

# **AGENZIA NAZIONALE PER LA SICUREZZA DEL VOLO**

(istituita con decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66)

Via Attilio Benigni, 53 – 00156 Roma – Italia  
Tel. + 39 06 82078 219 – 06 82078 200 – fax. +39 06 8273 672

## **RELAZIONE D'INCHIESTA**

(deliberata dal Collegio nella riunione del 24 luglio 2003)

**INCIDENTE OCCORSO ALL'AEROMOBILE**

**SA 341 "Gazelle", marche I-OLLY**

**Località Prà del Rio (Alpe Grisolo), Comune di Condove (TO)**

**28 maggio 2001**

**N. A/3/03**



## INDICE

INDICE .....	I
OBIETTIVO DELL'INCHIESTA TECNICA .....	III
PREMESSA .....	IV
CAPITOLO I – INFORMAZIONI SUI FATTI .....	1
1. GENERALITÀ .....	1
1.1. STORIA DEL VOLO .....	1
1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE .....	2
1.3. DANNI RIPORTATI DALL' AEROMOBILE .....	2
1.4. ALTRI DANNI .....	2
1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE .....	2
1.5.1. Equipaggio di condotta .....	2
1.5.2. Esperienza di volo .....	3
1.6. INFORMAZIONI SULL' AEROMOBILE .....	3
1.6.1. Dati tecnici generali .....	3
1.6.2. Dati tecnico-amministrativi aeromobile .....	3
1.6.3. Tecnologia delle barre di torsione .....	4
1.6.4. Dispositivo di monitoraggio delle barre di torsione .....	5
1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE .....	5
1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE .....	5
1.9. COMUNICAZIONI .....	6
1.10. INFORMAZIONI SULL' AEROPORTO .....	6
1.11. REGISTRATORI DI VOLO .....	6
1.12. ESAME DEL RELITTO .....	6
1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA .....	8
1.14. INCENDIO .....	9
1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA .....	9
1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE .....	9
1.16.1. Generalità .....	9
1.16.2. Analisi tecniche .....	10
1.16.2.1. Barre di torsione ( <i>tie bar</i> ) pale rotore principale .....	10
1.16.2.2. Risultati indagini chimico-frattografiche sulla barra di torsione N977 .....	10

1.16.3. Analisi documentale . . . . .	11
1.16.4. Azioni preventive effettuate . . . . .	12
1.16.4.1. Agenzia nazionale per la sicurezza del volo (ANSV) . . . . .	12
1.16.4.2. Ente nazionale per l'aviazione civile (ENAC) . . . . .	12
1.16.4.3. Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC). . . . .	13
1.16.4.4. Eurocopter . . . . .	13
1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI . . . . .	15
1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI . . . . .	15
1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI . . . . .	17
CAPITOLO II - ANALISI . . . . .	18
2. ANALISI . . . . .	18
2.1. ANALISI ESPERIENZA PILOTA. . . . .	18
2.2. ANALISI DOCUMENTAZIONE AEROMOBILE . . . . .	18
2.3. STORIA DELLA BARRA DI TORSIONE N977 – Az. manutentive/ispettive effettuate .	19
2.4. ANALISI INCIDENTE . . . . .	19
2.4.1. Analisi incidente simile a quello dell'I-OLLY . . . . .	20
2.5. CONSIDERAZIONI FINALI . . . . .	20
CAPITOLO III - CONCLUSIONI . . . . .	23
3. CONCLUSIONI. . . . .	23
3.1. EVIDENZE. . . . .	23
3.2. CAUSA INCIDENTE - FATTORI CAUSALI . . . . .	25
3.2.1. Causa incidente. . . . .	25
3.2.2. Fattori causali . . . . .	25
CAPITOLO IV – RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA . . . . .	26
4. RACCOMANDAZIONI. . . . .	26
ELENCO ALLEGATI . . . . .	27

## OBIETTIVO DELL'INCHIESTA TECNICA

L'inchiesta tecnica relativa all'evento in questione, così come disposto dall'art. 827 del codice della navigazione, è stata condotta in conformità con quanto previsto dall'Annesso 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale, stipulata a Chicago il 7 dicembre 1944, approvata e resa esecutiva in Italia con decreto legislativo 6 marzo 1948, n. 616, ratificato con la legge 17 aprile 1956, n. 561.

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo (ANSV) conduce le inchieste tecniche di sua competenza con ***“il solo obiettivo di prevenire incidenti e inconvenienti, escludendo ogni valutazione di colpa e responsabilità”*** (art. 3, comma 1, decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66).

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo, per ciascuna inchiesta relativa ad un incidente, redige una relazione, mentre, per ciascuna inchiesta relativa ad un inconveniente, redige un rapporto. Le relazioni ed i rapporti possono contenere raccomandazioni di sicurezza, finalizzate alla prevenzione di incidenti ed inconvenienti (art. 12, commi 1 e 2, decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66).

Nelle relazioni è salvaguardato il diritto alla riservatezza delle persone coinvolte nell'evento e di quelle che hanno fornito informazioni nel corso dell'indagine; nei rapporti è altresì salvaguardato l'anonimato delle persone coinvolte nell'evento (art. 12, comma 3, decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66).

***“Le relazioni e i rapporti d'inchiesta e le raccomandazioni di sicurezza non riguardano in alcun caso la determinazione di colpe e responsabilità”*** (art. 12, comma 4, decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66).

## PREMESSA

L'incidente si è verificato il 28 maggio 2001, alle ore 10.20 UTC, in località Prà del Rio, nel comune di Condove (TO), ed ha interessato un elicottero SA 341 "Gazelle", marche di immatricolazione I-OLLY.

L'incidente è stato comunicato all'Agenzia il giorno stesso dell'evento dall'ENAC e dall'ENAV. L'area interessata dai resti dell'aeromobile è stata sorvegliata dai Carabinieri della Compagnia di Susa, su disposizione della competente Autorità giudiziaria, consentendo l'accesso solo al personale autorizzato. L'investigatore incaricato ha effettuato il primo sopralluogo il giorno seguente.

L'Agenzia nazionale per la sicurezza del volo, ai sensi del decreto legislativo 66/1999, ha condotto l'inchiesta tecnica in conformità all'Annesso 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale (Chicago, 1944).

A seguito della notifica dell'incidente allo Stato di costruzione dell'elicottero (Francia), l'omologa agenzia francese di sicurezza del volo – il *Bureau d'Enquêtes et d'Analyses pour la Sécurité de l'Aviation Civile* (BEA) – ha accreditato un suo rappresentante nell'inchiesta tecnica condotta dall'Agenzia.

# CAPITOLO I

## INFORMAZIONI SUI FATTI

### 1. GENERALITÀ

L'incidente si è verificato il 28 maggio 2001, alle ore 10.20 UTC (12.20 ora locale), in località Prà del Rio, nel Comune di Condove (TO), ed ha interessato un elicottero SA 341 "Gazelle", marche di immatricolazione I-OLLY. L'incidente è stato comunicato all'Agenzia il giorno stesso dell'evento da parte dell'ENAC e dell'ENAV. L'area interessata dai resti dell'aeromobile è stata sorvegliata dai Carabinieri della Compagnia di Susa, su disposizione della competente Autorità giudiziaria, consentendo l'accesso solo al personale autorizzato. L'investigatore incaricato ha effettuato il primo sopralluogo operativo il giorno seguente.

#### 1.1. STORIA DEL VOLO

L'elicottero coinvolto nell'evento era impiegato in lavoro aereo in montagna, consistente nel trasporto di materiale e personale per la costruzione di una cabina elettrica in Val di Susa per le Olimpiadi invernali del 2006.

L'elicottero era decollato la mattina del 28 maggio 2001 dalla base operativa dell'esercente ed aveva già effettuato alcuni trasferimenti di personale da valle fino alla postazione dei lavori ad una quota di 1300 metri circa, totalizzando 1 ora e 32 minuti di volo. Alle ore 10.20 UTC è decollato da una piazzola, posta nelle vicinanze di un deposito di attrezzi, per trasportare del materiale necessario agli operai impiegati per la costruzione della citata cabina elettrica. A bordo vi erano 4 occupanti, tra cui, oltre al pilota e ad un tecnico specialista dell'esercente dell'elicottero, due passeggeri (il titolare dell'impresa appaltatrice dei lavori con il figlio).

Le condizioni meteorologiche erano ottime ed il decollo è avvenuto regolarmente. Nel momento in cui l'elicottero, dalla posizione di *hover* (velocità nulla ad una distanza dal suolo di circa 15-20 metri, più alta delle cime degli alberi antistanti la piazzola di partenza) ha iniziato la traslazione verso valle, una delle pale del rotore principale si è staccata dalla base del corpo rotore stesso. Ciò ha determinato lo sbilanciamento del rotore principale che insieme al corpo trasmissione si è staccato dalla fusoliera.

L'elicottero, non avendo più il necessario sostentamento, è precipitato al suolo per effetto della gravità, incendiandosi immediatamente. A seguito dell'impatto, il tecnico specialista,

che non aveva ancora allacciato le cinture di sicurezza ed era seduto posteriormente insieme ad uno dei passeggeri, è stato sbalzato ad una distanza di circa 3-4 metri dal relitto in fiamme. Ciò gli ha consentito di aiutare il passeggero seduto posteriormente ad abbandonare l'elicottero prima che le fiamme potessero impedirglielo. Egli non ha potuto far lo stesso per il pilota e per l'altro passeggero seduto a fianco del pilota, dato il violento incendio sprigionatosi. Questi ultimi sono entrambi deceduti.

L'incendio è stato determinato dal contatto delle parti calde del motore con il combustibile presente a bordo (stimati circa 140 litri) e con i diversi fluidi della trasmissione e del motore che sono fuoriusciti a seguito dell'impatto (circa 15-20 metri in caduta libera).

I soccorsi sono stati prontamente effettuati da un elicottero dei Vigili del fuoco e da una eliambulanza che si trovavano in zona per un incidente automobilistico.

## **1.2. LESIONI RIPORTATE DALLE PERSONE**

<i>lesioni</i>	<i>equipaggio</i>	<i>passeggeri</i>	<i>altri</i>
mortali	1	1	-
gravi	1	1	-
lievi	-	-	-

## **1.3. DANNI RIPORTATI DALL'AEROMOBILE**

L'elicottero è andato distrutto per oltre 3/4 della struttura a seguito dell'incendio che si è sviluppato a causa del forte impatto al suolo.

## **1.4. ALTRI DANNI**

L'elicottero ha impattato su di un terreno non coltivato e non ha recato danni rilevanti a terzi.

## **1.5. INFORMAZIONI RELATIVE AL PERSONALE**

### **1.5.1. Equipaggio di condotta**

Pilota ai comandi:                    maschio, nazionalità italiana, età 45 anni.

Titoli aeronautici:                    licenza pilota commerciale di elicottero, in corso di validità.



Abilitazioni: Bell 47, Bell 406, AB-212, AB-412, AS 350, AS 355, SA 341, SA 315B, lancio paracadutisti, lavoro in montagna (27 settembre 1996) e attività fuori costa, IFR, fonìa in inglese.

Controllo medico: 13 aprile 2001 - in corso di validità.

### **1.5.2. Esperienza di volo**

Ore di volo totali: 2812h 36'

Ore di volo negli ultimi 6 mesi: 2h 10'

Abilitazione sul tipo SA 341: 30 aprile 1999

Ore di volo sul tipo SA 341: 6h 30'

Ore di volo nelle ultime 24 ore: 1h 32'

## **1.6. INFORMAZIONI SULL'AEROMOBILE**

### **1.6.1. Dati tecnici generali**

Peso massimo al decollo: 1800 kg

Capacità carburante: 547 litri

Motore installato: 1 Turbomeca Astazou III A n. 399 di 597 Hp

Pale rotorì: principale: 3; coda: 13 (fenestron)

Velocità massima: 167 kts

Autonomia: 670 km

Ceiling: 4100 piedi \*

Ulteriori dettagli costruttivi e di prestazioni sono riportati in Allegato B.

\* errata corrige: 4100 metri

### **1.6.2. Dati tecnico-amministrativi aeromobile**

Tipo di aeromobile: SA 341 "Gazelle"

Modello: SA 341G

Numero di costruzione: 1065

Anno di costruzione: 1973

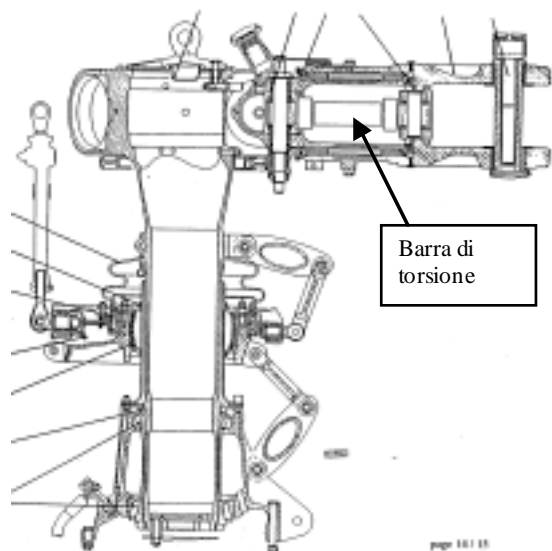
Marche di registrazione: I-OLLY

Certificato di immatricolazione:	n. 7948
Certificato di navigabilità:	n. 11663/a
Specifica di navigabilità:	n. 11663/b – N/Tm, La, Sc, TPP
Esercente:	Heliwest srl – Via Fiera, 1 - 14057 Isola d’Asti
Ore di volo cellula:	3552 h
Ore di funzionamento motore:	2122 h
Programma di manutenzione:	programma del costruttore
Ultima ispezione eseguita:	ispezione cellula 30 ore eseguita il 14 maggio 2001; ispezione 125 ore motore eseguita l’8 aprile 2001
Ore di volo dall’ultima ispezione:	1h 42’
Inconvenienti segnalati prima dell’evento:	nessuno

### 1.6.3. Tecnologia delle barre di torsione

La barra di torsione è l’organo di collegamento della pala al rotore e deve garantire resistenza e rigidità assiale per opporsi alle forze centrifughe e flessibilità torsionale, per poter variare facilmente l’angolo di incidenza della pala.

Per poter operare come descritto, la barra è formata da circa 12.000 fili in acciaio ad altissima resistenza (meccanica e a corrosione) del diametro di 0,15 mm, avvolti longitudinalmente a matassa attorno a due anelli terminali, che servono ad alloggiare i perni



di collegamento con il mozzo e con la pala (vedere la figura relativa al disegno costruttivo del collegamento mozzo-pala riportata a fianco). I fili sono tenuti assieme da due clips in acciaio, attorno ai quali si effettua un secondo avvolgimento, il cui scopo è essenzialmente di garantire la compattezza dell’insieme. Inoltre, per preservare il più possibile i fili di acciaio dall’aggressione esterna, ogni filo e tutta la matassa sono stati ricoperti da una guaina di color giallo in poliuretano. In una siffatta configurazione,

sebbene i fili siano ben protetti da attacchi corrosivi dell’atmosfera, essi sono poco accessibili per un controllo non distruttivo. In effetti, le prescrizioni di controllo visivo della barra prevedono come accettabili cricche nel poliuretano, ma implicano il rigetto della barra

di torsione qualora si scopra anche un solo filo rotto, che è la spia di una situazione molto più grave all'interno della matassa, ma difficilmente verificabile.

#### **1.6.4. Dispositivo di monitoraggio delle barre di torsione**

Nel 1975, a seguito del deterioramento di alcune barre di torsione per infiltrazione di acqua e olio sotto la guaina, le cui analisi distruttive avevano evidenziato la rottura di circa il 20-30% dei fili ed un allungamento anomalo delle stesse sotto carico elevato (corrispondente a quello di autorotazione), Eurocopter ha introdotto (nel 1975 con il *Mandatory Service Bulletin* n° 65.10) un dispositivo di monitoraggio dell'allungamento delle barre di torsione da applicare al rotore principale (Allegato D). Tale dispositivo consiste in una vite incisa, solidale alla pala dell'elicottero, ed in un arresto, solidale al rotore, tali per cui, se la barra sotto carico si allunga in modo anomalo, la vite si sposta dalla sua posizione iniziale, interferisce con l'arresto ed eventualmente si rompe. La distanza iniziale e/o di regolazione fra la vite e l'arresto è stata fissata in 3 +/- 0,2 mm. Nel manuale di manutenzione è riportata in dettaglio la descrizione del dispositivo in argomento, nonché le modalità per l'ispezione. In particolare, dopo ogni volo è previsto un controllo di ciascun dispositivo; se la vite si è rotta o se vi è traccia di interferenza intercorsa in volo della vite con l'arresto, occorre cambiare la vite ed eseguire una prova di autorotazione. In caso di rottura della vite, il manuale prescrive la sostituzione della barra di torsione.

Per quanto riguarda l'evento, non risulta alcuna segnalazione di rottura o interferenza della vite del dispositivo prima dell'incidente.

### **1.7. INFORMAZIONI METEOROLOGICHE**

Le condizioni meteorologiche al momento dell'incidente, erano ottime (assenza di nubi e vento debole - condizioni CAVOK).

### **1.8. ASSISTENZA ALLA NAVIGAZIONE**

Non pertinente (n.p.)

## **1.9. COMUNICAZIONI**

n.p.

## **1.10. INFORMAZIONI SULL'AEROPORTO**

n.p.

## **1.11. REGISTRATORI DI VOLO**

Per la categoria e per l'impiego dell'aeromobile in questione non è richiesta dalla normativa in vigore l'installazione di registratori di volo.

## **1.12. ESAME DEL RELITTO**

L'Agenzia è stata informata dell'evento da parte dell'ENAV e dell'ENAC il giorno dell'incidente ed il sopralluogo operativo è stato effettuato il giorno seguente da parte dell'investigatore incaricato. Nel corso del sopralluogo si è proceduto a constatare la disposizione dei rottami del relitto ed il loro stato, onde ricavare utili elementi ai fini della determinazione della causa ed eventuali fattori causali. Si riportano, di seguito, le principali considerazioni.

Il luogo dell'evento è situato in coordinate geografiche N 45° 09.078'/E 007° 15.447', ad una quota di 4300 piedi circa.

Sono stati effettuati rilievi fotografici al relitto e ad alcuni componenti dell'aeromobile (cruscotto, comandi di volo, trave di coda, trasmissione, pale rotore principale, ecc.), distribuiti in un'area di circa 60-70 metri dall'aeromobile, fatta eccezione per una pala del rotore principale che è stata ritrovata nel bosco antistante ad una distanza, in linea d'aria rispetto al relitto, di circa 100-120 metri. Sono stati inoltre effettuati rilievi su segni lasciati sul terreno dall'aeromobile e/o da suoi componenti (es. pale rotore, ecc.) e rilievi fotografici relativi alla zona circostante il luogo dell'incidente per evidenziare eventuali ostacoli.

In data 6 giugno 2001 è stato effettuato un sopralluogo tecnico al relitto, custodito presso la caserma dei Vigili del fuoco di Susa, da parte dell'investigatore incaricato dell'Agenzia e del rappresentante accreditato del BEA francese; quest'ultimo era coadiuvato da due consulenti tecnici (*technical advisor*) della Eurocopter. Prima di procedere, l'investigatore incaricato della Agenzia ha sommariamente descritto ai rappresentanti francesi gli esiti del sopralluogo effettuato sul luogo dell'incidente, evidenziando, mediante l'ausilio delle foto e dei rilievi geometrici effettuati, la distribuzione dei rottami. In particolare, si è evidenziato che il corpo trasmissione insieme a due pale del rotore principale è stato trovato a circa 30 metri dai resti del relitto (fusoliera – distrutta e bruciata per oltre 3/4 – e tronco di coda), mentre la terza pala è stata ritrovata nel bosco antistante ad una distanza, in linea d'aria rispetto al relitto, di circa 100-120 metri. Il motore, anche esso completamente bruciato, era vicino al tronco di coda, in posizione ruotata di circa 90° rispetto alla posizione normale.

L'analisi tecnica dei resti del relitto si è incentrata soprattutto nel verificare lo stato della pala staccatasi dal rotore principale e le condizioni dello stesso, con particolare riguardo alla zona in cui è montata tale pala. Si è notato subito che il distacco della pala è stato causato dal cedimento della barra di torsione (*tie bar – faisceau torsible*). Essa, collegata da una parte mediante bulloni al corpo rotore principale e dall'altra alla pala, è sottoposta a sforzi di trazione per bilanciare la forza centrifuga cui è soggetta la pala nella rotazione e gli sforzi di torsione subiti dalla pala nella rotazione intorno al proprio asse longitudinale (movimenti in beccheggio della pala), necessari per variare l'angolo di incidenza.

Si è quindi proceduto allo smontaggio completo di tale barra di torsione, nonché allo smontaggio delle altre due presenti nel corpo rotore per compararle e verificarne lo stato (si vedano le foto in Allegato A).

È risultato subito evidente quanto segue.

- Le due *tie bar* relative alle pale rimaste sul rotore principale non presentavano segni di cedimento e/o rottura e sembravano in buono stato.
- Il rivestimento in plastica/gomma della *tie bar* che ha ceduto è di un colore giallo più scuro rispetto al rivestimento delle altre due.
- Sulla testa delle *tie bar* è presente una targhetta di colore nero nella quale sono riportate le seguenti informazioni:
  - ✓ costruttore;
  - ✓ P/N, S/N;
  - ✓ data di costruzione.

Tale targhetta è adesiva: mentre però per le due *tie bar* in buone condizioni essa era posizionata in modo simmetrico rispetto ai bordi della testa della *tie bar* stessa, per quella invece che ha ceduto la citata targhetta era tagliata quasi a metà e la data di costruzione non risultava visibile. In particolare, le due *tie bar* cosiddette “buone” recavano le seguenti date di costruzione:

- *tie bar* relativa al mozzo della pala contrassegnata con la striscia di colore blue: 7-89 (luglio 1989);
- *tie bar* relativa al mozzo della pala contrassegnata con la striscia di colore giallo: 5-89 (maggio 1989).

Dai *Serial Number* riportati nelle targhetta è stato possibile risalire, grazie ad un controllo effettuato dai tecnici della Eurocopter, alle ore di volo che avevano le *tie bar* quando sono state installate nel mozzo del rotore principale (M1014) nel corso di una revisione maggiore effettuata nel dicembre del 1992. In particolare è risultato:

- *tie bar* rotta (mozzo con contrassegno rosso) S/N N977: 587h;
- *tie bar* relativa al mozzo con contrassegno blue S/N N7906: 0h;
- *tie bar* relativa al mozzo con contrassegno giallo S/N N7818: 0h.

Dal 1992 alla data dell'evento, la *tie bar* rotta (N977) aveva accumulato altre 1010 ore di volo sul rotore M1014 dell'I-OLLY. Il limite di vita sicura (*safe life*<sup>1</sup>) delle *tie bar* è di 5000 ore, e tenendo conto che le ore di volo totalizzate dalla *tie bar* rotta erano 1597 (587 + 1010), la rottura è apparsa come un evento del tutto inaspettato ed inusuale. I tecnici della Eurocopter hanno dichiarato infatti che tale evento non si è mai verificato nella storia della vita operativa del SA 341 “Gazelle” prima del 28 maggio 2001. L'evento in esame è stato il primo caso che ha interessato la flotta dei “Gazelle”, in servizio da oltre 30 anni e con oltre 5 milioni di ore effettuate, sia nella versione militare che in quella civile.

### **1.13. INFORMAZIONI DI NATURA MEDICA E PATOLOGICA**

Non sono emersi elementi che possano far ritenere che il pilota abbia avuto un malore al momento dell'incidente. Egli era in buone condizioni fisiche ed aveva effettuato la visita

---

<sup>1</sup> *Safe life*: criterio di progettazione strutturale teso a garantire che i componenti strutturali in esercizio risultino esenti da danni generati dalla fatica. In questo caso il componente non dovrebbe essere soggetto a rottura per fatica nel normale utilizzo prima delle 5000 ore di volo.

medica prevista per il rinnovo della licenza di pilotaggio il 13 aprile 2001, riportando esito favorevole.

## **1.14. INCENDIO**

L'elicottero si è incendiato a seguito dell'impatto al suolo. L'incendio è stato determinato dal contatto delle parti calde del motore con il combustibile presente a bordo (stimati circa 140 litri) e con gli oli della trasmissione e del motore che sono fuoriusciti a seguito dell'impatto (circa 15-20 metri in caduta libera).

## **1.15. ASPETTI RELATIVI ALLA SOPRAVVIVENZA**

A seguito dell'impatto al suolo, il tecnico specialista, che non aveva ancora allacciato le cinture di sicurezza ed era seduto posteriormente insieme ad uno dei passeggeri, è stato sbalzato ad una distanza di circa 3-4 metri dal relitto in fiamme. Ciò gli ha consentito di aiutare il passeggero seduto posteriormente ad abbandonare l'elicottero prima che le fiamme potessero impedirglielo. Egli non ha potuto far lo stesso per il pilota e l'altro passeggero seduto a fianco del pilota, dato il violento incendio sprigionatosi.

## **1.16. PROVE E RICERCHE EFFETTUATE**

### **1.16.1. Generalità**

Allo scopo di raccogliere elementi utili ai fini della conduzione dell'inchiesta tecnica, l'Agenzia ha provveduto ad acquisire quanto di seguito specificato.

- Copia della documentazione tecnico-amministrativa dell'aeromobile, in particolare: certificato di aeronavigabilità, certificato di immatricolazione ed altri documenti obbligatori secondo la vigente normativa, tra cui la licenza di stazione radio e la nota di assicurazione.
- Copia della documentazione manutentiva dell'aeromobile (lista ispezioni obbligatorie effettuate).
- Copia della documentazione relativa all'esperienza di volo del pilota (licenza e ore di volo totali sulla macchina).

- Copia della relazione relativa alle indagini frattografiche effettuate dal consulente tecnico del pubblico ministero della Procura della Repubblica competente per l'inchiesta penale sulla barra di torsione rotta.

Allo scopo di effettuare le indagini in modo compiuto si è reso necessario acquisire informazioni presso il costruttore dell'elicottero (Eurocopter). Ciò è stato possibile attraverso una riunione effettuata il 27 e 28 settembre 2001 presso la sede di Eurocopter, a Marignane (Francia). Nel corso della stessa riunione si è provveduto a richiedere ufficialmente la documentazione sui punti ritenuti interessanti per l'indagine. Tale documentazione è pervenuta soltanto nell'aprile 2002 e, dopo lo studio della stessa, si è passati alla fase operativa dell'indagine, consistente in esami distruttivi.

## **1.16.2. Analisi tecniche**

### **1.16.2.1. Barre di torsione (*tie bar*) pale rotore principale**

Già a seguito dei primi accertamenti, effettuati sul luogo dell'incidente, era stata individuata la causa dell'evento, consistente nella rottura della barra di torsione – *tie bar* – (P/N 341A314933.00; S/N N977), con conseguente perdita in volo di una pala del rotore principale. Ciò ha determinato lo sbilanciamento del rotore principale che, insieme al corpo trasmissione, si è staccato dalla fusoliera. L'elicottero, non avendo più il necessario sostentamento, è precipitato al suolo per effetto della gravità.

È emersa quindi la necessità di stabilire le cause della rottura della barra di torsione mediante una indagine metallurgico-frattografica del componente rotto. Tale indagine è stata effettuata dal consulente tecnico nominato dal pubblico ministero della Procura della Repubblica competente per l'inchiesta penale. Ad essa hanno potuto partecipare, oltre alle parti previste per legge, anche l'investigatore incaricato dell'Agenzia e, su interessamento di quest'ultima, il rappresentante accreditato del BEA.

### **1.16.2.2. Risultati indagini chimico-frattografiche sulla barra di torsione N977**

Prima di procedere alle analisi chimico-frattografiche è stato necessario disassemblare la barra di torsione N977. Da tale operazione è emerso che la barra presentava uno stato di corrosione localizzato dei fili in acciaio, che hanno avuto la tendenza a danneggiarsi soprattutto nella zona dei clips, dove il rivestimento in poliuretano era fessurato. Ciò ha



permesso l'ingresso di agenti corrosivi dall'ambiente esterno, che hanno lentamente innescato il processo di corrosione, proprio nella zona dove vigeva uno stato di sollecitazione elevato, a causa dell'interazione fra fili ed elementi in acciaio dei clips.

L'analisi frattografica ha confermato che vi è stato un lento ma progressivo processo di corrosione, che ha gradualmente compromesso l'integrità strutturale della barra, fino al punto che non è stata più in grado di reggere i carichi di esercizio. L'invecchiamento della guaina di rivestimento in poliuretano ha permesso l'infiltrazione di agenti corrosivi dell'ambiente esterno e si è in seguito verificato un danneggiamento per *pitting* e tensocorrosione, ambedue accompagnati da fatica, con nucleazione di cricche in corrispondenza delle vaiolature del *pitting*.

### **1.16.3. Analisi documentale**

È stata analizzata in dettaglio la documentazione relativa alle ispezioni previste sulle barre di torsione, con particolare riferimento a quanto segue.

- Ispezioni periodiche previste ed effettuate sul mozzo del rotore principale, su cui la barra di torsione era montata.
- *Telex Alert*, *Service Bulletin* (SB), *Airworthiness Directive* (AD), prescrizioni di aeronavigabilità<sup>2</sup> (PA), *Consigne de Navigabilité* (CdN) aventi in oggetto le ispezioni/verifiche prescritte per le barre di torsione del SA 341 "Gazelle":
  - Eurocopter *Telex Alert* N° 01.28 dell'1 agosto 2001;
  - Eurocopter *Telex Alert* N° 01.29 e N° 01.29R1, rispettivamente del 23 novembre e 11 dicembre 2001;
  - Eurocopter *Telex Information* del 20 dicembre 2001;
  - Eurocopter *Service Bulletin* N° 65.2 (*New Main Rotor Head "tie bar"*) del 21 novembre 2002;
  - Eurocopter *Alert Service Bulletin* N° 01.29 (*Flight restrictions for Torsion Tie Bar*) del 4 dicembre 2002;
  - DGAC CdN 2001-374-040(A) del 22 agosto 2001;
  - DGAC CdN 2001-587-041(A) R1 del 26 dicembre 2001 (modifica ed incorpora la precedente CdN del 22 agosto 2001);

---

<sup>2</sup> Le prescrizioni di aeronavigabilità (PA) richiedono l'esecuzione di ispezioni, sostituzioni, modifiche, limitazioni o procedure di impiego ritenute necessarie e rese obbligatorie entro i termini indicati per il mantenimento della navigabilità degli aeromobili.

- DGAC CdN 2001-587-041(A) R2 dell'8 gennaio 2003 (incorpora le limitazioni che scaturiscono dall'*Alert Service Bulletin* N° 01.29);
- ENAC PA n. 2001-378 del 30 agosto 2001 [scaturisce dalla CdN 2001-374-040(A) del 22 agosto 2001];
- ENAC PA n. 2002-040 del 25 gennaio 2002 [scaturisce dalla CdN 2001-587-041(A) R1 del 26 dicembre 2001 e del *Telex Alert* N° 01.29 R1];
- ENAC PA n. 2003-023 del 30 gennaio 2003 [scaturisce dalla CdN 2001-587-041(A) R2 dell'8 gennaio 2003];
- FAA AD 2001-19-51, *Amendment* 39-12508 – dicembre 2001 [scaturisce dalla CdN 2001-374-040(A) del 22 agosto 2001];
- FAA AD 2002-08-16 *Amendment* 39-12725 - aprile 2002 [sostituisce la precedente AD e scaturisce dalla CdN 2001-587-041(A) R1 del 26 dicembre 2001];
- *Mandatory Service Bulletin* N° 65-10 del 1975 (relativo all'ispezione del dispositivo di monitoraggio dell'allungamento delle barre di torsione).

#### **1.16.4. Azioni preventive effettuate**

##### **1.16.4.1. Agenzia nazionale per la sicurezza del volo (ANSV)**

Sulla base dei primi rilievi effettuati e nell'immediatezza dell'evento, in attesa del completamento degli esami di laboratorio per accertare le cause del cedimento strutturale della barra di torsione dell'elicottero, l'Agenzia ha informato, in data 14 giugno 2001, l'Ente nazionale per l'aviazione civile (ENAC), mediante l'emissione di un messaggio di allerta (si veda l'Allegato C). Lo scopo di tale messaggio è stato di informare l'ENAC affinché valutasse l'opportunità, per quanto di sua competenza, di predisporre con effetto immediato ed a scopo preventivo l'effettuazione di adeguati controlli sulle *tie bar* installate su tutti gli elicotteri SA 341 operanti sul territorio nazionale.

L'ANSV ha inoltre continuato ad operare congiuntamente con il citato consulente tecnico del pubblico ministero, partecipando, come osservatore, alle prove distruttive effettuate sulla barra di torsione, la cui rottura prematura ha determinato l'incidente.

##### **1.16.4.2. Ente nazionale per l'aviazione civile (ENAC)**

Il recepimento da parte dell'ENAC del messaggio di allerta dell'Agenzia si è concretizzato attraverso l'emanazione di una prescrizione di aeronavigabilità (PA 2001-378) in data 30 agosto 2001 per l'effettuazione di ispezioni sulle *tie bar* degli elicotteri SA 341 "Gazelle" immatricolati in Italia e la sostituzione delle *tie bar* del mozzo rotore principale con più di

venti anni dalla prima installazione, indipendentemente dal numero delle ore di volo. Le ispezioni effettuate hanno riguardato l'unico elicottero SA 341 ancora operante in Italia, l'I-LDAV, le cui tre barre di torsione sono state sostituite, in quanto avevano una vita calendariale superiore a 20 anni.

In funzione delle limitazioni operative sulle barre di torsione che Eurocopter emetteva attraverso *Telex Alert* e *Alert Service Bulletin*, l'ENAC ha costantemente emesso le relative prescrizioni di aeronavigabilità, di cui al precedente paragrafo 1.16.3.

#### **1.16.4.3. Direction Générale de l'Aviation Civile (DGAC)**

A seguito della emissione del *Telex Alert* N° 01.28 datato 1 agosto 2001, l'autorità per l'aviazione civile francese – DGAC – ha emesso la prescrizione di aeronavigabilità (*Consigne de Navigabilité* – CdN) CdN 2001-374-040 (A) datata 22 agosto 2001. Con essa si toglie il limite di vita sicura – *safe life* – pari a 5000 ore di volo per le barre di torsione e si applica la limitazione calendariale pari a 20 anni di utilizzo. Con l'emissione inoltre del successivo *Telex Alert* N° 01.29R1 del 11 dicembre 2001, la DGAC ha emanato la CdN 2001-587-041(A) R1 datata 26 dicembre 2001, che riflette appunto le limitazioni prescritte nel citato *Telex Alert* della Eurocopter. Successivamente ha revisionato la precedente CdN con la nuova versione R2 dell'8 gennaio 2003, la quale incorpora le limitazioni dell'*Alert Service Bulletin* N° 01.29 del 4 dicembre 2002.

Nel successivo paragrafo saranno esaminate in dettaglio le limitazioni relative alle barre di torsione emanate da Eurocopter.

#### **1.16.4.4. Eurocopter**

Sin dalle prime fasi di conduzione dell'inchiesta tecnica, Eurocopter è stata interessata ed ha fornito l'assistenza di volta in volta richiesta tramite il rappresentante accreditato del BEA. In particolare, due tecnici di Eurocopter sono stati nominati *technical advisor* del suddetto rappresentante accreditato ed hanno partecipato al primo sopralluogo effettuato sui resti del relitto dopo la rimozione dello stesso dal luogo dell'evento. Come dichiarato da Eurocopter, la rottura della barra di torsione N977 P/N 341A314933.00 montata sul mozzo principale (*Main Rotor Head* – MRH), è stato il primo caso che ha interessato la flotta dei "Gazelle", in servizio da oltre 30 anni e con oltre 5 milioni di ore effettuate (versione militare e civile)<sup>3</sup>.

---

<sup>3</sup> Sono stati costruiti 1267 esemplari di elicottero SA 341 "Gazelle" e di questi 898 sono ancora in servizio. Le ore di volo totali per l'intera flotta ammontavano, alla fine del 2002, a 5.650.000.

In attesa dei risultati delle indagini frattografiche sulla barra di torsione interessata, condotte dal consulente tecnico del pubblico ministero, Eurocopter, sulla base delle informazioni disponibili, ha emesso il *Telex Alert* N° 01.28 datato 1 agosto 2001. Con esso Eurocopter raccomandava agli utilizzatori di “Gazelle” di ritirare dal servizio le barre di torsione con lo stesso *part number* (P/N) di quello coinvolto nell’incidente, con più di 20 anni dalla prima installazione, indipendentemente dal numero di ore di volo accumulate. Il limite di vita sicura per tali barre è di 5000 ore di volo. Le informazioni cui Eurocopter disponeva, ottenute anche tramite l’effettuazione di prove a fatica su barre di tecnologia simile, prodotte da un diverso fornitore e montate su elicotteri del tipo BO105 e BK117, mettevano in luce un possibile danno da invecchiamento (*aging*) del componente in argomento. A seguito di un altro incidente simile al presente verificatosi nel Regno Unito (UK) il 16 novembre 2001, in cui è stato coinvolto un “Gazelle” militare, Eurocopter ha intrapreso le seguenti iniziative al fine di prevenire ulteriori incidenti.

- Effettuato presso i propri laboratori le analisi frattografiche della barra di torsione rottasi nel corso del sopra citato evento. Essa era stata installata nel 1985 ed aveva totalizzato 2928 ore di volo, vale a dire 2072 in meno rispetto alle 5000 previste come vita sicura. Le indagini effettuate hanno potuto stabilire che il cedimento della barra di torsione è stato determinato da un processo di fatica, che ha ridotto la resistenza dei fili costituenti la barra stessa. Tale processo è stato favorito dalla corrosione dei fili, la quale si è innescata dopo che sulla guaina protettiva in poliuretano si erano verificate delle cricche che hanno lasciato passare l’umidità. Le cricche sulla guaina si sono formate nel tempo per il normale utilizzo del componente.
- Emanato il *Telex Alert* N° 01.29 del 23 novembre 2001, successivamente integrato con il N° 01.29 R1 datato 11 dicembre 2001 con il quale si limita la vita calendariale (*Calendar service life*) da 20 a 15 anni; nello stesso si obbligano gli operatori ad inviare le barre di torsione – entro 1 anno dalla ricezione del *Telex Alert* sopra menzionato – presso i laboratori di Eurocopter per delle ispezioni non distruttive.
- Effettuato presso i propri laboratori delle prove distruttive ed analisi chimico-frattografiche su barre di torsione aventi differenti ore di impiego e diverse vite calendariali, da 0 (barre nuove) a oltre 20 anni. A seguito dei risultati scaturiti da tali prove, Eurocopter ha emanato in data 4 dicembre 2002 l’*Alert Service Bulletin* (ASB) N° 01.29, avente per oggetto appunto le nuove limitazioni di volo per le barre di torsione per l’aeromobile SA 341/342, versione militare e civile. Le limitazioni introdotte dal citato ASB riguardano la riduzione della vita calendariale delle barre di torsione da 15 a 7 anni

dalla data di prima installazione e la riduzione della vita sicura di utilizzo da 5000 (cinquemila) a 600 (seicento) ore di volo. Inoltre, si cancella l'ispezione giornaliera prevista sul dispositivo di monitoraggio dell'allungamento delle barre di torsione, prevista dal *Mandatory Service Bulletin* N° 65-10 del 1975.

Parte della documentazione sopra menzionata emessa da Eurocopter è riportata in Allegato E.

Oltre alle prove sopra citate, Eurocopter ha, nel contempo, effettuato delle prove non distruttive sulle barre di torsione nuove, appena ricevute dal fornitore (Normal Air Garrett, UK). I risultati sono stati considerati da Eurocopter alquanto insoddisfacenti dal punto di vista della qualità della lavorazione. Sulla base dei risultati delle prove, infatti, non si poteva garantire una vita sicura di utilizzo superiore alle 1000 ore di volo; ciò ha portato Eurocopter ad individuare un altro fornitore e a cambiare pertanto la tipologia e le caratteristiche delle barre di torsione. Le nuove *tie bar* P/N 704A33633274 (P/N fornitore: J-23750-1) sono prodotte dalla società statunitense LORD ed hanno una vita sicura di 2000 ore di volo e/o una vita calendariale di 10 anni (quale delle due limitazioni si verifica prima).

Per le barre di torsione attualmente in servizio prodotte dalla Normal Air Garrett, il limite di utilizzo è stato ulteriormente ridotto a 600 ore di volo e/o 2 anni dalla prima installazione.

La tabella che riassume le limitazioni sopra dette è riportata nell'estratto della Eurocopter *Information Letter* in Allegato E ed in Allegato F, in cui vi è riportato anche un estratto del manuale di manutenzione relativamente all'ispezione periodica della barra di torsione.

## **1.17. INFORMAZIONI ORGANIZZATIVE E GESTIONALI**

n.p.

## **1.18. INFORMAZIONI SUPPLEMENTARI**

Allo scopo di prevenire incidenti simili, in attesa di conoscere l'esito delle indagini frattografiche, sono state intraprese alcune azioni da parte di tutte le autorità interessate – ANSV, ENAC, DGAC, Eurocopter. Si riportano, di seguito, in ordine temporale, le azioni sopra dette più significative.

- 30 maggio 2001: notifica dell'incidente, da parte dell'ANSV, al BEA, come previsto dall'Annesso 13 alla Convenzione relativa all'aviazione civile internazionale.
- 31 maggio 2001: designazione, da parte del BEA, del rappresentante accreditato e di due suoi consulenti tecnici nell'inchiesta tecnica di competenza dell'Agenzia.
- 14 giugno 2001: messaggio di allerta dell'ANSV all'ENAC per informare lo stesso dell'accaduto, invitandolo, sulla base delle prime evidenze tecniche, a predisporre eventuali controlli sugli elicotteri "Gazelle" operanti in Italia.
- 26 luglio 2001: si svolge a Marignane-Marsiglia (F), presso la sede di Eurocopter, una riunione tecnica relativamente all'incidente in oggetto, alla quale partecipano, oltre all'investigatore incaricato dell'ANSV, anche rappresentanti del BEA e DGAC francesi. Nel corso della riunione, Eurocopter presenta i risultati preliminari degli studi e delle prove condotte sulle *tie bar* analoghe a quella relativa all'elicottero I-OLLY, la cui rottura ha determinato l'incidente. Eurocopter, inoltre, ricostruisce, sulla base delle informazioni disponibili, la storia della *tie bar* S/N N977 montata sull'I-OLLY ed illustra le misure che intende adottare a breve termine (entro settembre 2001) sulla flotta dei "Gazelle" (oltre 1000 tra versioni militari e civili), a solo scopo cautelativo, nell'interesse della sicurezza del volo.
- 2 agosto 2001: Eurocopter invia alla Autorità britannica per l'aviazione civile (CAA) una comunicazione relativa all'incidente in questione.
- 30 agosto 2001: l'ENAC emette, a scopo preventivo, la prescrizione di aeronavigabilità (PA) n. 2001-378 datata 30.08.2001, con la quale si impone a tutti gli utilizzatori italiani di elicotteri SA-341/SA-342 la sostituzione delle *tie bar* del mozzo rotore principale, fabbricate prima del 30.11.1981, indipendentemente dal numero delle ore di volo. Tale PA è una diretta conseguenza della DGAC CdN 2001-374-040 (A) del 22 agosto 2001 e del *Telex Alert* N° 01.28 dell'1.8.2001 emesso da Eurocopter ed applicabile a tutti gli elicotteri costruiti dello stesso tipo. In sostanza, per le *tie bar* non si applica più il limite di vita delle 5000 ore di volo (*Service life limit – safe life*), ma un limite temporale, pari a venti anni di utilizzo.

- 27-28 sett. 2001: rogatoria internazionale per l'acquisizione, da parte del consulente tecnico del pubblico ministero, dei dati tecnici necessari per effettuare la perizia sulla barra di torsione rotta. Tale evento si è svolto presso la sede di Eurocopter a Marignane e vi hanno partecipato anche l'ANSV ed il BEA. In tale occasione sono state effettuate, dai tecnici di Eurocopter, sulla barra di torsione che ha ceduto, delle analisi visive e non distruttive. Nel corso della rogatoria stessa vi sono stati intensi colloqui con i tecnici di Eurocopter e si è richiesta ufficialmente la documentazione tecnica sui punti ritenuti interessanti per l'indagine. Tale documentazione è stata consegnata dalle Autorità francesi a quelle italiane solo nell'aprile 2002.
- 22 novembre 2001: dopo l'incidente del "Gazelle" militare in Gran Bretagna, Eurocopter emette il *Telex Alert* N° 01.29 e successivamente il *Telex Alert* N° 01.29R1 dell'11 dicembre 2001, con i quali informa gli utilizzatori dei "Gazelle" dell'applicazione di limiti di utilizzo delle barre di torsione più restrittivi rispetto al precedente limite posto con il T.A. N° 01.28.
- Aprile 2002: ricevimento, da parte delle Autorità italiane, della documentazione tecnica richiesta nel corso della rogatoria internazionale di cui sopra.

## **1.19. TECNICHE DI INDAGINE UTILI O EFFICACI**

n.p.

## **CAPITOLO II**

### **ANALISI**

## **2. ANALISI**

### **2.1. ANALISI ESPERIENZA PILOTA**

Il pilota, maschio di anni 45, era in possesso della licenza e delle abilitazioni prescritte dalla normativa in vigore (DPR n. 566 del 18 novembre 1988 e DM 467/T/92) per effettuare l'attività di volo con l'elicottero. Egli aveva conseguito la licenza di pilota commerciale di elicottero nel 1996 ed era abilitato al pilotaggio su diversi tipi di elicottero.

### **2.2. ANALISI DOCUMENTAZIONE AEROMOBILE**

I certificati di immatricolazione e di aeronavigabilità dell'aeromobile erano in corso di validità. L'aeromobile era certificato per il tipo di attività in cui era impiegato.

Da quanto accertato nel corso dell'inchiesta è emerso che l'elicottero era stato sottoposto il 14 maggio 2001 alle ispezioni delle 30 ore per la parte cellula e l'8 aprile 2001 all'ispezione delle 125 ore per la parte motore. Dopo tali ispezioni l'elicottero ha effettuato circa 2 ore di volo prima dell'incidente senza riportare avarie sia agli impianti, sia al motore (dati ricavati dal QTB). Il giorno dell'incidente aveva effettuato alcune sortite prima dell'evento per un totale di 1 ora e 32 minuti di volo. Nel QTB non sono riportate avarie.

Tutte le ispezioni previste dal programma di manutenzione del costruttore ( ispezioni tipo C1 e T1) sono state regolarmente effettuate.

Dai fatti accertati non sono emersi elementi tali da sollevare dubbi sullo stato di aeronavigabilità dell'aeromobile.



## **2.3. STORIA DELLA BARRA DI TORSIONE N977**

### **Azioni manutentive/ispettive effettuate**

La data di costruzione della barra viene normalmente riportata su una etichetta adesiva nera applicata ad una delle due estremità. Nel caso della N977 l'etichetta nera era parzialmente asportata e non è stato possibile risalire direttamente alla data. Tuttavia, sulla base delle informazioni ricevute da Eurocopter, si è stabilito che la barra di torsione N977 è stata prodotta dalla Normal Air Garrett nel 1979. Essa è stata installata per la prima volta il 18 dicembre 1980 sul rotore M433, insieme ad altre due, la N1460 e la N1025. Il rotore M433 è stato montato sull'esemplare di "Gazelle" n.c. 1206 nel 1981 ed è stato revisionato nel 1991. Non si sono verificati incidenti con il "Gazelle" n.c. 1206. Durante la revisione generale tutte e tre le barre di torsione sono state smontate ed avevano totalizzato 587 ore di volo.

Successivamente, la N977 è stata montata nel mese di novembre del 1992 sul rotore M1014 (montato sull'I-OLLY) ed alla data dell'evento aveva accumulato 1597 ore di volo totali, contro le 5000 previste come vita sicura del componente. Sul quaderno tecnico di bordo (QTB) non vi sono segnalazioni di anomalie durante i voli effettuati negli ultimi 30 giorni dalla data dell'incidente. Le ispezioni programmate per il rotore principale sono state tutte effettuate e non è stato rilevato alcunché di anomalo.

## **2.4. ANALISI INCIDENTE**

Dai primi accertamenti effettuati è subito apparso chiaro che la rottura della barra di torsione e la conseguente perdita in volo della pala sono stati i due principali fattori della catena degli eventi che hanno portato all'incidente in oggetto.

Il distacco della pala, infatti, ha determinato lo sbilanciamento del rotore principale che, insieme al corpo trasmissione, si è staccato dalla fusoliera. L'elicottero, non avendo più il necessario sostentamento, è precipitato al suolo per effetto della gravità.

Le indagini effettuate hanno potuto stabilire che il cedimento della barra di torsione è stato determinato da un processo di fatica, che ha ridotto la resistenza dei fili costituenti la barra stessa. Tale processo è stato favorito dalla corrosione dei fili, che si è innescata dopo che sulla guaina protettiva in poliuretano si erano verificate delle fessurazioni che hanno lasciato passare l'umidità. Le fessurazioni sulla guaina si sono formate nel tempo per il normale

utilizzo del componente. Nella foto a lato, che si riferisce ad un'altra barra di torsione, si può notare la tipica cricca/fessura che si determina in corrispondenza del clip con il normale utilizzo.

L'osservazione al microscopio elettronico dei fili costituenti la barra ha evidenziato chiaramente la presenza di attacchi corrosivi localizzati, che hanno portato localmente alla distruzione dell'integrità strutturale della barra.



#### **2.4.1. Analisi incidente simile a quello dell'I-OLLY**

Come già anticipato nel Capitolo I, al paragrafo 1.16.4.4, il 16 novembre 2001 un "Gazelle" della flotta militare del Ministero della difesa del Regno Unito (MoD UK) è stato coinvolto in un incidente le cui modalità sono state le stesse di quelle dell'I-OLLY. In particolare, vi è stato il distacco in volo di una delle tre pale del rotore principale a causa della rottura prematura della corrispondente barra di torsione. Essa (P/N 341A314933.00 e S/N N2012) era stata installata nel 1985 ed aveva totalizzato 2928 ore di volo, vale a dire 2072 in meno rispetto alle 5000 previste come vita sicura. Le analisi chimico-frattografiche, effettuate presso i laboratori di Eurocopter, hanno stabilito che la rottura è stata determinata da un processo di fatica, che si è innescato dalla corrosione dei fili costituenti la barra stessa. In particolare, la catena degli eventi che portato alla rottura è stata identificata nella seguente:

- consumo (*wear*) del poliuretano messo a protezione dei fili a causa del loro movimento (strofinio) relativo;
- fessurazioni nella guaina esterna gialla di poliuretano che copre l'area relativa ai clips;
- penetrazione di sostanze corrosive presenti nell'ambiente esterno in cui l'elicottero ha operato (es. umidità);
- corrosione dei fili che ha gradualmente compromesso l'integrità strutturale della barra, fino al punto che la stessa non è stata più in grado di reggere i carichi di esercizio.

## **2.5. CONSIDERAZIONI FINALI**

Alla luce di quanto sin qui rappresentato, scaturiscono le seguenti considerazioni in merito alle cause dell'incidente.

Il cedimento prematuro della barra di torsione S/N N977 è avvenuto sotto l'azione di carichi

di esercizio inferiori ai massimi ammissibili, a causa dell'avanzamento, fino al limite non più tollerabile per la resistenza strutturale del componente, di un processo di tensocorrosione e fatica-corrosione associato a delle rotture a fatica dei fili, durato molti anni.

Il processo corrosivo dei fili in acciaio costituenti la barra di torsione è stato possibile a causa dell'invecchiamento della guaina in poliuretano che, fessurandosi in alcuni punti più sollecitati (in corrispondenza dei clips), ha lasciato infiltrare localmente agenti corrosivi che hanno avuto la funzione di aggressivo nei confronti del metallo.

Il fenomeno dell'invecchiamento della guaina era noto ad Eurocopter, ed in effetti nel corso delle ispezioni periodiche era previsto che si controllasse visivamente il rivestimento in poliuretano delle barre di torsione. Le stesse si consideravano non utilizzabili se attraverso le eventuali cricche – considerate ammissibili – si fosse intravisto un solo filo rotto (si veda *“Technical Sheet of wear criteria”* in Allegato D). Nel definire le limitazioni applicabili alle barre di torsione (vita sicura di 5000 ore di volo, senza limiti calendariali) e la tipologia delle ispezioni alle stesse, non è stato possibile tener conto delle conseguenze a lungo termine dei possibili effetti dell'umidità e/o di altri agenti chimici presenti nell'ambiente esterno in cui l'elicottero viene impiegato (es. montagna, mare, deserto) sulla resistenza dei fili in acciaio costituenti le barre di torsione.

Sulle base delle informazioni disponibili dopo i due incidenti dei “Gazelle”, per la rottura prematura delle barre di torsione, Eurocopter ha stabilito dei criteri diversi per il rigetto delle barre di torsione che presentano delle cricche sul rivestimento in poliuretano. In particolare, come riportato nel manuale di manutenzione alla sezione *“Main Rotor Head – Torsion tie-bar check”* (si veda l'Allegato F), le cricche nel rivestimento sono ammissibili solo fino ad una lunghezza di 5 mm; oltre tale limite le barre di torsione vanno sostituite, indipendentemente dai limiti di impiego.

È doveroso comunque sottolineare che non appena Eurocopter ha avuto a disposizione dati sufficienti per emanare delle nuove limitazioni di impiego per le barre di torsione, queste sono state prontamente introdotte attraverso la pubblicazione di *Telex Alert* e *Alert Service Bulletin*, precedentemente illustrati nel paragrafo 1.16.4.4 della presente relazione. Le nuove limitazioni introdotte per le barre di torsione tengono conto sia dei risultati delle indagini effettuate da Eurocopter sulla barra rotta nel corso dell'incidente del “Gazelle” militare britannico del 16 novembre 2001, che dei risultati delle prove effettuate su barre di torsione nuove, prodotte dal vecchio fornitore Normal Air Garrett. Sulla base dei risultati delle prove,

infatti, non si poteva garantire una vita sicura di utilizzo superiore alle 1000 ore di volo; ciò ha portato Eurocopter ad individuare un altro fornitore e cambiare pertanto la tipologia e le caratteristiche delle barre di torsione. Le nuove *tie bar* P/N 704A33633274 (P/N fornitore: J-23750-1) sono prodotte dalla società statunitense LORD ed hanno una vita sicura di 2000 ore di volo e/o una vita calendariale di 10 anni (quale delle due limitazioni si verifica prima). Per le barre di torsione attualmente in servizio prodotte dalla Normal Air Garrett, il limite di utilizzo è ulteriormente ridotto a 600 ore di volo e/o 2 anni dalla prima installazione.

Le cause della rottura della barra di torsione dell'I-OLLY sono le stesse che hanno portato alla rottura della barra di torsione del "Gazelle" militare britannico, a seguito delle quali Eurocopter ha emesso delle nuove limitazioni per le barre di torsione (si veda la corrispondente tabella in Allegato F).

Sulla base delle evidenze raccolte, pertanto, non si è ritenuto necessario raccomandare ulteriori/diverse limitazioni rispetto alle attuali.

A seguito dell'emanazione della PA n. 2001-378 del 30 agosto 2001, che prevedeva la sostituzione delle barre di torsione con oltre 20 anni dalla prima installazione, sull'elicottero I-LDAV (l'altro "Gazelle" immatricolato in Italia), sono state sostituite tutte e tre le barre. I S/N erano i seguenti: N322; N388; ADK 8758.

Esse sono state rese disponibili al consulente tecnico incaricato di effettuare le indagini frattografiche sulla barra rotta dell'I-OLLY, in quanto ritenuto utile ai fini della conduzione delle stesse.

È doveroso sottolineare, comunque, che la barra con S/N ADK 8758 appartiene ad un lotto di barre destinate ad elicotteri "Gazelle" nella versione militare. Sebbene non esistano problemi di interfaccia con il rotore principale e dimensionali con le barre destinate agli elicotteri nella versione civile, Eurocopter ha ribadito che non è consentito l'impiego di componenti utilizzati per la versione militare su quelle civili o viceversa.

È auspicabile, quindi, che l'ENAC nell'effettuare i controlli di istituto previsti, tenga in considerazione quanto sopra evidenziato relativamente all'utilizzo su una stessa macchina di componenti destinati alla versione civile o militare.

## CAPITOLO III

### CONCLUSIONI

#### 3. CONCLUSIONI

##### 3.1. EVIDENZE

L'aeromobile era efficiente ed era stato sottoposto ai previsti controlli periodici.

I certificati di immatricolazione e di aeronavigabilità dell'aeromobile erano in corso di validità.

Le condizioni meteorologiche erano ottime e non presentavano particolari elementi di criticità.

Il pilota era in possesso della licenza e delle abilitazioni prescritte dalla normativa in vigore (DPR n. 566 del 18 novembre 1988 e DM 467/T/92) per effettuare l'attività di volo con l'elicottero.

Negli ultimi 30 giorni l'aeromobile non aveva riportato avarie/malfunzionamenti sostanziali e/o tali da pregiudicarne l'aeronavigabilità.

Dai primi accertamenti effettuati è subito apparso chiaro che la rottura della barra di torsione e la conseguente perdita in volo della pala sono stati i due principali fattori della catena degli eventi che ha portato all'incidente in oggetto.

Il distacco della pala, infatti, ha determinato lo sbilanciamento del rotore principale che, insieme al corpo trasmissione, si è staccato dalla fusoliera. L'elicottero, non avendo più il necessario sostentamento, è precipitato al suolo per effetto della gravità.

La barra di torsione è l'organo di collegamento della pala al rotore e deve garantire resistenza e rigidità assiale per opporsi alle forze centrifughe e torsionali prodotte dalla variazione dell'angolo di incidenza della pala.

La barra di torsione che ha ceduto è stata la S/N N977, montata sul rotore M1014 dell'I-OLLY nel novembre del 1992, ed alla data dell'evento aveva accumulato 1597 ore di volo totali, contro le 5000 previste come vita sicura del componente.

Il cedimento prematuro della barra di torsione S/N N977 è avvenuto sotto l'azione di carichi di esercizio inferiori ai massimi ammissibili, a causa dell'avanzamento, fino al limite non più tollerabile per la resistenza strutturale del componente, di un processo di tensocorrosione e fatica-corrosione associato a delle rotture a fatica dei fili, durato molti anni.

Il processo corrosivo dei fili in acciaio costituenti la barra di torsione è stato possibile a causa dell'invecchiamento della guaina in poliuretano che, fessurandosi in alcuni punti più sollecitati (in corrispondenza dei clips), ha lasciato infiltrare localmente agenti corrosivi che hanno avuto la funzione di aggressivo nei confronti del metallo.

L'analisi frattografica ha confermato che vi è stato un lento ma progressivo processo di corrosione, che ha gradualmente compromesso l'integrità strutturale della barra, fino al punto che non è stata più in grado di reggere i carichi di esercizio. L'invecchiamento della guaina di rivestimento in poliuretano ha permesso l'infiltrazione di agenti corrosivi dell'ambiente esterno e si è in seguito verificato un danneggiamento per *pitting* e tensocorrosione, ambedue accompagnati da fatica, con nucleazione di cricche in corrispondenza delle vaiolature del *pitting*. L'osservazione al microscopio elettronico dei fili nella regione del clip denuncia chiaramente la presenza di attacchi corrosivi localizzati, che hanno portato localmente alla distruzione dell'integrità strutturale della barra.

Nel definire le limitazioni applicabili alle barre di torsione (vita sicura di 5000 ore di volo, senza limiti calendariali) e la tipologia delle ispezioni alle stesse, non è stato possibile tener conto delle conseguenze a lungo termine dei possibili effetti dell'umidità e/o di altri agenti chimici presenti nell'ambiente esterno in cui l'elicottero viene impiegato (es. montagna, mare, deserto) sulla resistenza dei fili in acciaio costituenti le barre di torsione.

Le cause della rottura della barra di torsione dell'I-OLLY sono le stesse che hanno portato alla rottura della barra di torsione del "Gazelle" militare britannico, a seguito delle quali Eurocopter ha emesso delle nuove limitazioni per le barre di torsione. Sulla base delle evidenze raccolte, pertanto, non si è ritenuto necessario raccomandare ulteriori/diverse limitazioni rispetto alle attuali.

## **3.2. CAUSA INCIDENTE - FATTORI CAUSALI**

### **3.2.1. Causa incidente**

Alla luce di quanto evidenziato si ritiene di poter identificare la causa dell'incidente nella rottura prematura della barra di torsione (*tie bar*), con conseguente perdita in volo della corrispondente pala del rotore principale. Il distacco della pala, infatti, ha determinato lo sbilanciamento del rotore principale che, insieme al corpo trasmissione, si è staccato dalla fusoliera. L'elicottero, non avendo più il necessario sostentamento, è precipitato al suolo per effetto della gravità.

Il cedimento prematuro della barra di torsione è avvenuto sotto l'azione di carichi di esercizio inferiori ai massimi ammissibili, a causa dell'avanzamento, fino al limite non più tollerabile per la resistenza strutturale del componente, di un processo di tensocorrosione e fatica-corrosione associato a delle rotture a fatica dei fili, durato molti anni. Il processo corrosivo dei fili in acciaio costituenti la barra di torsione è stato possibile a causa dell'invecchiamento della guaina in poliuretano che, fessurandosi in alcuni punti più sollecitati, ha lasciato infiltrare localmente agenti corrosivi (es. umidità), che hanno avuto la funzione di aggressivo nei confronti del metallo. – *FATTORE TECNICO* -

### **3.2.2. Fattori causali**

Dall'analisi delle evidenze disponibili non si ritiene di poter identificare dei fattori causali che abbiano contribuito al verificarsi dell'incidente in argomento.

## **CAPITOLO IV**

### **RACCOMANDAZIONI DI SICUREZZA**

#### **4. RACCOMANDAZIONI**

Sulla base delle evidenze raccolte nel corso dell'inchiesta, considerate le azioni intraprese da Eurocopter, DGAC e ENAC per adeguare alle effettive caratteristiche strutturali le limitazioni di vita sicura ed impiego calendariale delle barre di torsione sugli elicotteri SA 341 "Gazelle", non si è ritenuto necessario raccomandare ulteriori/diversi provvedimenti rispetto a quelli già attuati dai predetti soggetti.



## ELENCO ALLEGATI

- ALLEGATO A:** documentazione fotografica
- ALLEGATO B:** caratteristiche principali elicottero SA 341 “Gazelle”
- ALLEGATO C:** messaggio di allerta ANSV
- ALLEGATO D:** dettagli costruttivi e limitazioni (vecchie) di impiego barre di torsione
- ALLEGATO E:** estratti *Alert Service Bulletin* N° 01.29 e *Eurocopter Information Letter*
- ALLEGATO F:** sommario nuove limitazioni barre di torsione e ispezione periodica (estratto manuale di manutenzione 65-12-607)

*Gli allegati sopra elencati sono una copia conforme dei documenti originali in possesso dell’Agenzia nazionale per la sicurezza del volo. Nei documenti riprodotti in allegato è stato salvaguardato l’anonimato delle persone coinvolte nell’evento, in ossequio alle disposizioni del decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66.*



**DOCUMENTAZIONE FOTOGRAFICA**

Foto 1



Vista aerea luogo incidente e relitto.  
Notare sulla parte sinistra il bosco dove è stata ritrovata una pala del rotore principale

Foto 2



Relitto elicottero distrutto per circa 3/4 della struttura

Foto 3



Relitto elicottero e corpo rotore principale

Foto 4



Corpo rotore principale – particolare segni impatto al suolo

Foto 5



Pala staccatasi in volo dall'elicottero e ritrovata nel bosco antistante il luogo dell'incidente ad una distanza di circa 100 - 120 metri dal relitto

Foto 6



Corpo rotore principale. Notare la mancanza della terza pala con la barra di torsione rotta nel mozzo

Foto 7



Particolare mozzo rotore principale con la barra di torsione che ha ceduto

Foto 8

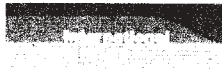


Particolare barra di torsione dopo lo smontaggio dal mozzo del rotore principale

Foto 9



Le tre barre di torsione del mozzo dopo lo smontaggio dal corpo rotore.  
Notare la parte di etichetta nera adesiva parzialmente asportata sulla barra rotta



Guide

Home page

[National Civil Authority Values](#)
[Registration authorities](#)
[Country](#)

**I-OLLY SA 341 G** **Last update 19/10/2000**

**owner** HELIWEST SRL  
**Operator** HELIWEST SRL  
**Home airport** TORINO/CASELLE  
 ICAO Code LIMF  
 IATA Code TRN  
**Certificate of Airworthiness** V 23/6/2003  
**Registration date** 2/4/1987  
**Serial number** 1065  
**Total Flight hours** 3439  
**Aircraft technical characteristics**  
 Manufacturer EUROCOPTER FRANCE  
 Type SA 341  
 Model SA 341 G  
**Engine** ASTAZOU IIIA

**owner**  
**owner** HELIWEST SRL  
**Address** Via Fiera, 1  
 14057 ISOLA D'ASTI  
**Country** Italy

**Operator**  
**Operator** HELIWEST SRL  
**Address** Localita' Tagliata 314  
 14050 SAN MARZANOTTO  
**Country** Italy

**Certificate of Airworthiness**  
**Status** V  
**Category**  
**Expiry Date** 23/6/2003

**Aircraft technical characteristics**  
**Aircraft category** Helicopter  
**Manufacturer** EUROCOPTER FRANCE  
**Type** SA 341  
**Model** SA 341 G  
**Commercial name** GAZELLE  
**Begin of manufacture** 1970  
**Year of manufacture** 1973  
 Standard Value NCAA VALUE  
**MTOW (kg)** 1800 1800  
**Pax Number** 5 5  
**Noise Characteristics**

**Number of engine** 1  
**Length (m)** 11  
**Height(m)** 3  
**Width (m)** 10  
**Ceiling(m)** 5490  
**Empty Weight(kg)** 1058  
**VNE (kt)** 167  
**Cruising speed (kt)** 143  
**Pressurized** N  
**Wing configuration** Rotary wing



**Tail Wing configuration**  
**Construction material**  
**Landing gear category**

None  
 Metallic  
 Ski



**Engine**

**Engine Category**  
**Engine Manufacturer**  
**Engine Type**  
**Engine Model**  
**Power(hp/DaN)**

TurboProp  
 TURBOMECA  
 TU.MECA ASTAZOU  
 ASTAZOU IIIA  
 597



**Propeller**

**Propeller Category**  
**Propeller manufacturer**  
**Propeller model**



## aerospaziale

1.20 - GENERAL CHARACTERISTICS.Approximate principal dimensions (metres) :Operational dimensions :

Rotor diameter	10.500
Overall length	11.972
Overall height (top of fin)	3.1925

Static dimensions (blades folded) :

Length	9.532
Width	2,026
Height (top of fin)	3.1925

Transport dimensions :

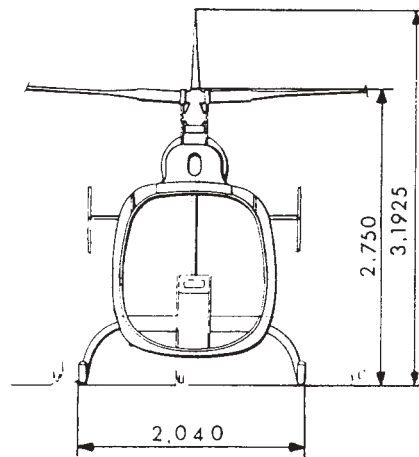
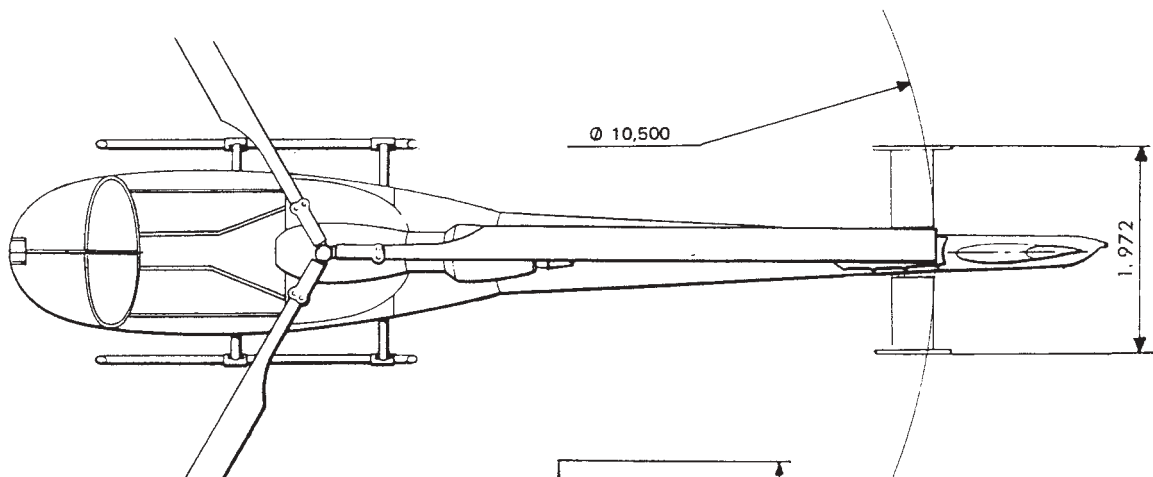
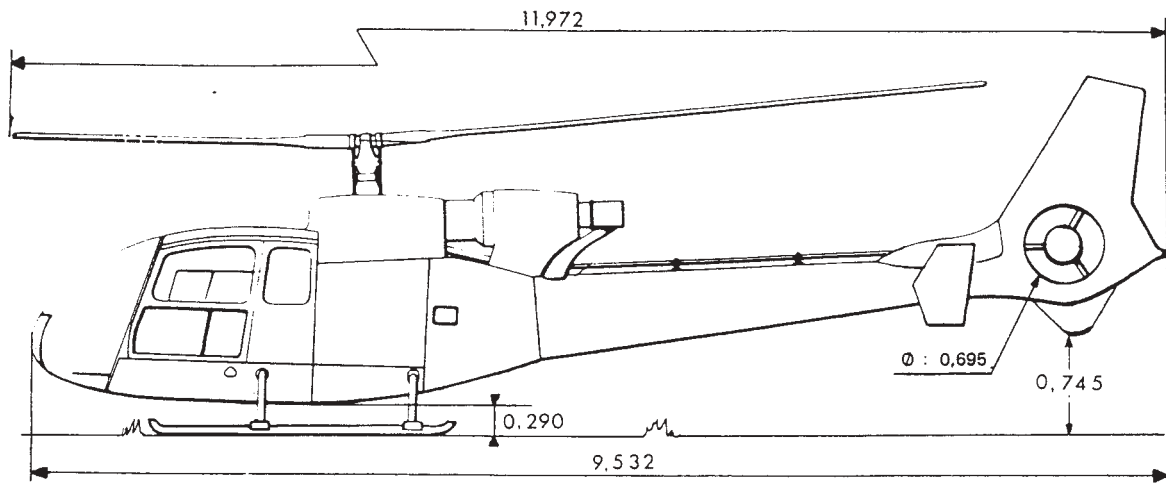
Length	9.532
Width	2.040
Height (top of fin)	3,1925

Ground clearance :

Under fuselage (equipment not included)	0.290
Under tail	0.745

With the hight type landing gear, ground cleasance is increased by 150mm.

aerospaziale



PRINCIPAL DIMENSIONS  
Figure 2

## aerospaziale

1.30 - PERFORMANCE

NOTE : In operation, only the values given in the Flight Manual must be taken into account.

	341 1800 Kg	342 L 1900 Kg
Never exceed speed (VNE) sea level	310 Km/h	310 Km/h
Cruising speed 1st Detent 2st Detent	232 Km/h 263 Km/h	238 Km/h 263 Km/h
Rate of climb at sea level	6,8 m/s	8,6 m/s
Service ceiling	4500 m	4650 m
Ceiling I.G.E.	2400 m	3600 m
Ceiling O.G.E.	1350 m	2900 m

# AGENZIA NAZIONALE PER LA SICUREZZA DEL VOLO

(istituita con decreto legislativo 25 febbraio 1999, n. 66)  
 sede provvisoria: c/o Ministero dei trasporti e della navigazione  
 Piazza della Croce Rossa, 1 – 00161 Roma  
 tel. 06 4410 2064 / 4426 7091, fax 06 4426 7226

Prot. n. 608/INV/65-17/01  
 Roma, 14 Giugno 2001

A: **Ente Nazionale per l'Aviazione Civile**  
**Divisione Sicurezza Volo**  
 Att.ne Com.te Imparato  
 = Roma =

e, p.c. : - Avv. Pierluigi Di Palma  
 ENAC Direttore Generale  
 - Capo Dipartimento Aviazione Civile  
 = Roma =

**Oggetto: Incivolo "Gazelle" SA 341 G marche I-OLLY occorso il 28 Maggio 2001 in località Prato del Rio (Alpe Grisolo), comune di Condove (TO).**

1. Da una preliminare analisi dei risultati scaturiti nel corso dell'inchiesta tecnica in merito all'incivolo in oggetto, attualmente condotta da questa Agenzia, sono emersi degli elementi considerati di interesse per la sicurezza del volo e che necessitano di essere portati all'attenzione di codesto Ente per le eventuali azioni di competenza, in attesa di più compiute indagini sulla causa dell'evento.
2. In particolare, a seguito dei primi due sopralluoghi tecnici sul luogo dell'incivolo e sul relitto effettuati dall'investigatore incaricato, coadiuvato dal Rappresentante Accreditato del Bureau Enquetes Accidents (BEA) e da due consulenti tecnici, dipendenti della Eurocopter, azienda costruttrice dell'aeromobile incidentato, è emerso quanto di seguito specificato.

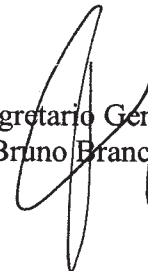
I due principali fattori della catena degli eventi che avrebbero determinato l'incivolo in argomento parrebbero essere stati la rottura della "Helicopter Tie Bar"<sup>1</sup> P/N 1029J000 – S/N N 977 e il conseguente distacco in volo della pala corrispondente. La perdita in volo della pala avrebbe poi determinato lo sbilanciamento del rotore principale che insieme al corpo trasmissione, si sarebbe staccato dalla fusoliera. L'elicottero, non avendo più il necessario sostentamento, è precipitato al suolo per effetto della gravità.

<sup>1</sup> La Helicopter tie bar (faisceau torsible- barra di torsione), collegata da una parte mediante opportuni bulloni al corpo rotore principale e dall'altra alla pala, è sottoposta a sforzi di trazione per bilanciare la forza centrifuga cui è soggetta la pala nella rotazione e a sforzi di torsione per bilanciare i movimenti in beccheggio della pala, necessari per variare l'angolo di incidenza e quindi la trazione longitudinale dell'elicottero.

Da una verifica effettuata con i tecnici della Eurocopter si è appurato che il limite di vita delle "Helicopter tie bar" montate sugli elicotteri del tipo SA 341 è di 5000 h. Pertanto, tenendo conto che la vita totale dell'aeromobile I-OLLY era di 3550 h, come risulta dal Quaderno Tecnico di Bordo, la rottura della "Helicopter tie bar" S/N - N 977 appare come un evento del tutto inaspettato ed inusuale. I tecnici della Eurocopter hanno dichiarato che tale evento non è mai successo nella storia della vita operativa del SA 341 "Gazelle".

3. Questa Agenzia, allo scopo di accertare nel più breve tempo possibile le cause della rottura della "Helicopter tie bar" S/N N 977 ha intenzione di effettuare, in concerto con l'autorità giudiziaria competente, una serie di analisi frattografiche e metallurgiche sulla stessa per verificare il tipo di rottura, il materiale con cui è realizzata e confrontarlo con quello delle altre due "Helicopter tie bar" presenti sulle altre due pale del rotore principale dell'elicottero. In tal modo si riuscirebbe a definire con probabile certezza se la rottura è stata determinata da errata manutenzione, utilizzo di materiale non autorizzato, difetti pre-esistenti e/o errata progettazione delle "Helicopter tie bar" in termini di sollecitazioni massime ammissibili.
4. Alla luce di quanto rappresentato nei punti precedenti, questa Agenzia ritiene necessario che codesto Ente valuti l'opportunità, per quanto di propria competenza, di predisporre, con effetto immediato ed a scopo preventivo, l'effettuazione di adeguati controlli sulle "Helicopter tie bar" installate su tutti gli elicotteri del tipo SA 341 operanti sul territorio nazionale.
5. Si rimane in attesa di ricevere un cortese cenno di riscontro in merito agli eventuali provvedimenti intrapresi.

Il Segretario Generale  
Ing. Bruno Brancato



aerospaziale

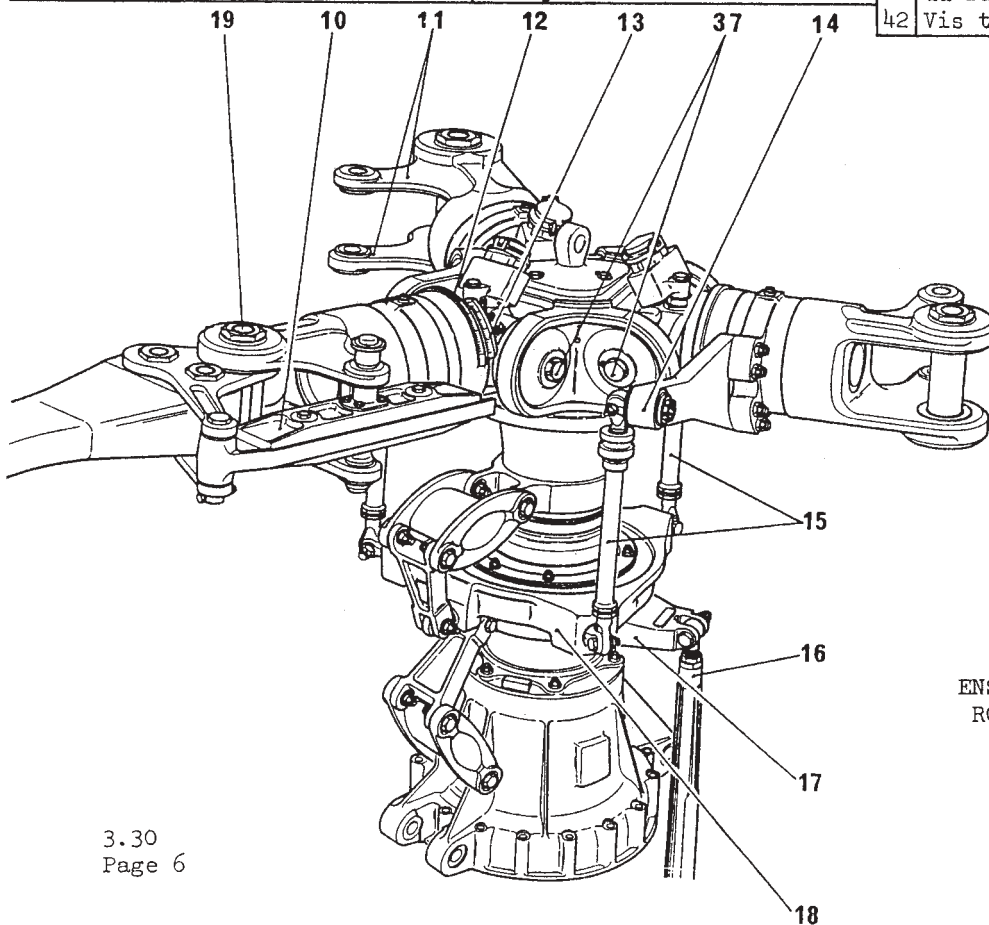
4 - ENSEMBLE MAT MOYEU ROTOR PRINCIPAL

A - GENERALITES

Le mât moyeu rotor principal transmet aux pales principales  
 - le mouvement de rotation provenant de la BTP  
 - les mouvements des commandes de vol (cyclique et collectif) au travers du plateau cyclique et des bielles de commande de pas.

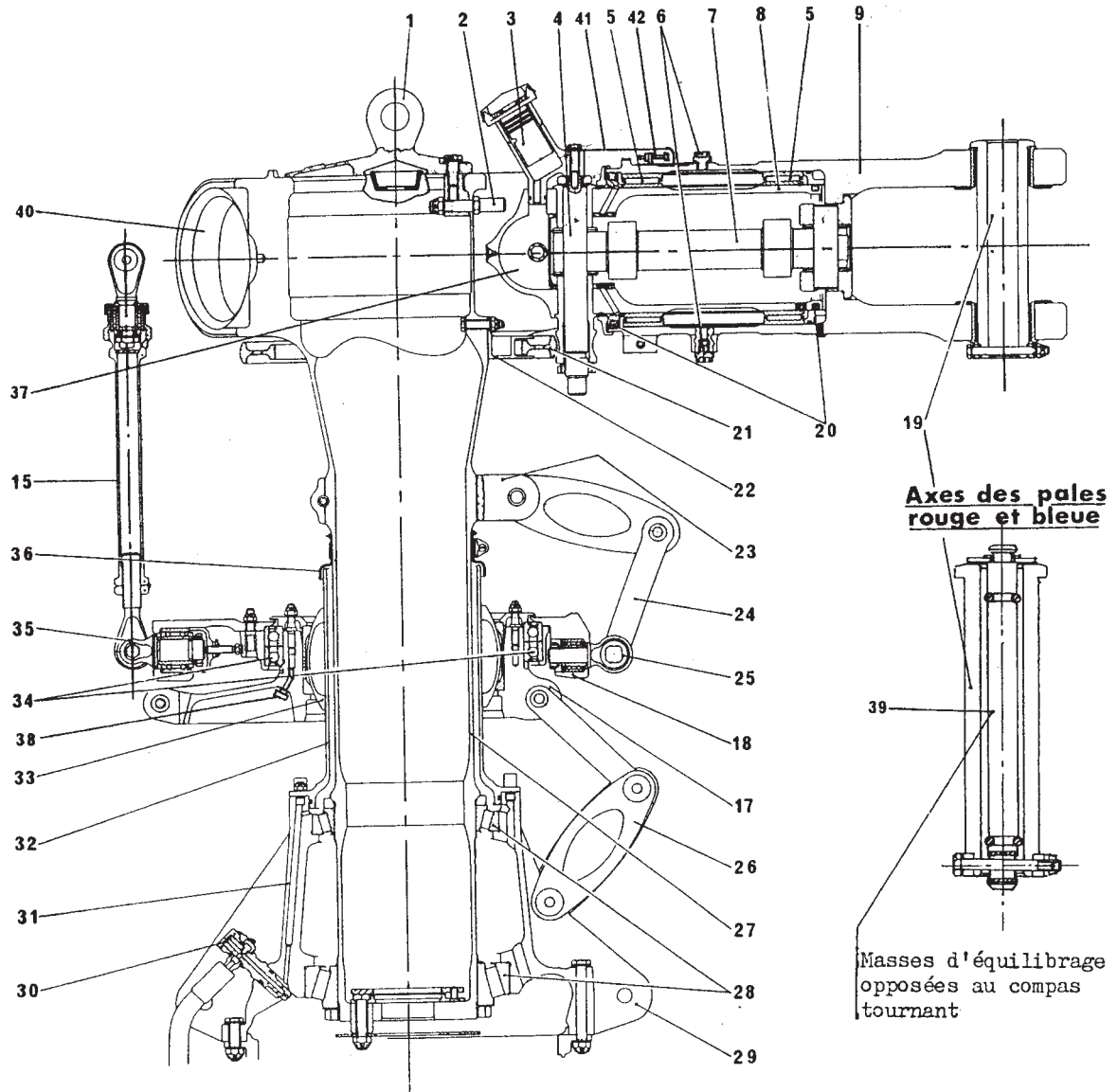
Il est constitué par : (Figure 5)

1	Anneau de levage	15	Biellettes	29	Chapes de fixation des vés
2	Butée haute	16	Servo-commande	30	Gicleur
3	Réservoir d'huile	17	Plateau inférieur non tournant	31	Carter conique
4	Axe de fixation du faisceau	18	Plateau supérieur tournant	32	Guide de plateaux
5	Roulements à aiguilles	19	Axes de maintien des pales	33	Rotule
6	Bouchons de préhuilage	20	Joints	34	Roulement
7	Faisceau torsible	21	Anneau de butée réciproque	35	Chape de boîtier
8	Fusée	22	Support d'anneau butée	36	Cache poussière
9	Manchon	23	Entraîneur de compas	37	Articulation de battement
10	Adaptateur dynamique	24	Compas tournant	38	Graisseur
11	Chapes fixation adaptateurs	25	Tourillon	39	Masse d'équilibrage
12	Secteur gradué de manchon	26	Compas fixe	40	Fourches d'articulation de battement
13	Vernier sur fusée	27	Arbre de mât-moyeu	41	Dispositif de contrôle du faisceau torsible
14	Levier de manchon	28	Roulement à rouleaux coniques	42	Vis témoin.



ENSEMBLE MAT MOYEU  
 ROTOR PRINCIPAL  
 Figure 5

aerospaziale





## aerospaziale

B - BLADE SLEEVES (Figures 5 and 6)

The blade sleeves (9) are fitted on the blade spindles over needle bearings (5) and held by torsion strip stacks (7) which absorb the stresses caused by centrifugal force and allow pitch variations.

The needle-bearings are lubricated by the oil from the oil reservoir attached to the spindles, and sealing is ensured through seals (20). Two orifices, blanked off by plugs (6), located on each blade sleeve are provided for pre-lubrication under pressure on installation.

The blade cuffs are fitted to the blade sleeves by pin (19). This pin serves as a hinge for the pseudo-drag hinge as well as for blade folding. A clevis (11) on the blade sleeve provides an attaching point for damper (10).

Blade cuffs are attached to the blade sleeves by means of a pin (19). This pin is used as a hinge point for the pseudo-drag damper and for blade folding. Pins on the red and blue sleeves are provided with balance weights (38). The purpose of these weights is to compensate for the unbalance caused by the swash plate driving scissors (24) located under the yellow sleeve. The clevis (11) is used as an attachment point for the damper.

A quadrant (12) graduated in degrees, bonded to the blade sleeve and a vernier scale (13) bonded to a structural support of the blade spindle, allow the blade incidence angle to be read with an accuracy of 3 minutes.

C - FLARED HOUSING (Figures 5 and 6)

The flared housing (31) ensures the rotor shaft/hub attachment to the main gearbox. This housing supports the rotor shaft through taper-roller bearings (28).

Diametrically opposed forks (29) are used for attaching the "A" frames. One fork also serves as attachment for the lower fixed scissors (26).

The main gearbox top reduction gear and the taper-roller bearings are lubricated by an oil jet (30) mounted on the housing. This jet is connected to the M.G.B. oil system through an external line.

D - SWASH-PLATES (Figures 5 and 6)

The swash-plate system comprises :

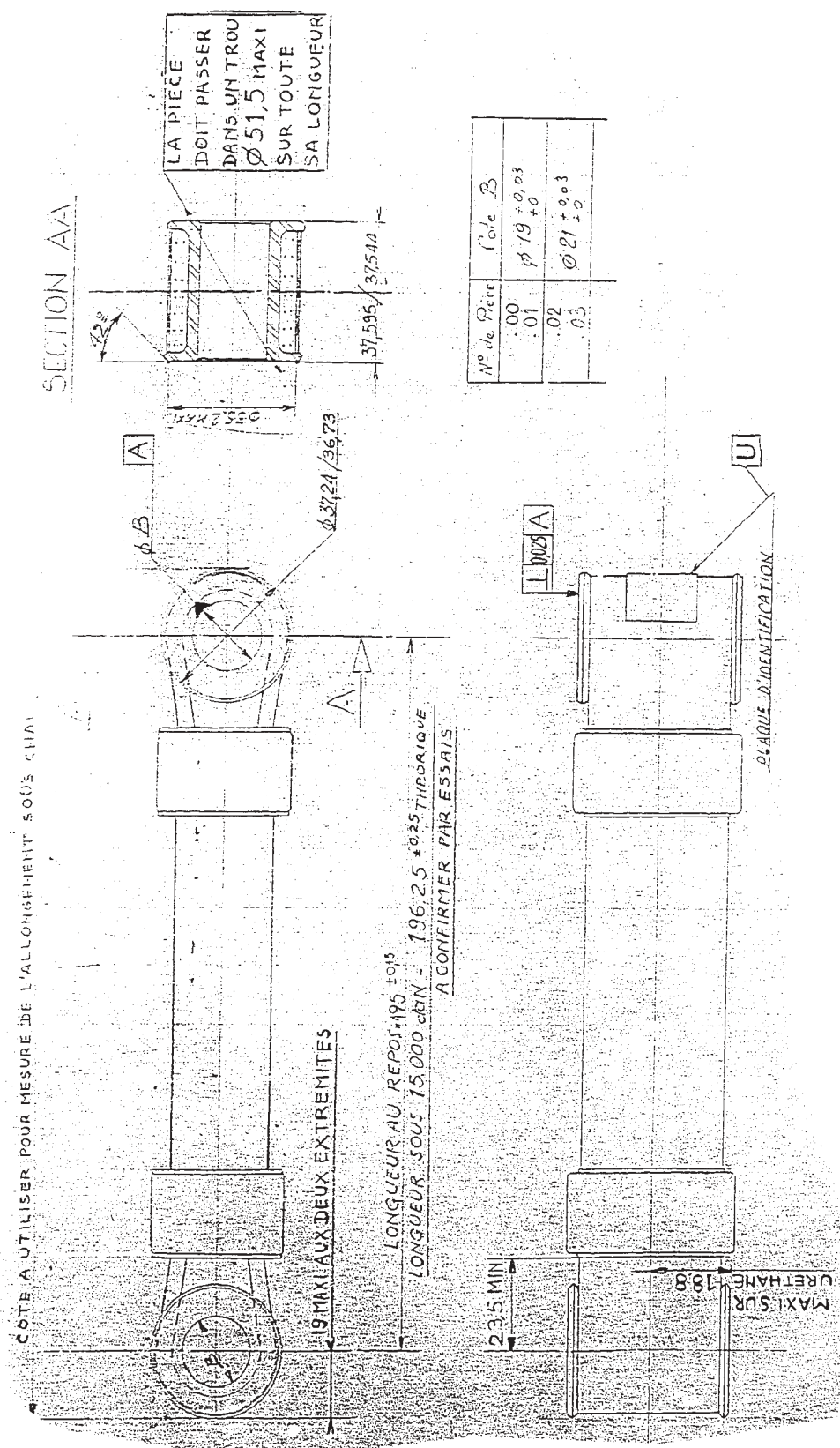
- An upper rotating star (18)
- A lower stationary star (17)

The lower star is fitted on a ball-joint (33) about which it can oscillate (cyclic-pitch variation). The star is controlled by the three main servo controls (16) and held from rotating by the lower scissors (16) attached to the flared housing (31).

The upper star rotates on ball-bearings (34) fitted in the lower star assembly. The swash plate movement is applied to levers (14) of the blade sleeves through pitch-change rods (15) attached to the bearing housing fork ends (35).



# GAZELLE TIE BARS DESIGN



DGAC 24/07/2001

Aérospatiale DIVISION HELICOPTERES USINE DE MARGNANE P.P.E.G. / E.M.		FICHE DE CRITERES D'USURE TECHNICAL SHEET OF WEAR CRITERIA		R.G OVERHAUL									
AERIAL CRAFT TYPE 30-341		REFERENCE PART NUMBER 341A31-4933											
		DESIGNATION DESCRIPTION FAISCEAU D'ATTACHE DE PALE BLADE ATTACHMENT BAR											
EFFECTIVITY (dash points)		00 01											
SUP. : M.R.P. ASSY. : M.R.H.													
PAGE N° 1 / 1													
<p>NOTE : COAQUELURES DE L'ENVELOPPE ADMISSIBLES - RUPTURE D'UN FIL = REBUT DE LA PIECE</p> <p>Note : - Enveloppe crazing permissible - Rupture of one strand : Reject part</p>													
<p>WEAR F</p> <table border="1"> <tr><td>195,200</td><td>USURE</td></tr> <tr><td>194,750</td><td>195,250</td></tr> </table> <p>P.M. LONGUEUR AU REPOS REF. LENGTH AT REST</p> <p>A</p> <p>FAISCEAU D'ATTACHE</p> <p>.00 EN .01 - AMS 07.6154 - Link bundle .00 in .01 - AMS 076154 -          AMELIORATION DE LA TENUE A - Improvement of corrosion resistance          LA CORROSION. ( P05 ) (P05)</p> <p>Marquage de la piece .00 en .01 suivant gamme 30 : 341A31.4933.01          Marking of the part .00 in .01 as per type 30 scheme : 341A31.4933.01          SECTION AA</p>						195,200	USURE	194,750	195,250				
195,200	USURE												
194,750	195,250												
<p>WEAR</p> <table border="1"> <tr><td>37,595</td><td>USURE</td></tr> <tr><td>37,544</td><td>37,520</td></tr> </table> <p>WEAR F</p> <table border="1"> <tr><td>Ø 21,000</td><td>USURE</td></tr> <tr><td>Ø 21,030</td><td>Ø 21,040</td></tr> </table>						37,595	USURE	37,544	37,520	Ø 21,000	USURE	Ø 21,030	Ø 21,040
37,595	USURE												
37,544	37,520												
Ø 21,000	USURE												
Ø 21,030	Ø 21,040												
<p>21.01.91</p> <table border="1"> <tr> <td>(A) 16.02.93 17.03.93 00.02.04 INCLIMA</td> <td>(B) 22.2.89 Modif. 01.05.85 INCLIMA</td> <td>(C) 01.01.85 01.06.84 AMS</td> <td>(D) Modif. AMI 6154 18.02.87</td> <td>(E) Modif. AMI NOTA 18.02.87</td> <td>(F) Schöninger NOTA 18.02.87</td> <td>(G) Modif. AMI NOTA 18.02.87</td> </tr> </table> <p>33--4-42-85-74-51 07/06/90 09:41 EURCOPTER E/SR.1</p>						(A) 16.02.93 17.03.93 00.02.04 INCLIMA	(B) 22.2.89 Modif. 01.05.85 INCLIMA	(C) 01.01.85 01.06.84 AMS	(D) Modif. AMI 6154 18.02.87	(E) Modif. AMI NOTA 18.02.87	(F) Schöninger NOTA 18.02.87	(G) Modif. AMI NOTA 18.02.87	
(A) 16.02.93 17.03.93 00.02.04 INCLIMA	(B) 22.2.89 Modif. 01.05.85 INCLIMA	(C) 01.01.85 01.06.84 AMS	(D) Modif. AMI 6154 18.02.87	(E) Modif. AMI NOTA 18.02.87	(F) Schöninger NOTA 18.02.87	(G) Modif. AMI NOTA 18.02.87							

## aerospaziale

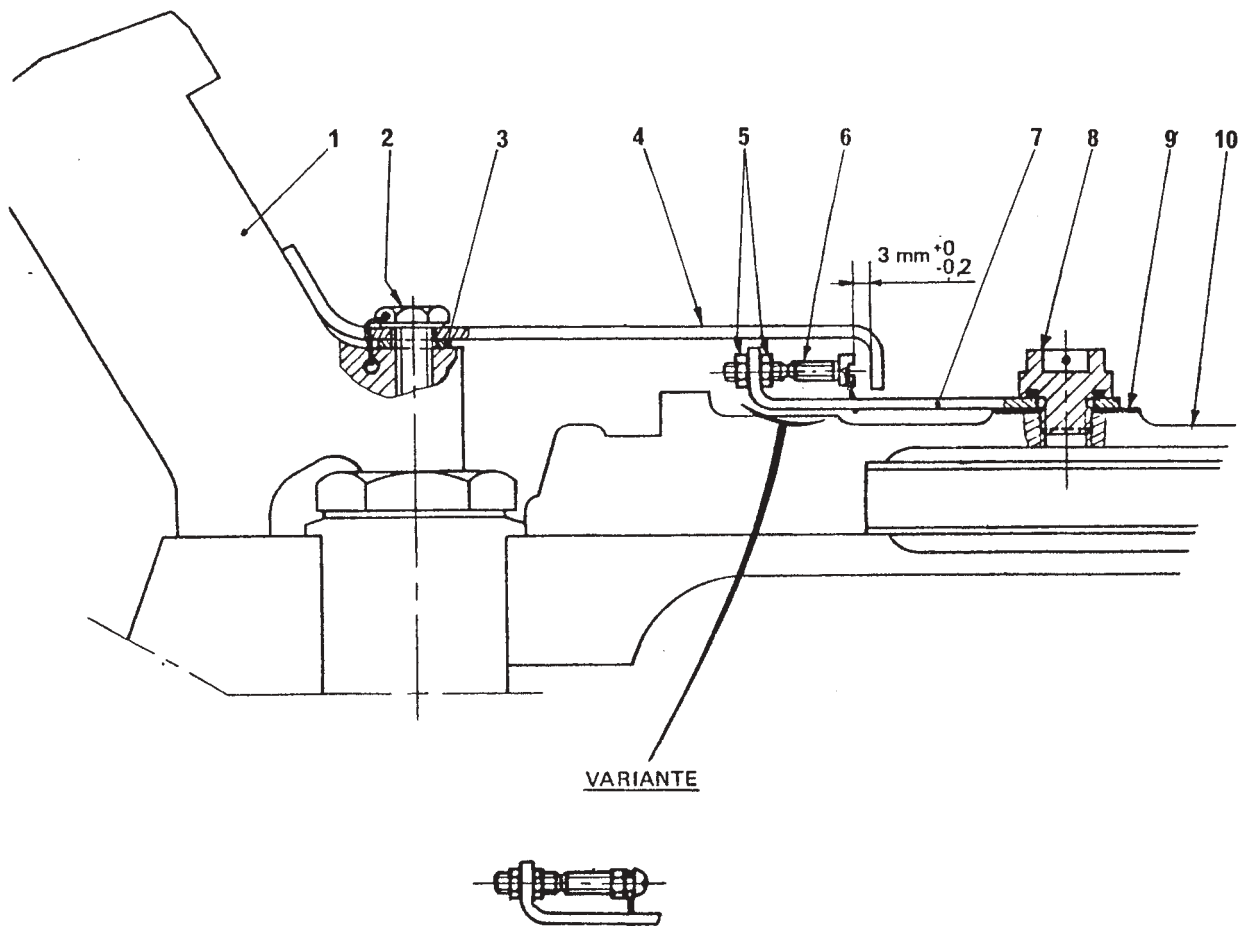
K - TEMOIN D'ALLONGEMENT DES FAISCEAUX TORSIBLES (Figure 12)

Ce témoin sert à contrôler l'allongement éventuel des faisceaux d'attache de pales principales.

En cas d'allongement supérieur à la garde prévue la vis (6) se casse.

**ATTENTION** : La rupture de la vis (6) peut-être provoquée par une survitesse du rotor principal.

1 - Réservoir d'huile de moyeu rotor	6 - Vis à casser
2 - Vis de fixation du réservoir d'huile	7 - Support
3 - Rondelle	8 - Bouchon de pré huilage
4 - Butoir	9 - Rondelle
5 - Ecrous de réglage de la vis à casser	10 - Manchon de moyeu rotor



TEMOIN D'ALLONGEMENT DES FAISCEAUX TORSIBLES

Figure 12



# MANUEL D'ENTRETIEN - CHAPITRE 5 MAINTENANCE MANUAL - CHAPTER 5

## PROGRAMME RECOMMANDE D'ENTRETIEN MASTER SERVICING RECOMMENDATIONS

# P. R. E.

## SA 341 G - SA 342 J

Le présent programme d'entretien regroupe l'ensemble des recommandations du constructeur dont l'application correcte doit permettre le maintien d'un niveau de navigabilité satisfaisant des appareils en service.

Ce programme intègre l'ensemble des "Limitations de Navigabilité" (cf. Règlement FAR 27.1529) rappelées par ailleurs en annexe (5.99) et qui doivent être impérativement respectées. Ce programme, qui ne peut être adapté à tous les cas d'utilisation, constitue, de l'avis du constructeur, le meilleur compromis possible. Il peut, soit en tant qu'ensemble indivisible être utilisé tel que, soit être adapté par chaque utilisateur en fonction des caractéristiques propres de son exploitation et compte tenu de son expérience, ceci dans le cadre de la réglementation applicable en accord avec les autorités compétentes.

Le présent programme sera tenu à jour par le constructeur sur la base des constatations en service recueillies auprès des utilisateurs.

### NOTA

Ce P.R.E. a été jugé acceptable par les Services Officiels Français (Direction Générale à l'Aviation Civile) comme permettant d'effectuer un entretien satisfaisant des appareils Gazelle. La partie "Limitations de Navigabilité" fait l'objet d'une approbation explicite. Elle est jointe en annexe pour les appareils soumis à Certificat de Navigabilité. ( Section 5.99 )

*Correct observance of the Manufacturers instructions assembled here under the title of Master Servicing Recommendations will ensure that the aircraft is maintained in service at a satisfactory airworthiness level.*

*This maintenance schedule includes the whole of the applicable Airworthiness Limitations (i.e. FAR 27.1529), quoted here in Appendix 5.99, the observance of which is an imperative. This schedule, which cannot cover all specific operating conditions is considered by the Constructor as the best obtainable compromise. It may be considered as an indivisible whole and followed as such or adapted by individual operators to their particular operating conditions, in the light of their experience, within the framework of applicable rules and subject to the approval of the appropriate Authorities.*

*The Master Servicing Recommendations will be brought up to date by the Constructor to reflect reports and comments received from Operators.*

### NOTE

*These M.S.R. have been accepted by the French Government Agency (Direction Générale de l'Aviation Civile) as satisfying requirements regarding the Gazelle helicopter. The part entitled "Airworthiness Limitations" is specifically approved. It is appended to cover aircraft requiring Airworthiness Certificate clearance. ( Section 5.99 )*



Société Nationale Industrielle aérospatiale

eurocopter

GAZELLE

P.R.E

G | J |

IDENTIFICATION DESIGNATION CONSTRUCTEUR MANUFACTURER DESCRIPTION	REFERENCE / PART NUMBER		Qté QTY	VALIDITE EFFECTIVITY	TEMPS LIMITE / HARD TIME		OBSERVATIONS REMARKS Voir - See
	PIECE / PART	ENSEMBLE TOUCHÉ ASSEMBLY AFFECTED			Normal	Tolérances Tolerances	
CHAP. 65.12 (suite) - (cont'd) Manchon de MRP. MRH sleeve	341A31.4112 .02	341A31.0001.03 à à to .09	3	G		1300 h	
	341A31.4112 .12 .13	341A31.0001.11 à à to .15		G		1500 h	
	341A31.4112 .12 (X) .13	341A31.0001.13 à à to .15		J		900 h	
	341A31.4112 .14 (X) .15	341A31.0001.17		G		1500 h	
	341A31.4266 .00 (X)	341A31.0001.19		J		900 h	
	341A31.4266 .01 (X) .02	341A31.0001.19 341A31.0020.00				6000 h	MOD 076126
	341A31.4266 .03 (X) .05 (1)	341A31.0001.03 à (tol) .19 341A31.0020.00 .01				6000 h	(1) MOD 076145 MOD 076153
	341A31.4266 .04 (X)	341A31.0001.03				6000 h	
	341A31.4904 .02 .03	341A31.0001.03 à à to .19 341A31.0020.00 .01	3			1570 h	Le mixage entre les faisceaux 341A31.4904 et 341A31.4933 est interdit. 341A.31.4904 and 341A.31.4933 T-T bars must never be mixed. (2) MOD 076154
	341A31.4933 .00 .01 (2)	341A31.0001.03 à à to .19 341A31.0020.00 .01				5000 h	
341A31.4228 .20 .23	341A31.0001.03 à à to .19 341A31.0020.00 .01	3			4000 h		
Faisceau torsible Tension and torsion bar							
Broche de faisceau Tension and torsion bar pin							

h = heures - hours m = mois - month a - y = an - year u = unité particulière - particular unit // = ou - or

5.11

EUROCOPTER

GAZELLE

P.R.E

G	J	IDENTIFICATION	REFERENCE / PART NUMBER		Qté	VALIDITE EFFECTIVITY	TEMPS LIMITE HARD TIMES TLV/SLL	A SUIVRE EN UTILISATION TO BE LOGGED	OBSERVATIONS REMARKS Voir - See
			PIECE / PART	ENSEMBLE TOUCHE ASSEMBLY AFFECTED					
CHAP. 65.12 - (suite) - (cont'd)									
		Bielle de pas Pitch change link	341A.31.4163.00 (2)	341A.31.0001.03 à co .19 341A.31.0020.00 .01	3		infini unlimited	Oui = Yes	(2) Elément livré Component supplied 341A.31.4162.01
		Faisceau torsible Tension and torsion bar	341A.31.4904.02 .03 (3)	341A.31.0001.03 à co .19 341A.31.0020.00 .01	3		1570 h	Oui = Yes	(3) Mixage interdit entre les faisceaux 341A.31.4904 et .4933 (3) 341A.31.4904 and 341A.31.4933 T. bars must not be mixed on same rotor head. (4) Mod. AMS 07.6154
			341A.31.4933.00 (3) 341A.31.4933.01 (4)	341A.31.0001.03 à co .19 341A.31.0020.00 .01			5000 h	Oui = Yes	

h = heures - hours m = mois - month a - y = an - year u = unité particulière - particular unit // = ou - or

5.99



ALERT SERVICE BULLETIN SA341/342

EUROCOPTER  
DIRECTION TECHNIQUE SUPPORT  
13725 MARGNANE CEDEX FRANCE

CIVIL VERSION(S): G,J  
MILITARY VERSION(S): B,C,D,E,F,H,K,M,M1,L,L1

# ALERT SERVICE BULLETIN

No. 01.29

<p><b>SUBJECT:</b>    <b>LIMITATIONS</b></p> <p>Flight Restrictions For Torsion Tie Bars</p>
--

LIST OF APPROVED REVISIONS	REVISION No. 0 APPROVED
Not applicable.	Date: December 04, 2002





ALERT SERVICE BULLETIN SA341/342

## 1. PLANNING INFORMATION

### 1.A. EFFECTIVITY

Main rotor head equipped with torsion tie bars, part numbers:

- 341A31-4904-00/ -01/ -02/ -03
- 341A31-4933-00/ -01/ -02/ -03/ -04
- 704A33-633-270

**REMINDER:** Of these part numbers, only part numbers 341A31-4904-00/ -01/ -02/ -03, 341A31-4933-00/ -01 and 704A33-633-270 are effective for civil version aircraft.

### CAUTION

**FLIGHTS WITH TORSION TIE BARS, PART  
NUMBERS 341A31-4904-00 TO -03, ARE  
PROHIBITED SINCE SEPTEMBER 30, 2001.**

### 1.B. ASSOCIATED REQUIREMENTS

Not applicable.

### 1.C. REASON

Further to INFORMATION TELEX No. 00000017 issued on June 13, 2001, and ALERT TELEX No. 01.28 issued on August 07, 2001, and ALERT TELEX No. 01.29 R1 issued on December 11, 2001, EUROCOPTER render compliance with the flight restrictions defined in paragraph 1.E., mandatory.

This ALERT SERVICE BULLETIN, which forms the subject of Revision 2 of the 41st Airworthiness Directive for SA 341/342 helicopters:

- cancels ALERT TELEX No. 01.28 issued on August 07, 2001, and incorporates the instructions therein in this ALERT SERVICE BULLETIN,
- supersedes ALERT TELEX No. 01.29 R1 issued on December 11, 2001,
- cancels the requirement to return torsion tie bars that are more than 7 years old to the works for checking, and consequently:
  - . reduces the calendar limit of the torsion tie bars, since first installation, from 15 to 7 years (see paragraph 1.E.),
  - . reduces the service life from 5,000 to 600 flight hours without exceeding two years (see paragraph 1.E.),
- cancels the mandatory daily check of the torsion tie bar elongation tell tale (breakable screw) as imposed by Mandatory Service Bulletin No. 65.10 R1 and the 13th Airworthiness Directive for SA 341/342 helicopters,
- incorporates new torsion tie bar part numbers (paragraph 1.A.) and their operating time limits (paragraph 1.E.).

**1.D. DESCRIPTION**

Following the accidents involving two SA 341 Gazelle helicopters that occurred during the year 2001, caused by the failure of a torsion tie bar, EUROCOPTER have limited the service life of torsion tie bars according to their aging on main rotor mast-head assemblies.

These limitations were covered by ALERT TELEX Nos. 01-28 and 01-29; at present they are summarized and updated and form the subject of this ALERT SERVICE BULLETIN. Paragraph 1.E. defines the conditions for removing and discarding torsion tie bars according to the part number and the aging of the torsion tie bar since first installation.

**NOTE 1**

*The aging must be counted from the date of first installation on a main rotor mast-head assembly (MRH).  
INFORMATION TELEX No. 00000030  
dated September 28, 2001, reminds operators of the procedure to be followed to identify the date of first installation from the equipment log card (FME) of the MRH.  
For torsion tie bars for which the date of first installation is not known by the operator, contact EUROCOPTER Marignane who will decide, if necessary, according to the manufacturing date of the torsion tie bar.*

**IMPORTANT:** Considering the technical and economical constraints, EUROCOPTER have decided to discontinue the recycling of the torsion tie bars. For this reason, operators are no longer required to return torsion tie bars to EUROCOPTER; parts must be scrapped directly by operators. Consequently, the operating time and calendar time life limits are modified as described in paragraph 1.E..

EUROCOPTER render compliance with this ALERT SERVICE BULLETIN, mandatory.

**NOTE 2**

*Further to the restrictions imposed by this ALERT SERVICE BULLETIN concerning the use of the torsion tie bars referenced in paragraph 1.A., the mandatory daily check of torsion tie bar elongation with the "breakable screw tell tale" device, is canceled.  
To remove this device which has become obsolete, EUROCOPTER recommend compliance with Service Bulletin No. 65.61.*

**INFORMATION:** EUROCOPTER inform operators that MOD 076171, which creates part number 704A33-633-274 which is not covered by this ALERT SERVICE BULLETIN, can be embodied in accordance with the instructions in Service Bulletin No. 65.62. This part cannot be mixed with the parts referenced in paragraph 1.A. of this ALERT SERVICE BULLETIN.

**1.E. COMPLIANCE**

## 1.E.1. At the works:

- On aircraft: Not applicable.
- On spares: New parts: Not applicable  
Parts that have logged operating hours: See paragraph 1.E.2.

## 1.E.2. Retrofit action: By the operator,

## 1.E.2.1 On aircraft:

## a) On MRH equipped with torsion tie bars referenced in paragraph 1.A.:

From receipt of this ALERT SERVICE BULLETIN, the daily check of the elongation tell tale device (breakable screw) is canceled.

## b) On MRH equipped with torsion tie bars, part numbers 341A31-4933-00 or -01:

- Torsion tie bars that were first installed 7 years ago or more:
  - . remove and scrap these torsion tie bars as per paragraph 2.B.2.
- Torsion tie bars manufactured prior to 1995 (See REMARK) that were first installed less than 7 years ago:
  - . For torsion tie bars that had logged operating hours at the date of receipt of ALERT TELEX No. 01.29 R1 issued on December 11, 2001:
    - Within 300 flight hours without exceeding 1 year from receipt of ALERT TELEX No. 01.29 R1 issued on December 11, 2001, remove and scrap these torsion tie bars as per paragraph 2.B.2.
  - . For torsion tie bars that were new at the date of receipt of ALERT TELEX No. 01.29 R1 issued on December 11, 2001:
    - Within 300 flight hours without exceeding 1 year from the date of installation, remove and scrap these torsion tie bars as per paragraph 2.B.2.
- Torsion tie bars manufactured since 1995 (See REMARK) that were first installed less than 7 years ago:
  - . For torsion tie bars that had logged operating hours at the date of receipt of ALERT TELEX No. 01.29 R1 issued on December 11, 2001:
    - Within 600 flight hours without exceeding 2 years from receipt of ALERT TELEX No. 01.29 R1 issued on December 11, 2001, remove and scrap these torsion tie bars as per paragraph 2.B.2.
  - . For torsion tie bars that were new at the date of receipt of ALERT TELEX No. 01.29 R1 issued on December 11, 2001:
    - Within 600 flight hours without exceeding 2 years from the date of installation, remove and scrap these torsion tie bars as per paragraph 2.B.2.



## ALERT SERVICE BULLETIN SA341/342

**REMARK:** Torsion tie bars P/N 341A31-4933-00 were all manufactured before 1995 and their Serial Number starts with the letter N.

Torsion tie bars P/N 341A31-4933-01 having a Serial Number which starts with the letter N, were manufactured before 1995. Their Serial Number is necessarily between N1 and N8073 (example: S/N N2109).

Torsion tie bars P/N 341A31-4933-01 having a Serial Number which does NOT start with the letter N, were manufactured from 1995 onwards. Their Serial Number is necessarily between 001 and 0999.

Furthermore, the manufacturer's part number, marked on the label bonded to the torsion tie bar, provides information about the manufacturing date:

- 1029J000 for torsion tie bars manufactured before 1995.
- 6440J000 for torsion tie bars manufactured since 1995.

- c) On MRH equipped with torsion tie bars, part numbers 341A31-4933-02 or -03 or -04:
  - Remove and scrap these torsion tie bars as per paragraph 2.B.2.:
  - . at 600 flight hours, without exceeding 2 years, since first installation on an aircraft.
- d) On MRH equipped with torsion tie bars, part number 704A33-633-270, installed on civil version helicopters:
  - Remove and scrap these torsion tie bars as per paragraph 2.B.2.:
  - . at 600 flight hours, without exceeding 2 years, since first installation on an aircraft.
- e) On MRH equipped with torsion tie bars, part number 704A33-633-270, installed on military version helicopters, H, K, L, L1:
  - Remove and scrap these torsion tie bars as per paragraph 2.B.2.:
  - . at 600 flight hours, without exceeding 2 years, since first installation on an aircraft.
- f) On MRH equipped with torsion tie bars, part number 704A33-633-270, installed on military version helicopters, B, C, D, E, F, M, M1:
  - Remove and check these torsion tie bars as per paragraph 2.B.3.:
  - . at 600 flight hours, without exceeding 2 years, since first installation on an aircraft.
  - Remove and scrap these torsion tie bars as per paragraph 2.B.2.:
  - . in accordance with the life limit specified in MAT 8702.
- g) REMINDER: Flights with torsion tie bars P/N 341A31-4904-00 -01/ -02/ -03 are prohibited since September 30, 2001.

- 1.E.2.2 On spares: At installation of a torsion tie bar referenced in paragraph 1.A. on an aircraft:
  - Comply with the instructions in paragraph 1.E.2.

## 1.F. APPROVAL

Approval is limited to civil version helicopters subject to an Airworthiness Certificate.

The technical information contained in this Alert Service Bulletin was approved on December 04, 2002 under the authority of DGAC Design Organisation Approval No. F.JA01.

No. AG003-2003

Service à la Clientèle  
 Direction Technique Support

13725 Marignane Cedex - France  
 Tél. + 33 (0)4 42 85 73 35 - Fax. + 33 (0)4 42 85 99 55

Marignane,

Dear Customer,

We are pleased to send you this new "Information Letter". It provides you with the latest information concerning fleet operation, the main events and technical initiatives. The various subjects are presented for each aircraft family:

- Alouette (including LAMA)
- Gazelle
- Puma.

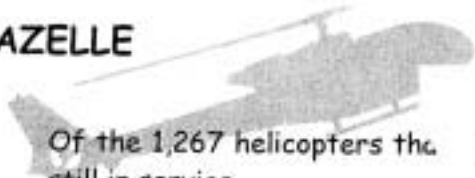
*EUROCOPTER remind you that the "Information Letter" is an additional means of communication intended to provide you with a regular summary of the main technical subjects affecting each family of aircraft. All the other forms of written communication remain valid, in particular the "Service Letters", the content of which is more closely defined and just as important.*

*The information contained in this letter is purely informative, and in no way replaces the official maintenance documents issued by Eurocopter, or any other manual or recommendations, in any form whatsoever.*

EUROCOPTER, S.A.S au capital de 551 962 907,10 Euros, immatriculée au R.C.S. d'Aix-en-Provence sous le n° B 352 383 715 dont le Siège social est situé Aéroport International Marseille-Provence - 13725 Marignane Cedex - France

HZLORZSCHQZ  
 ZOH4D3707ZH  
 JWH4MF  
 2M4W  
 HZLORZSCHQZ  
 ZOH4D3707ZH  
 JWH4MF  
 2M4W

## GAZELLE



Of the 1,267 helicopters that came off the assembly lines, 898 helicopters are still in service.

In 2002, the fleet logged 163,000 flight hours. This brings the overall number of flight hours logged by the fleet to 5,650,000.

The record, with more than 15,200 flight hours, is held by 342J helicopter S/N 1095 which flies under the colors of Broby Helicopter of Sweden.

EUROCOPTER, S.A.S au capital de 551 962 907,30 Euros, immatriculée au R.C.S. d'Aix-en-Provence sous le n° B 352 383 715 dont le Siège social est situé Aéroport International Marseille-Provence - 13725 Marignane Cedex - France

H  
Z  
L  
O  
R  
S  
A  
T  
H  
O  
Z  
  
Z  
O  
H  
T  
A  
S  
T  
O  
T  
Z  
H  
  
Z  
O  
H  
T  
A  
S  
T  
O  
T  
Z  
H

## MAIN DEVELOPMENTS AND TECHNICAL EVENTS

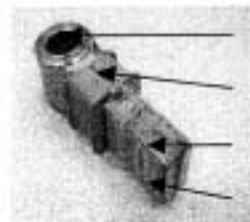
### Torsion tie bar

- During the year 2002, EUROCOPTER had to deal with a significant technical problem: the in-flight failure of a torsion tie bar which was the cause of two accidents.

Initially, it was a matter of keeping the Gazelle fleet flying with the necessary safeguards, and then of defining, producing and substantiating a new vital part.

We think it is necessary to-day to give you fuller details of the reasons that guided our decisions.

### Calendar time limit of the torsion tie bar reduced to 7 years



bobbin  
clip  
winding  
spacer

The examination of the tie bar that failed at the time of the British MoD accident enabled us to establish the following sequence of events:

- 1) Wear of the polyurethane protection of the wires due to their movement and rubbing together,
- 2) Wear of the wires due to normal operation of the tie bar.
- 3) Cracks in the external polyurethane covering in the area of the clip.
- 4) Penetration of a corrosive substance (moisture).
- 5) Increase in the acidity of the moisture due to the confinement effect and the transformation of the polyurethane in the area of the clip.
- 6) Progressive increase in the number of corroded wires.
- 7) Fatigue failure of the torsion tie bar.

The reduced calendar time limit introduced for the part numbers concerned does not allow sufficient time for this deterioration process.

EUROCOPTER, S.A.S au capital de 551 962 907,10 Euros, immatriculée au R.C.S. d'Aix-en-Provence sous le n° B 352 383 715 dont le Siège social est situé Aéroport International Marseille-Provence - 13725 Marignane Cedex - France

## Summary table of torsion tie bar P/Nos. and associated limitations

Origin	Manufacturer's P/N	EUROCOPTER P/N	Limitations
Manufactured before 1995 Manufactured before 95 + MOD 6154	1029J000	341A 31 4933 00 341A 31 4933 01	300 hrs / 1 year if installed after issue of the Alert Telex, otherwise to be scrapped by December 10, 2002
Manufactured after 1995	6440J00000 1	341A 314933 01	600 hrs / 2 years if installed after issue of the Alert Telex, otherwise to be scrapped by December 10, 2003
New <u>GARRETT</u> torsion tie bars	6753J000	704A 33 633 270	Civil and Military Export Helicopters 600 hours / 2 years
New <u>LORD</u> torsion tie bars	J-23750-1	704A 33 633 274	2,000 hrs / 10 years provisional limitation Inspection at T1 or 2 years in accordance with MAT 87 02 Work Card 50 10 607 MDE Work Card 65 12 607

## Discontinued torsion tie bar elongation tell tale system with breakable screw



The measures of conservation that were issued to all operators, covered by airworthiness directives (Information Telex No. 00000017, Alert Telexes 01.28, 01.29 R1 and Alert Service Bulletin 01.29), which consist in limiting the service life of the torsion tie bars in calendar time and flight hours, are sufficient to ensure flight safety.

These reasons led EUROCOPTER to discontinuing the breakable screw torsion tie bar elongation tell tale system.

HZLQRE\$AHHQZ ZOH4D3707ZH  
 7M44MF JWH4WZ  
 HZLQRE\$AHHQZ ZOH4D3707ZH  
 7M44MF JWH4WZ



## Discontinued recycling of tie bars with more than 7 years' service

The recycling process turned out to be very cumbersome and enabled only 10% of the torsion tie bars to be returned to service.

Consequently, this solution was not able to compensate for the lack of tie bars nor step up the return to flight of the fleet.

For these reasons we decided to discontinue recycling of the tie bars. Moreover, the operation was not cost effective.

## Second source of supply

Considering that:

- The recycling program did not cover fleet requirements,
- The "former" definition of the GARRET torsion tie bar did not provide hope of increasing the torsion tie bar service life beyond 1,000 hours, we had to look for a new supplier.



LORD Torsion tie bar

The new LORD torsion tie bar (Part Number: J-23750-1) is the only one that can be procured.

It has a provisional service life limit of 2,000 hours or 10 years. It is available from EUROCOPTER under Part Number: 704A33 633 274.

## Summary table of torsion tie bar P/Nos. and associated limitations

Origin	Manufacturer's P/N	EUROCOPTER P/N	Limitations
Manufactured before 1995 Manufactured before 95 + MOD 6154	1029J000	341A 31 4933 00 341A 31 4933 01	300 hrs / 1 year if installed after issue of the Alert Telex, otherwise to be scrapped by December 10, 2002
Manufactured after 1995	6440J00000 1	341A 314933 01	600 hrs / 2 years if installed after issue of the Alert Telex, otherwise to be scrapped by December 10, 2003
New <u>GARRETT</u> torsion tie bars	6753J000	704A 33 633 270	Civil and Military Export Helicopters 600 hours / 2 years
New <u>LORD</u> torsion tie bars	J-23750-1	704A 33 633 274	2,000 hrs / 10 years provisional limitation Inspection at T1 or 2 years in accordance with MAT 87 02 Work Card 50 10 607 MDE Work Card 65 12 607

<p>REFER TO CARD No.</p>	<p>MAIN ROTOR HRAJ Torsion Tie Bar Check</p>	<p>GAZELLE 65.12.607 1</p>
<p>50.11 page 57</p>	<p>A GENERAL The visual check of the torsion tie-bars can be carried out using a magnifying glass with a maximum magnification level of 10.</p> <p>B PRELIMINARY STEPS Remove the sleeve/torsion tie-bar assemblies as per the referenced Repair Manual work card.</p> <p>C TORSION TIE-BAR INSPECTION (Figure 1) 1 Visual check of the polyurethane coating (Detail B)</p> <p>NOTE: Two cracks that are less than 5 mm apart are to be considered as a single crack.</p> <p>- Make sure that there are no cracks (2) in the polyurethane coating:          . If one or more cracks, 5 mm long or less, are found, leave the part as it is.          . If a crack more than 5 mm long is found, return the torsion tie-bar to the <u>HELICOPTER Maintenance plant</u> for examination by an expert.</p> <p>CAUTION: THE POLYURETHANE COATING MUST NOT BE RE-WORKED IN ANY WAY.</p>	<p>03-03</p>

	REFER TO CARD No.	CHECKING	<p style="text-align: center;">MAIN ROTOR HEAD</p> <p style="text-align: center;">Torsion Tie-Bar Check</p>	<p style="text-align: right;">GAZELLE</p> <p style="text-align: right;">65.12.697</p> <p style="text-align: right;">2</p>
	2L.04.125.6122	<p>2 Inspection of the bushings (1)</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>- Check the condition of the bushings             <ul style="list-style-type: none"> <li>. Check for corrosion or fretting on the inside diameter:                 <ul style="list-style-type: none"> <li>- Rub any corrosion with a Scotch Brite pad and if the corrosion remains, discard the torsion tie-bar.</li> </ul> </li> <li>- Measure the thickness (a) of the bushings:                 <ul style="list-style-type: none"> <li>. if the thickness is less than 37.520 mm, discard the torsion tie-bar.</li> </ul> </li> <li>- Measure the inside diameter (b) of the bushings:                 <ul style="list-style-type: none"> <li>. if the thickness is larger than 21.040 mm, discard the torsion tie-bar.</li> </ul> </li> <li>- Check the condition of the varnish on the two faces of each bushing:                 <ul style="list-style-type: none"> <li>. if varnish is missing from less than 15 % of the surface area on one face of the bushing:                     <ul style="list-style-type: none"> <li>- Leave the part as it is.</li> <li>. If varnish is missing from more than 15 % of the surface area on one face of the bushing:                         <ul style="list-style-type: none"> <li>- Remove all the varnish from the face using 400-grit abrasive paper. Finish with a Scotch Brite pad.</li> <li>- Protect the face with a coat of P05 paint (refer to the referenced MTC work card).</li> </ul> </li> </ul> </li> </ul> </li> </ul> </li> </ul>		

W  
A  
G  
B  
M  
C  
J  
N  
M

60.9047007