USA
Caratteristiche:	Bimotore 6 posti, ala bassa con carrello retrattile
Numero di serie:	3400068
Anno di costruzione:	1972
Motori:	Costruttore: Teledyne Continental Motors Tipo: TSIO-520-K Potenza: 285 HP
Certificato di navigabilità:	emesso dall'UFAC il 14.12.95/N° 2
Esercente:	Tarmac Aviation SA, Via Aeroporto, 6982 Agno
Proprietario:	Winzenried Andrea, Alla Roggia, 6598 Tenero
Genere d'impiego:	Nel traffico commerciale VFR di giorno e di notte. Nel traffico non commerciale VFR di giorno e di notte e IFR Cat. 1.
Totale ore all'incidente:	Cellula: 3125:15 Atterraggi: non conosciuti Motore sinistro: 441:17 Motore destro: 242:30 Elica sinistra: 225:30 Elica destra: 149:15
Ultimo controllo UFAC:	22.05.1999 (totale cellula: 3'102:35 h)
Ultimo controllo delle 200h:	18.06.1999 (totale cellula: 3'102:35 h)
Ore volate dall'ultimo controllo delle 200h:	22:40h, Atterraggi: 18

GIUDIZIO

Aspetto tecnico

Durante l'atterraggio le forcelle della gamba del carrello principale devono mantenere la ruota nell'asse longitudinale e sono quindi sottoposte ad una forte vibrazione.
Dopo l'atterraggio del Cessna 340, al momento della frenata, il bullone dello snodo di convergenza della gamba sinistra del carrello principale, a seguito delle forti vibrazioni, si è sfilato dalle due forcelle. Di conseguenza la ruota si è girata di 180°, il pneumatico ha strisciato sulla pista e la corrispondente porta del carrello è stata scardinata dalla fusoliera.

Il rapporto di perizia KOR-FPS 1999/0195 dell'Impresa Svizzera d'Aeronautica e Sistemi di Lodrino, basandosi anche sugli esami EMPA, nella sua conclusione attribuisce la rottura dello snodo all'impiego di ranelle non conformi a quelle designate dal costruttore. Nel manuale di manutenzione (Cessna Service Manual, Model 340) e più precisamente nel capitolo che parla dei controlli calendariali (Inspection Time Limits) si chiede che durante il controllo delle 200h vengano controllati anche il carrello principale e le ranelle in causa.

La ranella vicino alla testa del bullone dello snodo sinistro non era conforme e sotto pressione, in seguito alle vibrazioni, ha dunque lasciato sfilare la testa del bullone assieme alla bussola.

Il meccanico che il 18.06.99 ha effettuato il controllo delle 200h, ha sfilato il bullone e le ranelle per effettuare dei lavori ed in seguito, usando lo stesso materiale, ha rimesso il bullone nello snodo delle forcelle.
Durante tale operazione egli avrebbe dovuto rendersi conto che il materiale impiegato non era, in tutti i suoi pezzi, conforme alla domanda del costruttore.

Non si può escludere che le ranelle fossero già state usate in precedenza sullo stesso bullone e che il meccanico, inavvertitamente, ne abbia modificato la sequenza. Comunque egli avrebbe dovuto attenersi alle indicazioni del costruttore e sostituire le ranelle non conformi.

Aspetto operazionale

I piloti devono, prima di ogni volo, effettuare un controllo visivo esterno del velivolo. Questo controllo ovviamente non può entrare nei particolari tecnici quali per esempio le ranelle dello snodo delle forcelle. Per contro, al loro rientro, i piloti sono tenuti a notificare eventuali anomalìe riscontrate durante il volo e, a seconda dell'importanza, farle correggere prima del volo successivo.

A detta dei piloti in precedenza non si erano mai verificate delle vibrazioni.

CAUSA

L'incidente è da attribuire alla fuoriuscita del bullone dallo snodo di convergenza della gamba sinistra del carrello principale a seguito delle vibrazioni che si sono create durante la fase di frenata nel corso dell'atterraggio.

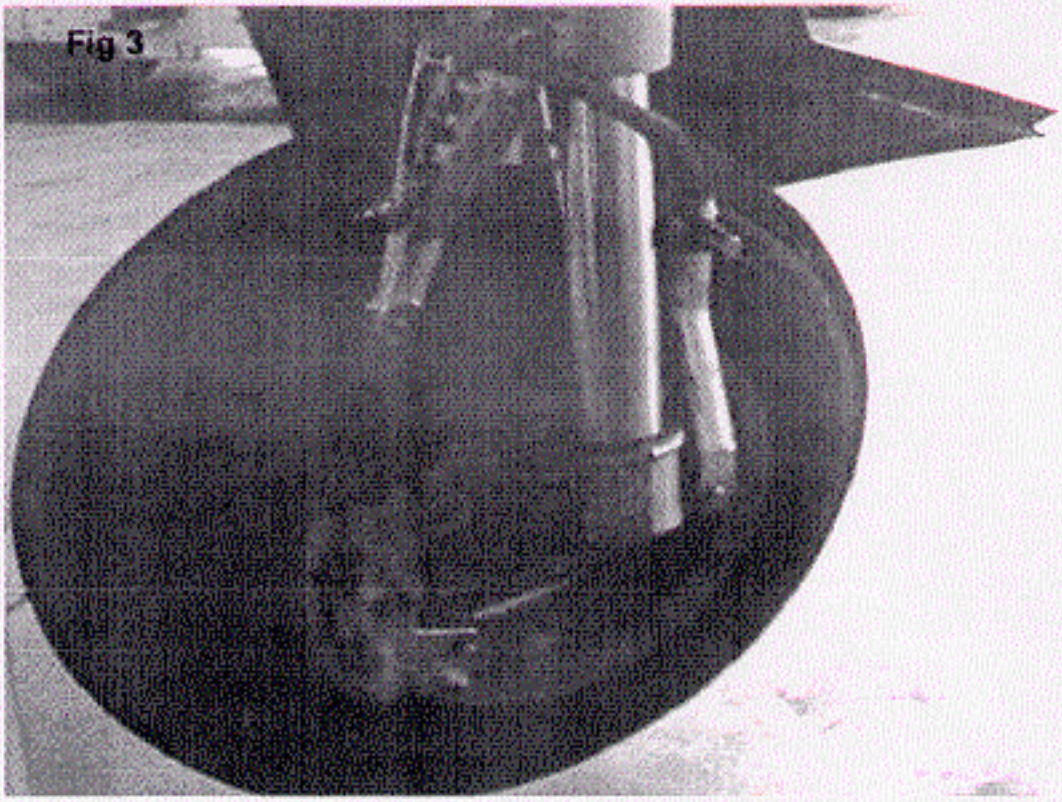
Ha contribuito all'incidente:

L'installazione di ranelle non conformi alla norma del costruttore.

Berna, il 18 agosto 2000 Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici

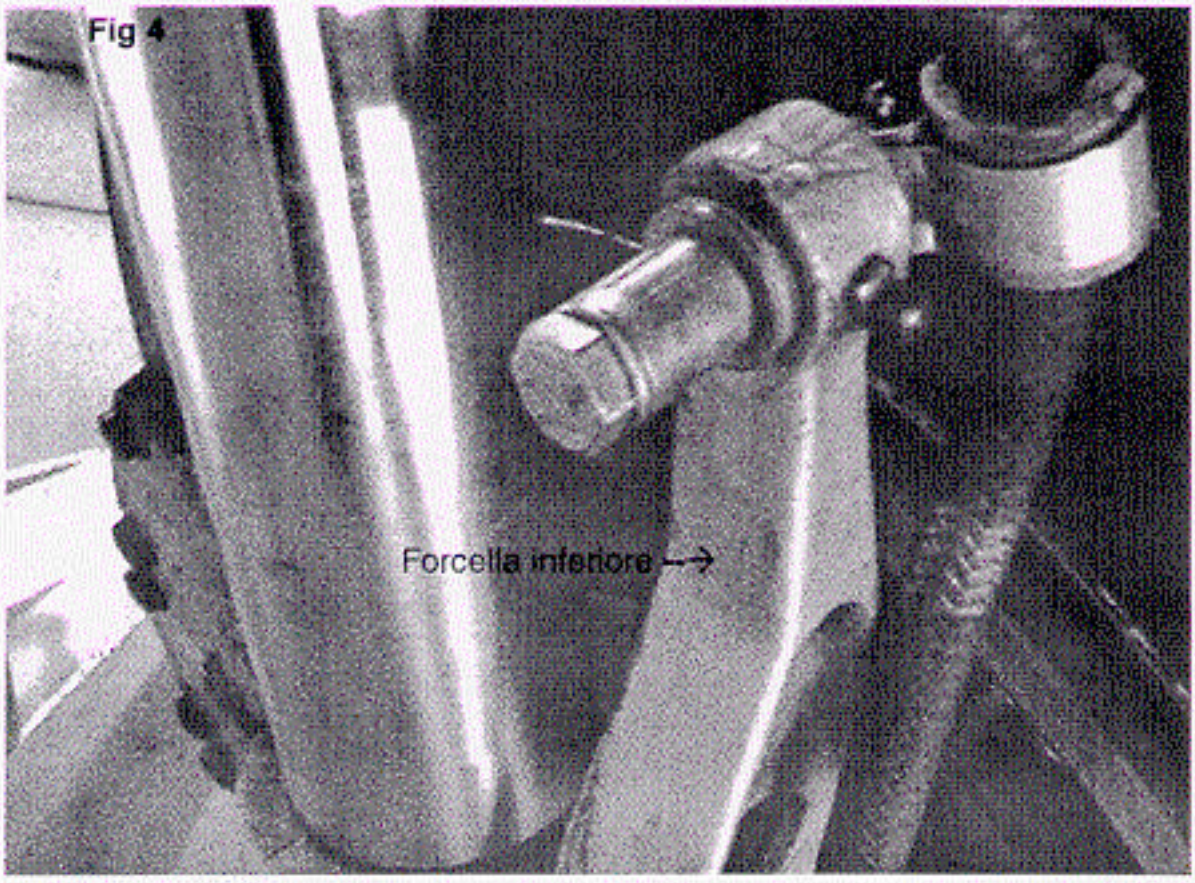
Allegato Nr.1

Fig 3



Ruota LH girata di 180 gradi.

Fig 4



Forcella inferiore dello snodo LH.

Allegato Nr.2a

INSPECTION TIME LIMITS
MODEL 340/340A

L. Landing Gear (Section 4).

		FIRST 100 HOURS	EACH 100 HOURS OR EVERY YEAR	EACH 200 HOURS OR EVERY YEAR	SPECIAL INSPECTIONS	
					HOURS	YEARS
1.	Landing Gear System - Inspect for condition and security.	•		•		
2.	Landing Gear System - Perform landing gear rigging and operational check.	•			EVERY 400	EVERY 1
3.	Landing Gear Retracting Linkage - Inspect for condition and security.	•		•		
4.	Landing Gear Shock Strut - Inspect for evidence of leakage and proper extension. Inspect strut barrel for corrosion, pitting and cleanliness.	•		•		
5.	Nose Gear Torque Links - Inspect for condition and security. Service.	•		•		
6.	Main Gear Torque Links - Inspect for condition and security. Service.	•		•		
7.	(340-0001 Thru 340A1048) Nose Gear Trunnion Pivot Bearing - Inspect for condition and service.				EVERY 1000	EVERY 3
8.	(340A1049 and On) Nose Gear Trunnion Pivot Bearing - Service.	•		•		
9.	(340-0001 Thru 340A0220) Main Gear Trunnion Pivot Bearing - Inspect for condition and service.				EVERY 1000	EVERY 3
10.	(340A0221 and On) Main Gear Trunnion Pivot Bearing - Service.	•		•		
11.	Landing Gear Uplock Roller Mounted on Gear - Inspect for condition and security.	•		•		
12.	Nose Gear Actuator Anchor Lugs - Inspect for cracks and hole elongation.	•		•		
13.	Landing Gear Wheel Bearings - Inspect for condition and repack.	•			EVERY 400	
14.	Nose Gear Shimmy Damper - Inspect for condition and security.	•		•		
15.	Nose Gear Shimmy Damper - Service.	•		•		
16.	Nosewheel Steering Cable - Check cable tension and travel.	•		•		

(1) Inspect the flow valves, pressure switches and deice time for condition and operation. To perform an operational test of the deice boots, flow valves and deice timer, operate the airplane engines.

(2) Inspect lines and clamps for leaks, conditon and security.

(3) Inspect the electrical components in accordance with Electrical Power Inspection.

b. Regulator and deice control valve.

(1) Inspect for condition and security.

(2) Inspect electrical components in accordance with Electrical Power Inspection.

c. Deice boots.

(1) Inspect the rubber boots installed on the airfoil leading edge for abrasions, cuts, nicks and security of mounting.

d. Deice filter.

(1) Inspect for condition. To clean filter, remove filter and clean with naphtha and dry with a jet of dry compressed air.

e. Windshield anti-ice system (alcohol), (if installed).

(1) Nozzles.

(a) Inspect for security and obstructions.

(2) Pump.

(a) Inspect for leaks, condition and security.

(3) Anti-ice system.

(a) Inspect for leaks, condition and security.

(b) Inspect lines for cracks, chafing and abrasions.

(c) Perform operational check of controls.

f. Propeller deice slip rings, brushes and boots.

(1) Inspect propeller deice brushes for condition. The brushes are deemed replaceable when 0.25 inch of brush material remains. It is considered good practice, however, to replace the brushes when 0.375 inch of the brush material still remains. The brush block should be dismantled and the brush length measured periodically in order to determine usable remaining brush lengths.

(2) Inspect brush holder and mounting bracket for condition and security.

(3) Inspect slip rings and boots for condition and security.

(4) Perform operational check.

g. Propeller deice electrical leads.

(1) Inspect for condition and security in accordance with Electrical Power Inspection.

h. Heater elements on static ports, pitot tube(s), angle-of-attack (optional) and stall warning vane.

(1) Inspect for condition and security.

(2) Perform operational check.

11. Landing Gear (Refer to Section 4).

a. Nose and main landing gear assemblies.

(1) Clean exterior surface with clean cloth. Inspect visible parts of the trunnion, cylinder, piston, axle, drag brace and torque links for nicks, gouges, chipped paint and evidence of damage. Visually check washers and torque links in area of washer contact for wear and damage. Visually inspect attaching fasteners that assemble components for failed or damaged fasteners.

b. Nose and main landing gear retracting linkage

(1) Inspect the main and nose gear retracting linkage including all drive tubes, bellcranks, actuator gear box and arms for nicks, gouges, chipped paint and evidence of damage. Inspect attaching fasteners that assemble components for failed or damaged fasteners.

(2) Inspect the main and nose gear uplock assemblies for wear and evidence of damage.

(3) Inspect the landing gear control handle assembly for loose components.

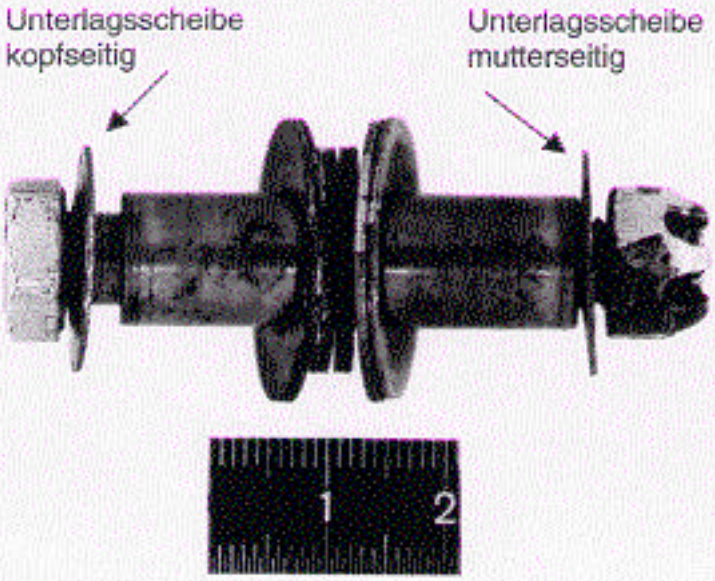
(4) Check landing gear actuator for proper operating times as follows:

(a) If during flight check, the landing gear will not retract and extend within the time limit described in flight checkout, remove the landing gear motor and perform the following no load test:

Makroskopische Aufnahmen

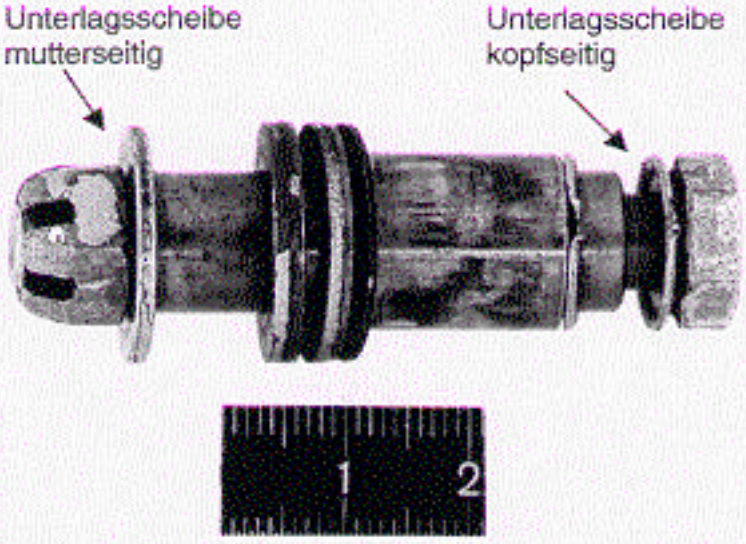
Allegato Nr.3

EMPA Bild Nr. Korr_00993



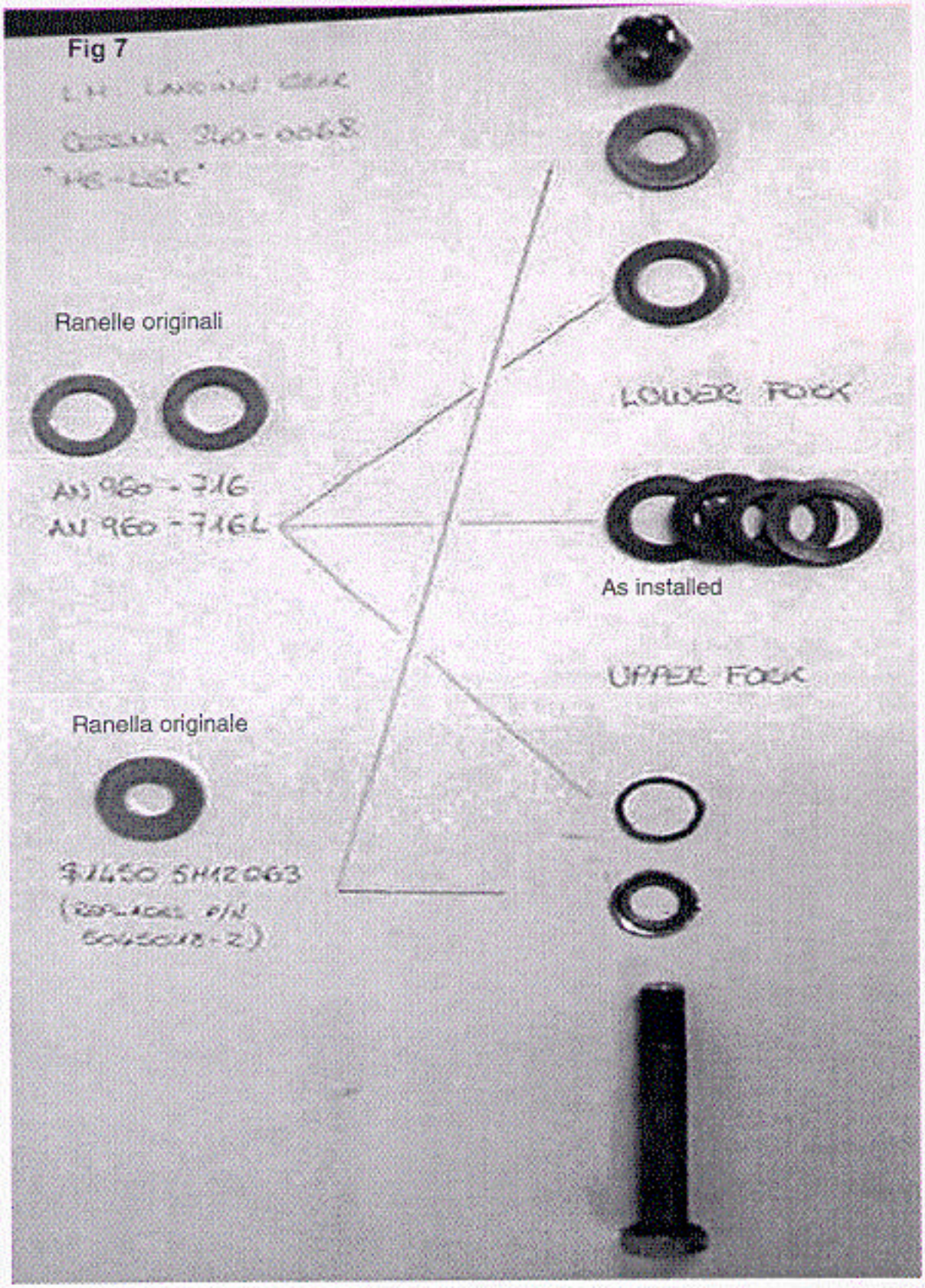
Gelenk-Befestigung Assy RH mit den beiden Unterlagsscheiben IPC-P/N 5045018-2 kopfseitig und mutterseitig.

EMPA Bild Nr.Korr_00994



Gelenk-Befestigung Assy LH mit den beiden Unterlagsscheiben IPC-P/N 5045018-2 mutterseitig und kopfseitig. Letztere weist starke plastische Verformungen auf, was durch die bombierte Form verdeutlicht wird.

Allegato Nr.4



Fissaggio dello snodo di convergenza LH.