

The primary probable cause of the event is the APU Starter which was electrically powered for an excessive period of time exceeding allowable operating time duty cycle limits because the A1 and A2 main contact after 35% APU RPM remained welded. Results of a test has shown that prolonged arcing is the most likely cause of contact overheating and also that a sustained elapsed time under typical starter current loads, is unlikely to produce the contactor heat up to fire.

#### 4. Conclusion.

Considering that:

- electrical supply to APU STARTER is fed through contacts A1-A2 of the APU STARTER RELAY R2-63 (in this case manufactured by Hartman, P/N A-770WA-2, S/N CJ-62951);
- the APU STARTER RELAY is commanded to "open" by the APU CENTRIFUGAL SWITCH when the APU engine reaches 35% RPM and the centrifugal switch cuts the electrical supply to the relay R2-63;
- the APU CENTRIFUGAL SWITCH has not been replaced after the event and therefore it was considered to be functioning correctly;
- similar events analyzed by Boeing, highlighted same burned and welded contacts of the APU STARTER RELAY that caused an APU STARTER overheating and smoke discharge from APU compartment;
- the APU STARTER RELAY removed from I-SMEB, investigated by NTSB, Boeing, Tyco Electronics, whose report has been provided to ANSV, revealed that the overheating damage to the APU STARTER was caused by the main contacts of the APU STARTER RELAY welded in closed position;
- the examination of Relay R2-63 damages was visible both on moving and stationary A1 contacts, that no longer possess the original dome shaped geometry (picture 5);
- the return spring appeared to be still in good condition and did not exhibit any signs of wear or thermal stress (picture 6);
- after an electrical test to check the full relay actuation, an air gap was visible between the moving and stationary A1 contacts (picture 7);
- several instances reports on failures of the same relay and that Boeing on the 19<sup>th</sup> March 2008 issued the Service Letter MD-80-SL-49-101 suggesting to the Operators to replace the APU starter relay previously designed, on applicable airplanes, with an improved one from Leach Corporation (P/N AHJS-CXA-40), or from Hartman Electrical Manufacturing Division (P/N A-400G-2) to avoid possible overheating damage to APU STARTER;

considering also that the operator of the aircraft involved in the event did not apply the suggestion and that the risk of fire on board should be considered very dangerous;

the following is recommended.

#### **5. Recommendations.**

ANSV, based on previous considerations, recommends Federal Aviation Administration (FAA):

- to consider to ask Boeing to change the Service Letter MD-80-SL-49-101, dated March 19, 2008 in to an Alert Service Bulletin, because Boeing Service Letter MD-80-SL-49-101 (replacement the earlier design APU starter relay, on applicable airplanes, with relay P/N AIUS-CXA-040, APU starter relays, that are designed to prevent APU starter motor overheat damage, and subsequent smoke discharge from the APU compartments) is not mandatory, and consequently operators may choose whether or not to replace the holder relay with the improved ones and therefore, incorporating the newer relay the likelihood of an APU starter overheating causing a fire will be minimized (ANSV-1/01-10/1/11);
- to consider to ask Boeing to insert in the January 18, 2005 - FOB-ATA: 49-44 - the advice to perform the APU start, when on ground, only when the airplane is completely stopped.  
In fact, the current procedure requires the pilots to devote their attention to the ammeter instrument to check the evolution of the battery voltage, without specifying that this should be avoided during taxiing, when the primary task of the pilots is to keep their attention to the progress of the operation in order to reduce the risk of ground collisions (ANSV-2/01-10/2/1/11).

Original signed

ANSV Special Commissioner  
(Prof. Bruno Franchi)

**Incidente occorso all'aeromobile AgustaWestland A109S Grand marche I-REMS, Monte Cristallo (BL), 22 agosto 2009.****RACCOMANDAZIONE ANSV-4/1032-09/1/A/11**

**Motivazione:** il “Capitolato speciale per il servizio di elisoccorso sanitario della Regione Veneto” prevede che l'elicottero debba decollare nel più breve tempo possibile ma sempre e solo dopo aver attuato le procedure ed i controlli richiesti dal Flight Manual e dal Manuale delle Operazioni. La segnalazione di decolli che avvengano dopo 6 minuti dall'allarme, quando ingiustificati, sono comunicati dalla Centrale operativa all'Azienda sanitaria presso la quale viene svolto il servizio e con la quale è stato stipulato il contratto per le valutazioni relative ai problemi operativi, alle eventuali responsabilità ed all'applicazione di penali. Qualora l'Azienda sanitaria riconosca che si tratti di ritardi ingiustificati e la cui responsabilità sia a carico della Ditta aggiudicataria, dopo tre episodi nell'arco di sei mesi, verrà applicata una penale di € 1.000 per ogni ulteriore episodio. La presenza nei “Capitolati speciali per il servizio di elisoccorso sanitario”, come nel caso di specie, di eventuali penali per i decolli avvenuti oltre il ristrettissimo tempo contrattualmente previsto (ancorché sia specificato che debba trattarsi di ritardi ingiustificati e fatte salve le prioritarie valutazioni inerenti la sicurezza del volo da parte dell'equipaggio) potrebbe riflettersi comunque negativamente sulle valutazioni operative dell'equipaggio stesso, favorendo decisioni affrettate e non adeguatamente ponderate proprio sotto il profilo della sicurezza del volo.

**Destinatario:** Ente nazionale per l'aviazione civile.

**Testo:** si raccomanda di valutare l'opportunità di sensibilizzare le Regioni sulla necessità di evidenziare maggiormente nei Capitolati regionali relativi al servizio di elisoccorso sanitario che l'esistenza di significativi fattori di criticità per la sicurezza del volo, che comportino attente valutazioni preventive da parte degli equipaggi di volo (ad esempio, in relazione all'esistenza di condizioni meteorologiche avverse nella zona di operazioni o la complessità dell'ambiente in cui l'elicottero sia chiamato ad operare), non costituisce mai, ai fini dell'applicazione di eventuali penali, una causa di ingiustificato ritardo nel decollo dell'elicottero per l'espletamento della missione assegnata.

**RACCOMANDAZIONE ANSV-5/1032-09/2/A/11**

**Motivazione:** la normativa nazionale in materia di segnalazione degli ostacoli alla navigazione aerea non consente di avere un quadro sistemico della materia in questione, di agevole ed immediata interpretazione, anche in termini di vigenza di alcune delle fonti normative richiamate

nella presente relazione. In particolare, non si è riusciti ad individuare a livello normativo nazionale un obbligo sistematico di installazione di accorgimenti atti ad aumentare la visibilità dei cavi aerei a garanzia della sicurezza del volo ed in particolare dei voli condotti a bassa quota per particolari esigenze operative, come appunto nel caso delle missioni di elisoccorso.

**Destinatario:** Ente nazionale per l'aviazione civile.

**Testo:** nelle more che l'intera materia relativa alla segnalazione degli ostacoli alla navigazione aerea venga, a livello normativo, auspicabilmente ricondotta ad unità, per avere un quadro puntuale sotto il profilo tecnico, cartografico e vigilatorio, in un'ottica non soltanto di certezza del diritto, ma anche al fine di venire incontro alle esigenze della sicurezza del volo, si raccomanda all'ENAC, con riferimento all'art. 712 del codice della navigazione, di sensibilizzare le autorità e gli organismi locali affinché segnalino all'ENAC stessa l'esistenza di costruzioni, rilievi orografici e in genere opere che richiedano maggiore visibilità, per consentire a quest'ultimo di disporre il collocamento di appositi segnali e l'adozione di altre misure necessarie per la sicurezza della navigazione.

#### **RACCOMANDAZIONE ANSV-6/1032-09/3/A/11**

**Motivazione:** il personale operante presso le Centrali operative 118 ha una estrazione professionale prettamente sanitaria, in quanto deputato essenzialmente proprio alla valutazione della gravità della emergenza e conseguentemente alla individuazione del mezzo più idoneo per gestire l'emergenza in questione. Restano invece in capo al comandante dell'aeromobile le decisioni esclusivamente operative di carattere aeronautico relative alla idoneità del mezzo (in termini di prestazioni ed efficienza), alla pianificazione del volo ed alla sua esecuzione. Sulla effettiva eseguibilità della missione comandata, nessuna indicazione può pervenire dalla Centrale operativa 118, che non è in grado, per il diverso tipo di professionalità ivi presente, di effettuare valutazioni anche di tipo aeronautico.

**Destinatario:** Ente nazionale per l'aviazione civile.

**Testo:** si raccomanda di valutare la possibilità di rivedere la circolare ENAC "OPERAZIONI HEMS", serie OPV-18A, del 9/10/2008, in particolare il paragrafo 3.4 relativo alla "Gestione del servizio: approvazione del contratto HEMS e Schema di impiego", prevedendo, a livello di Centrale operativa 118, la necessità di un puntuale coinvolgimento del pilota nel processo decisionale dell'invio dell'elicottero ai fini dell'espletamento della missione di elisoccorso.



## RACCOMANDAZIONE DI SICUREZZA

**Oggetto: aviosuperfici poste all'interno di CTR.**

### 1. Premessa.

Su segnalazione originata dal Centro di controllo di Roma, con modello di segnalazione di inconveniente del 18.3.2011 (modello standard del SMS di ENAV SpA), è stato comunicato, tra gli altri, a questa Agenzia un caso di violazione di spazio aereo controllato operato il 17 marzo 2011 dal velivolo Pilatus PC6 B2H4 immatricolato HB-FMB. Il velivolo in questione, durante un volo di trasferimento, secondo le regole del volo a vista senza FPL, dall'aviosuperficie di Santa Severa denominata "Monti della Tolfa" all'aeroporto di Arezzo, subito dopo il decollo da pista 12 contattava Roma FIC sulla freq. 125,750 MHz e quindi saliva fino alla quota accertata di 4300 piedi, interferendo con la traiettoria di un Airbus 333 (A330-300) che, proveniente da Philadelphia, stava effettuando la procedura di avvicinamento strumentale per la pista 16R dell'aeroporto di Fiumicino, sotto controllo radar del settore di avvicinamento di Roma ACC.

L'ANSV, ai fini della corretta classificazione dell'evento per le eventuali azioni di competenza, ha acquisito informazioni presso Roma ACC, il pilota del velivolo HB-FMB ed il gestore della citata aviosuperficie di Santa Severa; inoltre sono stati presi in esame, limitatamente agli aspetti di interesse: l'AIP Italia, il dm Infrastrutture e Trasporti 1 febbraio 2006 (concernente la liberalizzazione dell'uso delle aree di atterraggio), nonché quanto pubblicato nel sito web dell'ENAC.

### 2. Le evidenze acquisite.

La collocazione geografica dell'aviosuperficie di Santa Severa "Monti della Tolfa" è all'interno del CTR di Roma e le norme che regolano la operatività dell'omonima area di lavoro sono quelle dettagliate in AIP ENR 5.5.4.3-4.

La mappa di AIP ENR 6.3-9 (*Roma VFR Area*) non riporta, ovviamente, né l'aviosuperficie (situata fisicamente tra la R123 e la R14), né l'omonima area di lavoro, ma rappresenta gli instradamenti (rotte) ammessi al suo interno per i voli VFR (percorsi e quote) ed integra le modalità di movimento per i voli VFR con le norme particolari per il traffico VFR nel CTR di Roma riportate in AIP ENR 2.1.2.36-3 para 7.1.

Appare opportuno sottolineare come nessuna delle rotte VFR pubblicate sia collegata con l'aviosuperficie in questione, né con la sua area di lavoro. Lo stesso settore del CTR di Roma, all'interno del quale è situata l'aviosuperficie, non è "quotato", nel senso che, a differenza dei settori contigui, non identifica un settore VFR volabile entro un limite verticale come previsto in AIP ENR 2.1.1.2-4 para 3.2 1), premesso che, comunque, si sta parlando di una porzione di spazio aereo compresa nel CTR di Roma, ma sotto la TMA di Roma.

Ciò detto, parrebbe evidente che i voli in partenza per una qualsiasi destinazione dalla citata aviosuperficie nonché quelli in arrivo sulla stessa debbano avere da parte del competente settore di Roma ACC la preventiva autorizzazione del controllo del traffico aereo.

Nell'evento in argomento tale autorizzazione preventiva non è stata richiesta né ottenuta da parte di HB-FMB, disattendendo così le previsioni di cui ai commi 1 e 3 dell'art. 11 del dm Infrastrutture e Trasporti 1 febbraio 2006.

Va tuttavia rilevato che dall'esame delle informazioni acquisite è emerso quanto segue:

- il pilota del velivolo HB-FMB ha manifestato la propria sorpresa per l'accaduto, mostrando una insufficiente preparazione operativa per quanto concerne l'interfaccia ATS e la pianificazione del volo;
- il gestore dell'aviosuperficie non ha predisposto alcun vademecum operativo per gli utenti della medesima aviosuperficie, dichiarandosi sostanzialmente estraneo alla problematica in questione in termini di competenze;
- l'operatore di Roma FIC non ha focalizzato la particolare circostanza, mostrando una inadeguata preparazione specifica e fornendo informazioni non completamente puntuali al pilota.

### **3. Raccomandazione di sicurezza.**

Poiché la problematica sopra rappresentata coinvolge anche altre aviosuperfici poste all'interno di CTR italiani, si raccomanda quanto segue.

**Destinatari:** ENAC, ENAV SpA.

**Testo:** per quanto sopra detto, si raccomanda all'ENAC e all'ENAV SpA di approfondire le problematiche operative derivanti dal legittimo uso di aviosuperfici che si trovino in situazioni analoghe a quelle dell'aviosuperficie di Santa Severa "Monti della Tolfa", prevedendo, ognuno per la parte di rispettiva competenza, la mappatura e la predisposizione di norme operative d'uso per tutte le aviosuperfici poste all'interno dei CTR italiani, sensibilizzando adeguatamente in materia anche i gestori delle stesse aviosuperfici.

**(Raccomandazione ANSV-9/SA/1/11)**



A. N. S. V.  
Prot. USCITA  
N. 0004853/11  
Data 11/08/2011

**SAFETY RECOMMENDATION**

To: IAC (Interstate Aviation Committee)  
119017 Moscow, Russia  
Bolshaya Ordynka str. 22/2/1

Copy to: EASA (European Aviation Safety Agency)  
Safety Analysis and Research  
Postfach 10 12 53  
D-50452 Koeln, Germany

UKRAVIATRANS  
Ministry of Infrastructure  
14, Peremohy str., Kyiv, Ukraine 01135

ENAC  
Vicedirettore generale Ing. Benedetto Marasà  
Viale del Castro Pretorio, 118  
00185 Roma

**Subject: serious incident occurred on September 9<sup>th</sup> 2010 to Antonov An-124-100 registration marks RA-82079 (equipped with Ivchenko Progress D18T engine series), Turin-Caselle airport (Italy).**

**1. Synopsis.**

On September 9<sup>th</sup> 2010, on Turin-Caselle airport (Torino, Italy), the Antonov An-124-100 (picture 1) registration marks RA-82079 was taking-off from runway 36. During the take-off run, at about 50 kts (confirmed by Flight Data Recorder analysis performed within ANSV laboratory), the crew experienced the engine #4 (outer right) failure with following uncommanded shut down and rejected the take-off. During the application of the thrust reverse, crew experienced an uncommanded shut down of the engine #1 (outer left) too.

The aircraft stopped safely on the runway and the emergency services on the airport approached the aircraft after witnesses saw flames and smoke from the exhaust of the engines affected by shutting down. No aircraft or airport damages and no injuries were reported.



Picture 1: Antonov An-124-100 registration marks RA-82079.

## **2. Engines investigation.**

After technical examination on the engines, included boroscope inspection and shop visit to the Progress Design Bureau facilities in Zaporozhye (Ukraine), under ANSV supervision with the presence of one investigator on site during all analysis performed, the investigation revealed that the engine #1 shut down was due to the application of thrust reverse at a speed lower than the minimum prescribed by the Operational Manual. Such action induced an engine compressor surge.

On the engine #4 has been found a mechanical failure on the HPC 6<sup>th</sup> stage where it was completely missing one blade and where the fracture at the place of tenon disengagement from groove N° 94 showed presence of fatigue.

The analysis of that engine showed the presence of multiple cracking zone on the HPC 5<sup>th</sup> stage guide vanes.

ANSV carried out (in Italy) its own fractographic analysis on some specimens coming from the HPC 5<sup>th</sup> stage guide vanes and ring, and on the fracture at the place of tenon disengagement, on the HPC 6<sup>th</sup> rotor stage.

All the investigated fracture surfaces of the 5<sup>th</sup> stage showed a strong contamination. It is worth noting that the fracture surfaces of the vanes are characterized by a degree of surface alteration which is very similar to the one observed on the disc and on the undamaged vanes. An example is shown in figure 1 which refers to the fractured vane labeled as N° 2 (HPC 18T.01.05.050-03, 5<sup>th</sup> stage vanes, fragment of upper half-ring with vane N° 2 - fracture, attached to the external ring) and figure 2 which is an EDS spectrum of the surface of the disc of the specimen N° 1 (HPC 18T.01.05.050-03, 5<sup>th</sup> stage guide vanes with vane N° 2 - fracture surface, attached to the internal ring). In figure 1 has to be noted that the morphology of the undamaged disc surface (which has been exposed to operating conditions for a long time) and the one of the fracture surface of a vane are similar.

On the contrary, the stator vanes which have impacted signs appear to be heavily deformed (see figure 3). They show a ductile fracture surface and are contaminated to a lesser extent in comparison with the vanes fractured close to the zone of attachment to the ring. This fracture surface has features which are similar to the ones detected on the ductile fracture surfaces of the specimen of the 6<sup>th</sup> stage (disk fragment of HPC 18T.01.06.016-01 N° 680I 6<sup>th</sup> stage with fracture at the place of tenon disengagement from groove N° 94).

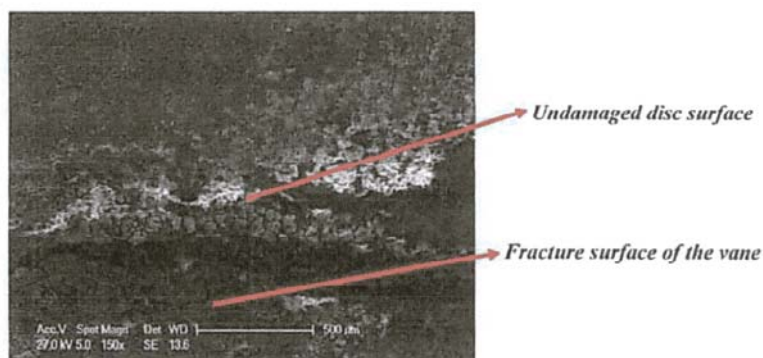


Figure 1: SEM micrograph of fracture surface of specimen N° 2.

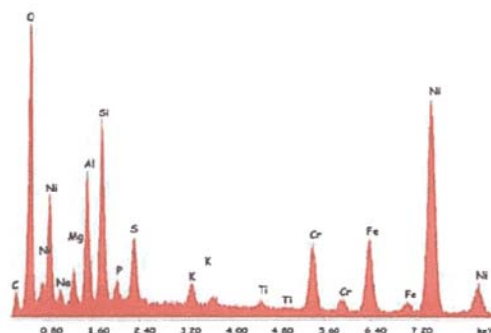


Figure 2: EDS spectrum of the disc surface for the specimen N° 1.

The low level of contamination characteristic of the fracture surfaces of both the impacted 5<sup>th</sup> stage vanes and 6<sup>th</sup> stage is therefore consistent with a short exposure time to high temperature and operating conditions of the compressor. Moreover, it was noted that the fracture surfaces of the 5<sup>th</sup> stage did not show a ductile behavior (at least when taking into account the morphology of the surface which is almost completely covered by thick deposits) and that a concentration gradient of the contaminants exists which is strictly correlated with the fatigue crack growth path. In fact, it was noted that the concentration of contaminants is higher where the crack originated (figure 4) and is lower in close proximity to the ultimate failure region where the EDS spectrum is comparable with one of the virgin alloy.

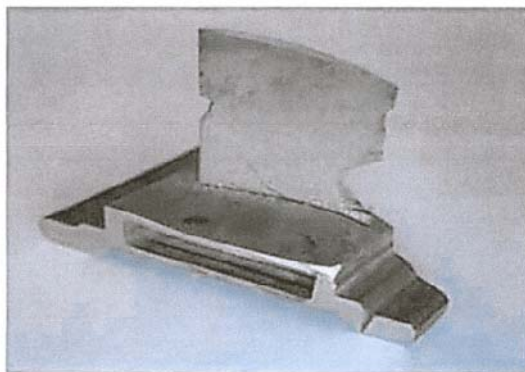


Figure 3: fragment of upper half-ring 5<sup>th</sup> stage with vane N° 1 - external ring.

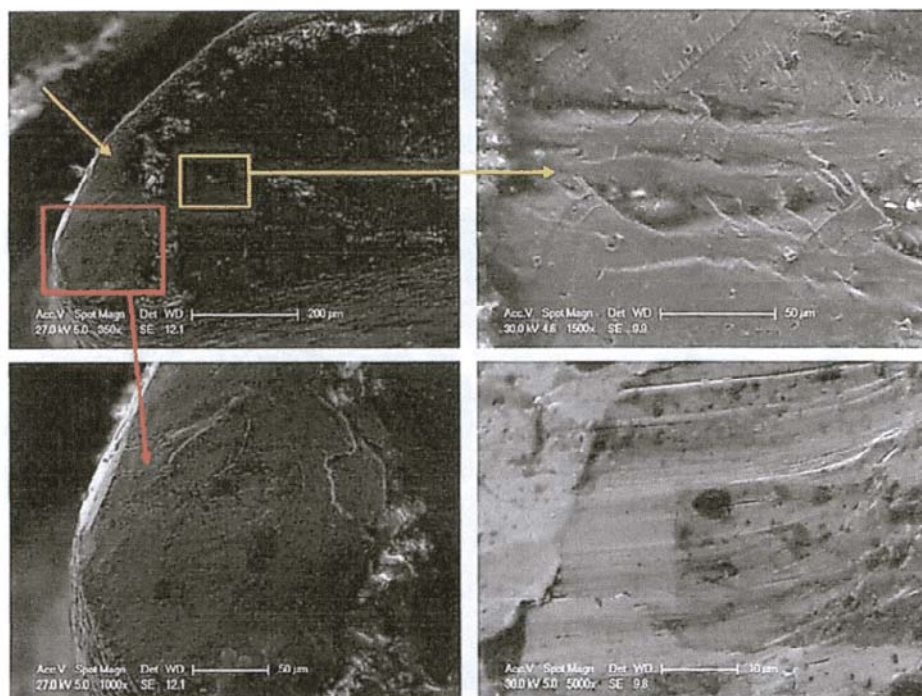


Figure 4: SEM micrographs of the fracture surface of specimen N° 2 showing fatigue striations.

This is likely to suggest that the fracture surfaces of the 5<sup>th</sup> stage have been subjected to the operating conditions for a longer period than those of the 6<sup>th</sup> stage. From the fractographic analysis it can be supposed that the fracture of the vanes of specimens N° 1 - 2 occurred prior to the catastrophic failure of the 6<sup>th</sup> stage.

### 3. Conclusion.

The cracks on the HPC 5<sup>th</sup> stage guide vanes induce a rotation on the longitudinal axis of the vanes with following variation of the angle of attack of the air flow on the 6<sup>th</sup> rotor stage. This kind of variation induces fatigue phenomena, found on the HPC 6<sup>th</sup> stage.

The engine Designer stated that the problem on the 5<sup>th</sup> stage is already known and that it issued the modification document D18T-1567 and 18T25446 on October 2007 to solve it during the scheduled engine shop visit, on each engine.

The engine Designer guarantees the engine failsafe operation till the completion of modification. On August of this year the engines modified (related to the Operator involved in the serious incident only) were 43 of 51 (as stated by Russian Accredited Representative in the ANSV investigation). After the incident, the Operator involved in the event in subject issued an additional boroscope inspection (every 250 fh) and the Designer considered that action (Temporary Change 559) sufficient.

#### 4. Recommendation.

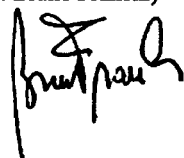
*Addressee:* IAC (Interstate Aviation Committee), 119017 Moscow, Russia, Bolshaya Ordynka str. 22/2/1.

#### *Text.*

The serious incident occurred on Turin-Caselle airport demonstrates that engine failsafe operation on model D18T series is not guaranteed at all on the ones not yet modified.

ANSV - considering the very high MTOW of the aircraft on which D18T engine series are installed, considering the safety level of an uncommanded engine shut down during take-off on those aircraft, considering the Temporary Change 559 that is not supported by analysis related to the "fatigue progression" on HPC 5<sup>th</sup> stage (the document was issued by the Operator) - recommends Interstate Aviation Committee that the modification stated on the engine Designer documents (D18T-1567 and 18T25446) must be completely carried out on each engine installed onboard an aircraft before it could be airworthy. The solution adopted by engine Designer (modification to the successive scheduled shop visit) appears to be not acceptable and not sufficient at all (ANSV-13/1687-10/1/I/11).

President of ANSV  
(Prof. Bruno Franchi)



**SAFETY RECOMMENDATION**

A N S V  
Prot USCITA  
N 0005115/11  
Data 25/08/2011



To: European Aviation Safety Agency (EASA)  
Safety Analysis and Research  
Postfach 10 12 53  
D-50452 Koeln, Germany

Federal Aviation Administration (FAA)  
800 Independence Avenue, SW  
Washington, DC 20591

Copy to: Federal Ministry for Transport, Innovation and  
Technology  
Radetzkystraße 2  
A-1030 Vienna, Austria

ENAC  
Vicedirettore generale Ing. Benedetto Marasà  
Viale del Castro Pretorio, 118  
00185 Roma

**Subject: accident occurred on Trieste-Ronchi dei Legionari airport (LIPQ) to the Diamond DA42 "TwinStar" registration marks S5-DNE, on April 11<sup>th</sup>, 2010.**

**1. Synopsis.**

On April 11<sup>th</sup>, 2010, a Diamond DA42 "TwinStar" (picture 1) registration marks S5-DNE, due to landing gear extension problems during approach to Portoroz airport (LJPZ), diverted to Trieste-Ronchi dei Legionari airport (LIPQ) to land on a safer runway, with the left main landing gear not down.

The aircraft stopped safely on the runway and the emergency services on the airport approached the aircraft but no action has been needed. Minor damages to the aircraft, no damages to the airport and no injuries were reported. The aircraft was moved to a parking area through the use of a little crane.



Picture 1: Diamond DA42 "TwinStar".

## 2. Technical investigation.

During visual inspection performed on the left main landing gear, an over-length of the related shock absorber has been noticed (P/N D60-3277-10-00, S/N 031623 34328 HEG). At the presence of the Diamond representative, the ANSV investigator asked to proceed with the component disassembly (see picture 2). The nut identified on the figure 1 as item "9" has been found completely unscrewed. Infact it has been found in the oil drained during the disassembly operation.

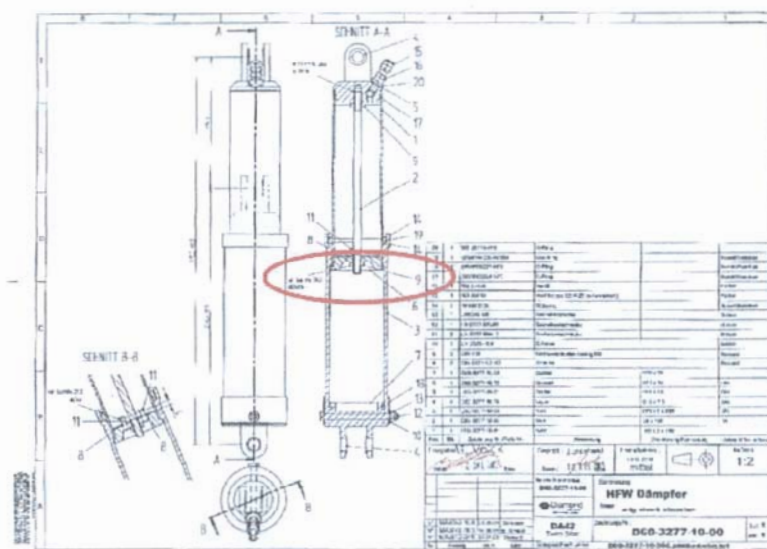


Figure 1: Main Landing Gear Dumper Scheme.

The nut loss, made the dumper longer than the project requirements, so after last retraction the landing gear remained locked in “up position” due to the interference between the wheel and the airframe (see picture 3).

As described by the AMM 32-10-00 (7.B. “Assemble Main Landing Gear Dumper”) of the aircraft, the installation of this nut need to «apply Loctite 262 on thread and tighten with 15 Nm (11 lb.ft.)» and the Loctite 262 data sheet contemplates its use in presence of oil of same type used in the dumper (see figure 2).

It has not been possible to realize if there was some trace of Loctite 262 on the threads by visual inspection only, so the ANSV performed on the items a microscope inspection.

| <b>LOCTITE</b> Worldwide Design Handbook                                                                                                                                              |                                           |                                   |
|---------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------------|-------------------------------------------|-----------------------------------|
| <b>Loctite 262</b><br>Frangifilanti da media ad elevata resistenza, anaerobico, vedi capitolo 3 a Frangifilanti di serie Loctite.<br><b>Proprietà del prodotto allo stato liquido</b> |                                           |                                   |
|                                                                                                                                                                                       | Valori                                    |                                   |
| Natura chimica                                                                                                                                                                        | Estere dimetacrilato                      |                                   |
| Aspetto                                                                                                                                                                               | Liquido fluorescente rosso                |                                   |
| Peso specifico @ 25°C                                                                                                                                                                 | 1,1                                       |                                   |
| Viscosità @ 25°C, mPa.s (cP) Brookfield RVT                                                                                                                                           |                                           |                                   |
| Gratie 3                                                                                                                                                                              | da 2 polinizzato                          | 5.000 da 2.500 a 7.500            |
|                                                                                                                                                                                       | da 20 polinizzato                         | 1.500 da 1.200 a 2.400            |
| DIN 54453, MV                                                                                                                                                                         |                                           |                                   |
| D=129 s <sup>3</sup> dopo 180 secondi                                                                                                                                                 | 400                                       | da 250 a 550                      |
| Punto di infiammabilità (TCC), °C                                                                                                                                                     | >93                                       |                                   |
| <b>Proprietà tipiche del prodotto polimerizzato</b>                                                                                                                                   |                                           |                                   |
| Proprietà fisiche                                                                                                                                                                     |                                           |                                   |
| Coefficiente di dilatazione termica, ASTM D696, K <sup>-1</sup>                                                                                                                       | 80 x 10 <sup>-6</sup>                     |                                   |
| Coefficiente di conducibilità termica, ASTM C177, W.m <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup>                                                                                                  | 0,1                                       |                                   |
| Calore specifico, kJ.kg <sup>-1</sup> .K <sup>-1</sup>                                                                                                                                | 0,3                                       |                                   |
| <b>Prestazioni caratteristiche del prodotto polimerizzato</b><br>(Dopo 24 ore a 22°C su bulloni e dadi M10 in acciaio)                                                                |                                           |                                   |
|                                                                                                                                                                                       | Valori                                    |                                   |
|                                                                                                                                                                                       | Valore tipico                             | Intervallo tipico                 |
| Coppia di primo distacco, ISO-10964, N.m (lb. in.)                                                                                                                                    | 22 (119)                                  | da 14 a 29 (da 125 a 250)         |
| Coppia residua, ISO-10964, N.m (lb. in.)                                                                                                                                              | 32 (175)                                  | da 17 a 46 (da 150 a 300)         |
| Coppia di allentamento, DIN 54454, N.m (lb. in.)                                                                                                                                      | 36 (330)                                  | da 26 a 60 (da 220 a 440)         |
| Coppia massima residua, DIN 54454, N.m (lb. in.)                                                                                                                                      | 40 (350)                                  | da 25 a 55 (da 220 a 490)         |
| <b>Resistenza alle sostanze chimiche ed ai solventi</b><br>Provino in ecclasio alle concentrazioni indicate e provato a 22°C.                                                         |                                           |                                   |
| Procedura di prova                                                                                                                                                                    | Coppia di allentamento secondo, DIN 54454 |                                   |
| Sottstrato                                                                                                                                                                            | Dadi e bulloni M10 zincati fosfati        |                                   |
| Polymerizzazione:                                                                                                                                                                     | 1 settimana a 22°C                        |                                   |
| Solvente                                                                                                                                                                              | Temp.                                     | % di resistenza iniziale dopo     |
|                                                                                                                                                                                       |                                           | 100 ore 500 ore 1000 ore 5000 ore |
| Oil per motori                                                                                                                                                                        | 125°C                                     | 85 82 75 78                       |
| Benzina con piombo                                                                                                                                                                    | 22°C                                      | 100 100 100 100                   |
| Liquido per lami                                                                                                                                                                      | 22°C                                      | 100 100 100 100                   |
| Acqua Glicole (50% - 50%)                                                                                                                                                             | 87°C                                      | 100 85 85 85                      |
| Alcool etilico                                                                                                                                                                        | 22°C                                      | 95 95 95 95                       |
| Acetone                                                                                                                                                                               | 22°C                                      | 95 95 95 95                       |

Figure 2: Loctite 262 data sheet.

The microscope analysis showed the presence of “red residual” on the threads of item “2” in the position of item “9”.

FT-IR spectrum analysis on this “red residual” confirm that their chemical characteristics are compatible and comparable with Loctite 262.



Picture 2: left main landing gear shock absorber disassembled.



Picture 3: interference signs on the airframe close to the left main landing gear.