



**ΕΛΛΗΝΙΚΗ ΔΗΜΟΚΡΑΤΙΑ
ΥΠΟΥΡΓΕΙΟ ΑΝΑΠΤΥΞΗΣ, ΑΝΤΑΓΩΝΙΣΤΙΚΟΤΗΤΑΣ,
ΥΠΟΔΟΜΩΝ, ΜΕΤΑΦΟΡΩΝ & ΔΙΚΤΥΩΝ**

**ΕΠΙΤΡΟΠΗ ΔΙΕΡΕΥΝΗΣΗΣ ΑΤΥΧΗΜΑΤΩΝ ΚΑΙ
ΑΣΦΑΛΕΙΑΣ ΠΤΗΣΕΩΝ
(ΕΔΑΑΠ)**



**ΕΚΘΕΣΗ ΔΙΕΡΕΥΝΗΣΗΣ ΣΥΜΒΑΝΤΟΣ
ΤΟΥ ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ SX-CCA
ΣΤΟΝ ΚΡΑΤΙΚΟ ΑΕΡΟΛΙΜΕΝΑ ΗΡΑΚΛΕΙΟΥ “Ν.
ΚΑΖΑΝΤΖΑΚΗΣ”
ΤΗΝ 17^Η ΙΟΥΛΙΟΥ 2010**

Αρ. Έκθεσης Ε 01 / 2013

ΕΚΘΕΣΗ ΔΙΕΡΕΥΝΗΣΗΣ ΣΥΜΒΑΝΤΟΣ

E 01 / 2013

**Συμβάν του αεροσκάφους SX-CCA
στον Κρατικό Αερολιμένα Ηρακλείου “Ν. Καζαντζάκης”
την 17^η Ιουλίου 2010**

**Η Διερεύνηση του ατυχήματος διενεργήθηκε από την Επιτροπή Διερεύνησης
Ατυχημάτων και Ασφάλειας Πτήσεων, σύμφωνα με:**

- **To Annex 13**
- **Τον Ευρωπαϊκό Κανονισμό 996/2010**
- **Τον Νόμο 2912/2001**

**Ο μοναδικός σκοπός της διερεύνησης είναι η πρόληψη παρόμοιων ατυχημάτων
στο μέλλον και δεν αποσκοπεί στη διαπίστωση υπαιτιότητας και στον
καταλογισμό ευθυνών ή αξιώσεων.**

Η Επιτροπή Διερεύνησης Ατυχημάτων και Ασφάλειας Πτήσεων

Πρόεδρος

Γεώργιος Μπασούλης
Αντιπτέραρχος (ΜΗ) ε.α.
Αεροναυπηγός, MSc.

Μέλη

Παναγιώτης Βασιλόπουλος
Αντιπτέραρχος (Ι) ε.α.

Σπυρογιάννης Διονυσάτος
Δικηγόρος

Χρήστος Βάλαρης
Ταξίαρχος (ΕΑ) ε.α.

Δημήτρης Μιχαλόπουλος
Ηλεκτρονικός

Γραμματέας: Ν. Σ. Πουλιέζος

ΠΙΝΑΚΑΣ ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΩΝ

ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΑ

ΠΙΝΑΚΑΣ ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΩΝ.....	III
1 ΠΡΑΓΜΑΤΙΚΑ ΓΕΓΟΝΟΤΑ	1
1.1 Ιστορικό της Πτήσης	1
1.2 Τραυματισμοί Προσώπων.....	3
1.3 Ζημιές Αεροσκάφους	3
1.4 Άλλες Ζημιές	3
1.5 Πληροφορίες Πληρώματος	4
1.6 Πληροφορίες Αεροσκάφους	4
1.7 Πληροφορίες Εταιρίας «Κρητικός Αετός»	7
1.8 Μετεωρολογικές πληροφορίες.....	8
1.9 Αεροναυτιλιακά Βοηθήματα.....	8
1.10 Επικοινωνίες.....	8
1.11 Πληροφορίες Αεροδρομίου	8
1.12 Δοκιμές και Έρευνες.....	8
2 ΑΝΑΛΥΣΗ	10
3 ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ	12
3.1 Διαπιστώσεις	12
3.2 Πιθανά Αίτια	14
ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 1	15

ΕΚΜΕΤΑΛΛΕΥΟΜΕΝΟΣ : **ΚΡΗΤΙΚΟΣ ΑΕΤΟΣ Ε.Π.Ε.**
(CRETAN EAGLE AVIATION L.T.D.)
Οργανισμός Πτητικής Εκπαίδευσης

ΙΔΙΟΚΤΗΤΗΣ : **EFG EUROBANK ERGASIAS LEASING**

ΚΑΤΑΣΚΕΥΑΣΤΗΣ : **CESSNA AIRCRAFT COMPANY USA**

ΤΥΠΟΣ : **CESSNA 172 R**

ΑΡ. ΣΕΙΡΑΣ ΚΑΤΑΣΚΕΥΑΣΤΗ : **17280126**

ΕΘΝΙΚΟΤΗΤΑ : **ΕΛΛΗΝΙΚΗ**

ΣΤΟΙΧΕΙΑ ΝΗΟΛΟΓΗΣΕΩΣ : **SX - CCA**

ΤΟΠΟΣ ΣΥΜΒΑΝΤΟΣ : **Κρατικός Αερολιμένας Ηρακλείου “Ν. Καζαντζάκης”**

ΗΜΕΡΟΜΗΝΙΑ & ΩΡΑ : **17/07/2010, 09:58 h**

ΣΗΜΕΙΩΣΗ : Οι χρόνοι είναι τοπικοί
(τοπική ώρα = UTC + 3h)

Περίληψη

Την 17^η Ιουλίου 2010, αεροσκάφος τύπου Cessna 172 R μετά την απογείωση του και ενώ βρισκόταν στο στάδιο της ανόδου, παρουσίασε πτώση ισχύος του κινητήρα και ένας υπόκωφος θόρυβος ακούστηκε από τον χώρο του κινητήρα. Καθώς η ισχύς συνέχισε να μειώνεται, ο χειριστής επέστρεψε για προσγείωση. Το α/φ προσγειώθηκε επιτυχώς.

Την 22^α Ιουλίου 2010, ύστερα από έγγραφη αίτηση του Οργανισμού Πτητικής Εκπαίδευσης ‘Κρητικός Αετός’, η ΕΔΑΑΠ με το με αρ. πρωτ. ΕΔΑΑΠ/1162/22-07-2010 όρισε ως Διερευνητή το Μέλος της Επιτροπής κ. Τσιτινίδη Τριαντάφυλλο, Αεροναυπηγό Μηχανικό, με σκοπό την σύνταξη σχεδίου έκθεσης διερεύνησης του συμβάντος και την υποβολή του στην ΕΔΑΑΠ.

1 Πραγματικά Γεγονότα

1.1 Ιστορικό της Πτήσης

Το αεροσκάφος (α/φ) τύπου Cessna 172 R, απογειώθηκε από τον Κρατικό Αερολιμένα Ηρακλείου «Ν. Καζαντζάκης» (ΚΑΗΚ) στις 09:56:02 h της 17/07/10, με Κυβερνήτη

(Pilot-In-Command - PIC) τον χειριστή - εκπαιδευτή και ιδιοκτήτη του Οργανισμού Πτητικής Εκπαίδευσης “Κρητικός Αετός”, τον εποπτευόμενο κυβερνήτη (Pilot In Command Under Supervision - PICUS), χειριστή στον οποίο θα γινόταν «check out» και επιβαίνοντα (ως παρατηρητή / observer) έναν χειριστή ιδιωτικών αεροσκαφών.

Πριν την απογείωση είχαν εκτελεστεί όλοι οι προ-πτήσης έλεγχοι, καθώς και έλεγχοι ισχύος, χωρίς να παρουσιαστεί κάποιο πρόβλημα.

Μετά την απογείωση, κατά το στάδιο της ανόδου, σε ύψος περίπου 300 ft από το έδαφος, όταν ο PICUS εκτελώντας τους μετά την απογείωση ελέγχους (after take-off checks) έφερε τους μοχλούς ισχύος (μανέτα) από το 100% στο 95% (προς αποφυγή overspeed της έλικας - χειρισμός προβλεπόμενος από το εγχειρίδιο του α/φους), διαπίστωσε ότι δεν υπήρχε σταθεροποίηση της ισχύος στο 95% όπως θα αναμενόταν, αλλά η πτωτική της πορεία συνεχιζόταν, και ενώ είχε φθάσει στο 85%, ξαφνικά ακούστηκε ένας υπόκωφος θόρυβος από τον χώρο του κινητήρα και η ισχύς του άρχισε να μειώνεται δραστικά.

Ο PIC, βλέποντας την συνεχή πτώση ισχύος, ανέλαβε τα χειριστήρια και ζήτησε άμεσα από τον Πύργο Ελέγχου Αερολιμένα (ΠΕΑ) άδεια για προσγείωση, η οποία και του εδόθη για τον διάδρομο 30. Στην πορεία, βλέποντας την ισχύ να μειώνεται στο 30%, αποφάσισε να στρέψει το α/φος για προσγείωση στον διάδρομο 27, του οποίου το κατώφλι ήταν πιο κοντά και ζήτησε την σχετική άδεια από τον ΠΕΑ, η οποία και του εδόθη. Το α/φ προσγειώθηκε επιτυχώς, δίχως ο PIC να ζητήσει κάποια βοήθεια από τον ΠΕΑ. Ωστόσο ο ΠΕΑ, διαπιστώνοντας ότι το α/φ κατά την κάθοδό του άφηνε κάποιους μαύρους καπνούς, σήμανε συναγερμό στην Πυροσβεστική Υπηρεσία. Ο PIC ενημερώθηκε για το γεγονός καθοδόν προς τον χώρο στάθμευσης.

Μετά την στάθμευση του α/φ, ο PIC έκανε μία δοκιμή ισχύος και διαπίστωσε ότι το μέγιστο που έπιανε ο κινητήρας ήταν το 30% της ισχύος του, χωρίς καμία ανησυχητική ένδειξη στο FADEC ή στα όργανα θερμοκρασίας και πίεσεως, των οποίων οι δείκτες ήταν στην ‘πράσινη περιοχή’.

Αφού έσβησε τον κινητήρα και ασφάλισε το α/φ, άνοιξε το κάλυμμα του κινητήρα και στον έλεγχο που έκανε, διαπίστωσε ότι είχε γίνει ζημιά στον αγωγό που συνδέει τον υπερτροφοδότη (turbocharger) με το ψυγείο αέρος (Intercooler). Συγκεκριμένα, είχε σπάσει ο σφιγκτήρας που συγκρατούσε την σωλήνωση του αγωγού καθώς και τμήμα του χείλους της αυλάκωσης, εντός της οποίας τοποθετείται ο στεγανοποιητικός δακτύλιος στο στόμιο εξόδου του υπερτροφοδότη, με αποτέλεσμα να έχει αποσυνδεθεί τελείως ο αγωγός

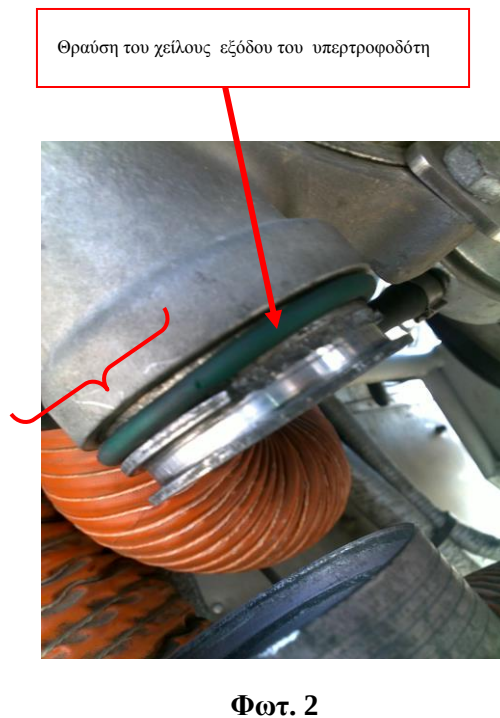
από τον υπερτροφοδότη και να έχει μειωθεί στο ελάχιστο η πίεση εισαγωγής στον κινητήρα.

1.2 Τραυματισμοί Προσώπων

Δεν υπήρξαν τραυματισμοί.

1.3 Ζημιές Αεροσκάφους

Οι ζημιές επί του α/φ εντοπίζονται μόνον στην εξαγωγή του υπερτροφοδότη του κινητήρα, στην οποία έσπασε τμήμα του χείλους της αυλάκωσης εντός της οποίας τοποθετείται ο στεγανοποιητικός δακτύλιος, καθώς και στον σφιγκτήρα (Wiggins clamp) που συγκρατούσε τον μεταλλικό αγωγό της σωλήνωσης στο στόμιο εξόδου του υπερτροφοδότη. (Φωτ. 1, 2)



1.4 Άλλες Ζημιές

Δεν εντοπίστηκαν άλλες ζημιές επί του α/φ.

1.5 Πληροφορίες Πληρώματος

1.5.1 Κυβερνήτης (PIC)

Άνδρας, ηλικίας 46 ετών, κάτοχος πτυχίου επαγγελματία χειριστή αεροπλάνων (JAR-CPL(A)) και εκπαιδευτή FI(A) (ισχύς μέχρι 31/7/2011), που εκδόθηκε από την Υπηρεσία Πολιτικής Αεροπορίας του Ηνωμένου Βασιλείου, με άδεια ραδιοτηλεφωνίας, και κάτοχος πιστοποιητικού Υγείας τάξης 1 (ισχύς μέχρι 23/7/2011) & τάξης 2 (PPL-ισχύος μέχρι 23/7/2012).

1.5.2 Εποπτευόμενος Κυβερνήτης (PICUS)

Άνδρας, ηλικίας 32 ετών, κάτοχος πτυχίου επαγγελματία χειριστή αεροπλάνων (JAR-CPL(A)) που εκδόθηκε από την ΥΠΑ (ισχύς μέχρι 29/3/2015), κάτοχος πτυχίου ραδιοτηλεφωνίας, και κάτοχος πιστοποιητικού Υγείας τάξης 1 (ισχύς μέχρι 05/8/2011) & τάξης 2 (PPL-ισχύος μέχρι 05/8/2015).

1.6 Πληροφορίες Αεροσκάφους

Κατασκευαστής	: CESSNA AIRCRAFT COMPANY
Τύπος	: 172R
Αριθμός σειράς	: 17280126
Πιστοποιητικό νηολόγησης	: Εγγεγραμμένο στα μητρώα α/φ της ΥΠΑ με στοιχεία SX-CCA
Πιστοποιητικό αξιοπλοΐας	: Σε ισχύ (έκδοση 06/07/2010)
Πιστοποιητικό Ασφάλισης	: Σε ισχύ (περίοδος 24/6/2010-24/9/2010)
Ενεχυρούχος / ενυπόθηκος δανειστής	: «EFG EUROBANK LEASING SA»

1.6.1 Αγωγός σύνδεσης υπερτροφοδότη - ψυγείου αέρος

Τα μέρη και τα εξαρτήματα που αποτελούν τον αγωγό που συνδέει τον υπερτροφοδότη με το ψυγείο και εξασφαλίζουν την σύνδεση του, όπως αυτά φαίνονται στη φωτογραφία 4 και την εικόνα 1, είναι :

A & 6: Στεγανοποιητικός δακτύλιος (O-ring seal) στο μεταλλικό στόμιο εξόδου του υπερτροφοδότη

7: Wiggling σφικτήρας (Wiggling Clamp)

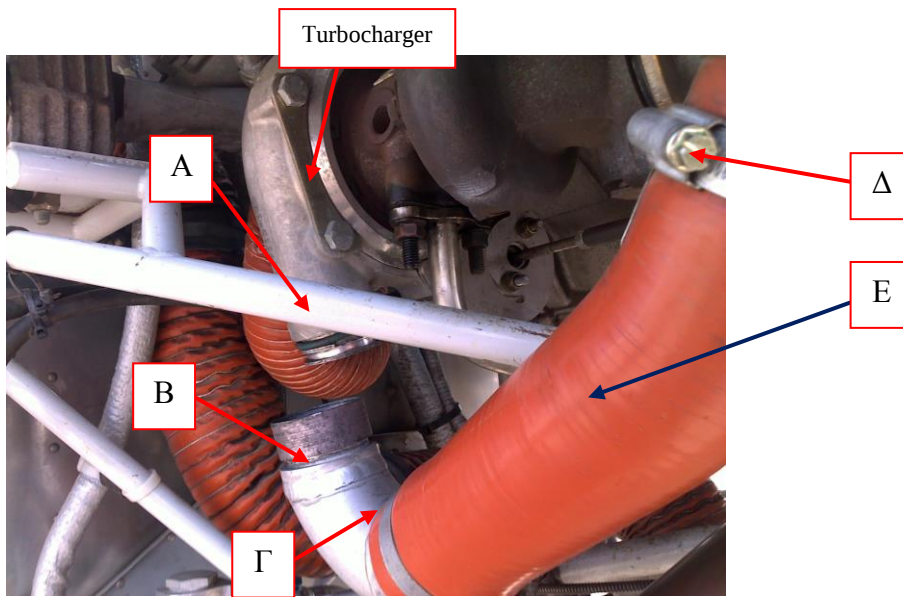
8: Wiggling δακτυλίδι (Wiggling ring)

B & 9: Μεταλλικό καμπύλο συνδετικό τμήμα

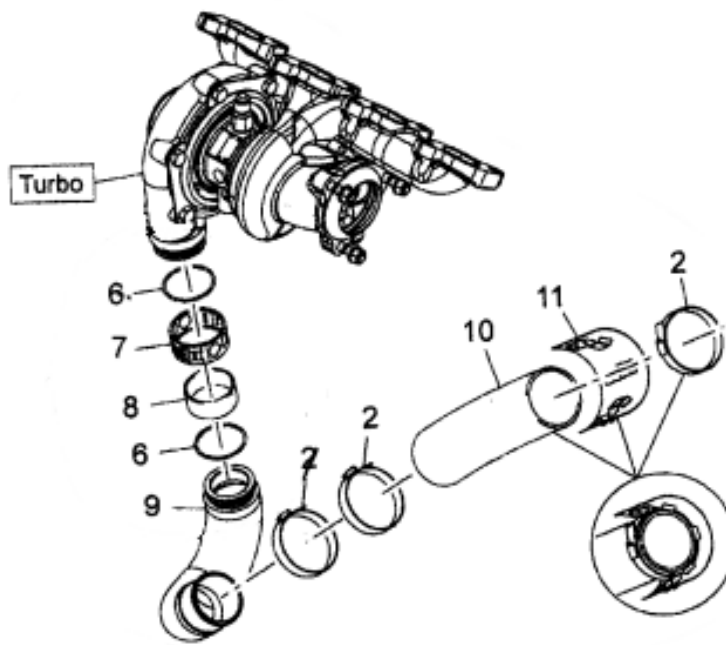
E & 10: Ελαστικός αγωγός

Γ: Σφιγκτήρας που συγκρατεί τον ελαστικό αγωγό (E) στο μεταλλικό καμπύλο συνδετικό τμήμα (B)

Δ & 2: Σφιγκτήρας που συγκρατεί τον ελαστικό αγωγό (E) στον υπόλοιπο συνθετικό αγωγό που οδηγεί στο Ψυγείο (Intercooler)



Φωτ.3



Εικόνα 1

1.6.2 Πληροφορίες Συντήρησης του Αεροσκάφους

Από τα μητρώα του α/φ προκύπτει ότι η συντήρηση του γινόταν σύμφωνα με εγκεκριμένο από την Υπηρεσία Πολιτικής Αεροπορίας πρόγραμμα συντήρησης. Η τελευταία προγραμματισμένη επιθεώρηση (50-ωρη) έγινε στις 06/07/2010 (11 ημέρες πριν το συμβάν) από τον εξουσιοδοτημένο οργανισμό συντήρησης (αριθμό μητρώου EL.145.038) και από τον οργανισμό διαχείρισης συνεχούς αξιοπλοΐας (CAMO) εκδόθηκε το σχετικό πιστοποιητικό αξιοπλοΐας.

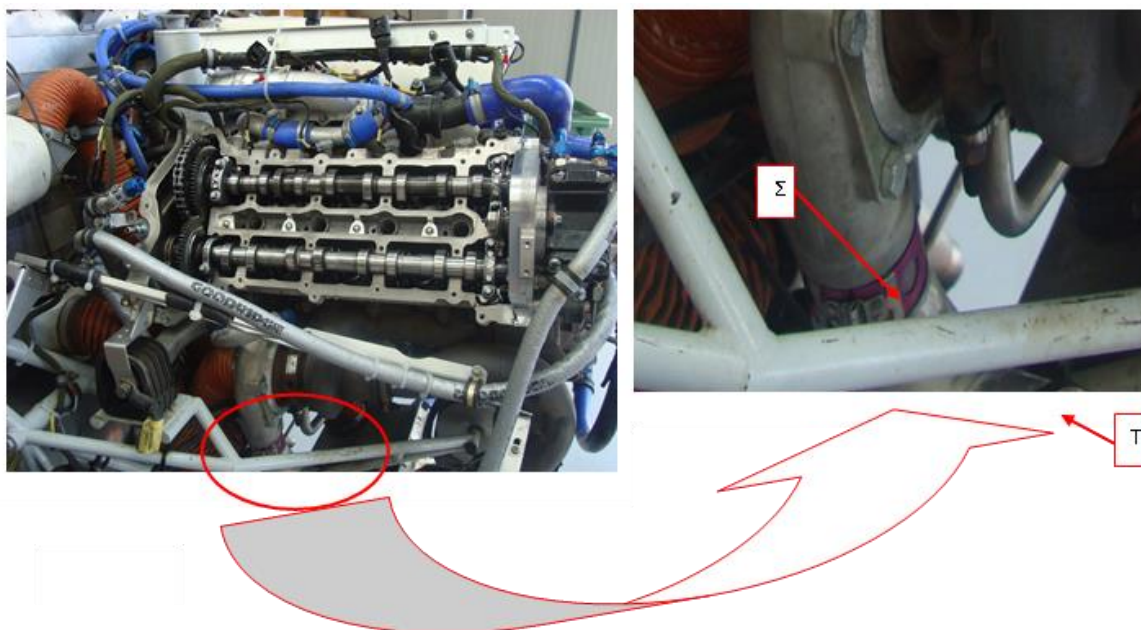
Την ημέρα έκδοσης του πιστοποιητικού (06/07/2010) το α/φ είχε στο ενεργητικό του 4234,4 h πτήσης από κατασκευής του, ο κινητήρας (Centurion 2.0 – S/N: 02-02-01715) είχε συμπληρώσει 934,4 h από κατασκευής του και η έλικα (τύπου MTV-6-A187/129 με αριθμό σειράς S/N: 3437) είχε συμπληρώσει 20,1 h λειτουργίας.

Κατά την διάρκεια της παραπάνω επιθεώρησης από τον οργανισμό εφαρμόστηκαν και οι οδηγίες πλοΐμότητας (Airworthiness Directives) EASA AD 2010-0136 (TM TAE 125-1010 P1), EASA AD 2010-0111-E (TM TAE 125-1011-E) *(στο σχετικό πιστοποιητικό συντήρησης, αναφέρεται αναγραμματισμένη η τεχνική οδηγία ως 125-0111-E)*, EASA AD 2010-0137 (TM TAE 000-0007 Rev.9) καθώς και επιθεώρηση του ηλεκτρολύτη του συσσωρευτή.

Οι εργασίες για την εφαρμογή της AD 2010-0136 έγιναν σύμφωνα με τις συστάσεις της, ακολουθώντας τις οδηγίες του κατασκευαστή του κινητήρα (Repair Manual 02-02, Version:1/33 - Chapter 72-30.02). Σύμφωνα με την δήλωση του μηχανικού που τις εκτέλεσε, δεν αποσυναρμολογήθηκε το μεταλλικό καμπύλο συνδετικό τμήμα του αγωγού στο άκρο που ενώνεται με τον υπερτροφοδότη, καθώς δεν υπήρχε απαίτηση να απομακρυνθεί το τμήμα αυτό από τον υπερτροφοδότη.

Φωτογραφία που ελήφθη κατά την διάρκεια εκτέλεσης των εργασιών εφαρμογής του AD 2010-0136) και προσκομίσθηκε, δείχνει ότι το μεταλλικό καμπύλο συνδετικό τμήμα (B) παρέμεινε συναρμολογημένο και ασφαλισμένο με τον σφιγκτήρα συγκράτησής του επί του στομίου του υπερτροφοδότη. (Φωτ. 4)

(Στη φωτογραφία φαίνεται ο σφιγκτήρας (Σ) στην κανονική κλειστή θέση του, ενώ φαίνεται ελεύθερο το άλλο άκρο (Τ) του μεταλλικού καμπύλου τμήματος στο οποίο προσαρμόζεται ο ελαστικός αγωγός (Ε)).



Φωτ. 4 Ληφθείσα κατά την διάρκεια εφαρμογής του AD 2010-0136

(Στη ανωτέρω φωτογραφία φαίνεται ο σφιγκτήρας (Σ) στην κανονική κλειστή θέση του, ενώ φαίνεται ελεύθερο το άλλο άκρο (Τ) του μεταλλικού καμπύλου τμήματος στο οποίο προσαρμόζεται ο ελαστικός αγωγός (Ε)).

Η αφαίρεση του ελαστικού αγωγού (Ε) από το άλλο άκρο του μεταλλικού καμπύλου τμήματος, έγινε με το άνοιγμα των σφιγκτήρων (Γ) και (Δ).

1.7 Πληροφορίες Εταιρίας «Κρητικός Αετός»

Η εταιρία «Κρητικός Αετός» είναι μονοπρόσωπη εταιρία περιορισμένης ευθύνης, ιδρυθείσα στις 2 Αυγούστου 2004, με έδρα στον Δήμο Αλικαρνασσού Ηρακλείου Κρήτης και λειτουργεί εντός του Αεροδρομίου «Ν. Καζαντζάκης» του Ηρακλείου Κρήτης. Μεταξύ των καταστατικών σκοπών αυτής είναι η εκμετάλλευση σχολής χειριστών αεροσκαφών και στροφιοπτέρων, οι ενοικιάσεις αεροσκαφών, οι αεροφωτογραφίες, η εξυπηρέτηση και εμπορία α/φ, ανταλλακτικών, καυσίμων, λιπαντικών καθώς και οι επισκευές αεροσκαφών, η εκμετάλλευση σχολής αλεξιπτωτιστών, αεραθλητικού κέντρου κλπ.

Η εν λόγω εταιρεία κατέχει άδεια σχολής εκπαίδευσης και για τις εκπαιδευτικές της ανάγκες χρησιμοποιεί με μίσθωση το α/φ SX-CCA, τύπου Cessna 172 R, ιδιοκτησίας της EFG EUROBANK ERGASIAS LEASING. Επίσης κατέχει τις απαραίτητες άδειες χρήσης και μόνιμης στάθμευσής του α/φ στον ΚΑΗΚ.

1.8 Μετεωρολογικές πληροφορίες

Από την ταινία καταγραφής της διεύθυνσης και της έντασης του ανέμου στον Κρατικό Αερολιμένα Ηρακλείου (ΚΑΗΚ) περί την 07:00 UTC την ημέρα του συμβάντος 17/07/2010, διαπιστώθηκε ότι η διεύθυνση του ανέμου ήταν από 310°, με ένταση 17-18 kt, η θερμοκρασία ήταν 28° C, επικρατούσε ελαφρά νέφωση σε υψόμετρο πάνω από 2000 ft και η βαρομετρική πίεση ήταν 1009 mb .

*“LGIR 170650Z 31018KT 9999 FEW020 28/22 Q1009=
LGIR 170720Z 31017KT 9999 FEW020 28/23 Q1009=”*

1.9 Αεροναυτιλιακά Βοηθήματα

Δεν έχει εφαρμογή.

1.10 Επικοινωνίες

Από την απομαγνητοφώνηση των συνομιλιών δεν προκύπτει ότι υπήρξε κάποιο πρόβλημα στις επικοινωνίες.

1.11 Πληροφορίες Αεροδρομίου

Ο Κρατικός Αερολιμένας Ηρακλείου “Ν. Καζαντζάκης” διαθέτει δύο διαδρόμους προσγείωσης τον 09/27 με διαστάσεις 2714 m x 45 m και τον 12/30 με διαστάσεις 1566 m x 50 m.

Την ημέρα του συμβάντος, 17 Ιουλίου 2010, δεν αναφέρθηκε κάποια δυσλειτουργία ή μεταβολή στη συνήθη χρήση του αερολιμένα ή των συστημάτων του.

1.12 Δοκιμές και Έρευνες

Προκειμένου να διαπιστωθεί η αιτία της θραύσης του σφικτήρα (wiggling clamp) και τμήματος του χείλους της αυλάκωσης τοποθέτησης του στεγανοποιητικού δακτυλίου στο στόμιο εξόδου του υπερτροφοδότη, στάλθηκαν για εξέταση στην εταιρεία Thielert Aircraft Engines Ltd - ως κατασκευάστρια εταιρεία και οργανισμός συντήρησης του κινητήρα - τα ακόλουθα: Ο υπερτροφοδότης με αρ. σειράς 11525, ο σφικτήρας (εικ. 1, αρ. 7), το

μεταλλικό καμπύλο συνδετικό τμήμα (Turbo pipe) (βλέπε φωτ. 4 και εικ. 1, αρ. 9).

Η έκθεση της εταιρείας (Παράρτημα 1) μετά από την εξέταση αναφέρει τα ακόλουθα συμπεράσματα :

«Όπως διαπιστώθηκε από την εξέταση του υπερτροφοδότη, (μεταλλικό στόμιο εξόδου υπερτροφοδότη), η περιοχή (περιμετρική μεταλλική εξοχή / χείλος) γύρω από την λωρίδα (strip) που χρησιμεύει για την τοποθέτηση του στεγανοποιητικού δακτυλίου (O-ring), είχε σπάσει κατά το $\frac{1}{4}$ της διαμέτρου και έλειπε.» (φωτ.12, 13, Παράρτημα 1)

«Η επιφάνεια της θραύσης είχε έντονα αλλοιωθεί υποδεικνύοντας ότι η θραύση ήταν παλαιότερης προέλευσης.»

«Η περιμετρική προεξοχή (χείλος) της λωρίδας έδρασης του στεγανοποιητικού δακτυλίου που υπάρχει στο στόμιο του υπερσυμπιεστή, όπως και στον συνδετικό σωλήνα καθώς και οι περιμετρικές προεξοχές (οι γωνίες στα άκρα) που υπάρχουν στο σφιγκτήρα (Wiggins clamp), διαμορφώνουν μια συμπαγή σύνδεση.»

«Εάν όμως η περιμετρική προεξοχή λείπει, οι δύο συνδεόμενοι σωλήνες θα συμπιεστούν όχι ισομερώς μεταξύ τους, όπως φαίνεται στις Φωτ. 14, 15, 22, 23» (Παράρτημα 1)

«Αυτό (η ανισομερής συμπίεση) έχει σαν αποτέλεσμα την ανάπτυξη εξαιρετικά μεγάλης τάσης στον σφιγκτήρα, η οποία ακολούθως θα προκαλέσει ζημιά, πχ μία θραύση στην πλευρική λωρίδα του σφιγκτήρα ή μία πλήρη θραύση του σφιγκτήρα.» (Φωτ. 16, 17, 18, 19, Παράρτημα 1).

«Μία πιθανή εξήγηση της θραύσης της προεξοχής στον υπερτροφοδότη είναι η άσκηση μοχλικής δύναμης όταν αφαιρέθηκε το κολάρο και ο σφιγκτήρας (Wiggin clamp). Καθαρά ίχνη μοχλικής δύναμης φαίνονται στον υπερτροφοδότη.» (Φωτ. 13, Παράρτημα 1).

Μετά την εξέταση των θραυσμένων επιφανειών στο εργαστήριο η έκθεση συνεχίζει :

“Κατά την μακροσκοπική εξέταση βρέθηκαν ρινίσματα και φθορές στην περιοχή στεγανοποίησης του υπερτροφοδότη, τα οποία προκλήθηκαν από εξωτερικές δυνάμεις. Ο σφιγκτήρας (Wiggins) έχει σπάσει σε πολλά σημεία. Τα σημεία επαφής μεταξύ του σωλήνα και του σφιγκτήρα ευρέθησαν με αρκετά έντονα σημάδια από πίεση».

«Οι περιοχές με έντονη διάβρωση στις σπασμένες επιφάνειες του σφιγκτήρα και του υπερτροφοδότη οδηγούν στο συμπέρασμα ότι οι ζημιές και μερικά σπασίματα υπήρχαν πριν από κάποιο χρονικό διάστημα.”

Και η έκθεση τελειώνει με το ακόλουθο περιληπτικό συμπέρασμα :

“Τα σημάδια από την εφαρμογή μοχλού τα οποία ευρέθησαν στην περιμετρική αυλάκωση (περιμετρική λωρίδα) του υπερτροφοδότη (από την πλευρά φρέσκου αέρα) και η επακόλουθη πρόκληση της θραύσης της προεξοχής (γωνία) του σφικτήρα (strip on the Wiggins clamp) δείχνουν ξεκάθαρα το αρχικό σημείο του συμβάντος.(φωτ. 17) Όλες οι περαιτέρω φθορές και τα ίχνη πρέπει να θεωρηθούν ως δευτερεύουσες ζημιές.»

«Λόγω της θραύσης της λωρίδας (χείλος αυλάκωσης για την έδραση του στεγανοποιητικού δακτυλίου στο στόμιο εξόδου του υπερτροφοδότη) οι δύο σωλήνες χτυπούσαν μεταξύ τους, γεγονός που προκάλεσε την θραύση του σφικτήρα. Η πλευρά πίεσης του υπερτροφοδότη έχασε τις στεγανοποιητικές της ιδιότητες και έτσι εξηγείται η απώλεια πίεσης.

Λόγω των διαφορετικών εξελίξεων γήρανσης και διάβρωσης των επιφανειακών ρωγμών, η διαδικασία ήταν συνεχής για κάποιο χρονικό διάστημα.”

2 Ανάλυση

Το πρόβλημα παρουσιάστηκε μετά την απογείωση, ενώ το α/φ βρισκόταν σε ύψος 300 ft περίπου, όταν ο PICUS έφερε τα στοιχεία του κινητήρα από το 100% στο 95%. Τα στοιχεία δεν σταθεροποιήθηκαν στο 95% και η πτωτική τάση αυτών συνεχίστηκε μέχρι το 85% περίπου, όταν ακούστηκε ένας υπόκωφος θόρυβος προερχόμενος από τον χώρο του κινητήρα, και έκτοτε η πτώση των στροφών ήταν ραγδαία.

Στον έλεγχο που έκανε ο κυβερνήτης, μετά την στάθμευση του α/φ, διαπιστώθηκε ότι είχε σπάσει ο σφικτήρας που συγκρατούσε την σωλήνωση του αγωγού που συνδέει τον υπερσυμπιεστή με το ψυγείο αέρος, καθώς και τμήμα της περιοχής (περιμετρική μεταλλική εξοχή / χείλος) γύρω από την λωρίδα (strip) που χρησιμεύει για την τοποθέτηση του στεγανοποιητικού δακτυλίου, στο στόμιο εξόδου του υπερτροφοδότη.

Αυτό είχε ως αποτέλεσμα να αποσυνδεθεί τελείως ο αγωγός από τον υπερτροφοδότη και να μειωθεί στο ελάχιστο η πίεση εισαγωγής στο ψυγείο αέρος και επομένως και στην εισαγωγή του κινητήρα., με αποτέλεσμα την πτώση των στροφών του.

Σύμφωνα με την έκθεση του κατασκευαστή του κινητήρα, (Thielert Aircraft Engines Ltd), το σπάσιμο της περιμετρικής προεξοχής γύρω από την λωρίδα που χρησιμεύει για την τοποθέτηση του στεγανοποιητικού δακτυλίου στο στόμιο εξαγωγής του υπερτροφοδότη, προήλθε από εφαρμογή εξωτερικής δύναμης. Το σημάδι που υπάρχει ακριβώς πάνω από την σπασμένη περιοχή (φωτ. 5)



Ίχνη ζημιάς
προσκληθείσας
από μοχλό
ακριβώς πάνω από
την σπασμένη
περιοχή της
προεξοχής

Φωτ. 5

υποδεικνύει ότι αντικείμενο χρησιμοποιήθηκε σαν μοχλός (πιθανό για την εξαγωγή του σφιγκτήρα) και από την πίεση που ασκήθηκε πάνω στη προεξοχή προήλθε το σπάσιμο τμήματος αυτής. Αυτή ήταν και η γενεσιουργός αιτία του συμβάντος καθότι:

Αν και οι δύο πλευρές του σφιγκτήρα περιφερειακά σχηματίζουν γωνίες, οι οποίες πιάνουν τις προεξοχές (τα χείλη) των αυλακώσεων για την τοποθέτηση των στεγανοποιητικών δακτυλίων, που υπάρχουν τόσο στο στόμιο εξόδου του υπερτροφοδότη όσο και στο μεταλλικό συνδετικό σωλήνα και διαμορφώνεται έτσι μία συμπαγής σύνδεση, η έλλειψη τμήματος της περιμετρικής προεξοχής στο στόμιο εξόδου του υπερτροφοδότη επέτρεπε στους δύο συνδεδεμένους σωλήνες να συμπιεσθούν μεταξύ τους ανισομερώς. Σημάδια της ανισομερούς συμπίεσης φαίνονται καθαρά στις φωτογραφίες 14,15,22,23. (Παράρτημα 1)

Η ανισομερής συμπίεση των δύο σωλήνων είχε σαν αποτέλεσμα την ανάπτυξη εξαιρετικά μεγάλης τάσης στον σφιγκτήρα, η οποία στη συνέχεια προκάλεσε την θραύση αρχικά της αριστερής πλευράς του σφιγκτήρα. (Φωτ.24, 25 – Παράρτημα 1)

Από τις διαφορετικής ηλικίας ρωγμές στον σφιγκτήρα, καθώς και από την διάβρωση και την αιθάλη που βρέθηκαν στις κατεστραμμένες περιοχές, προκύπτει ότι το συμβάν αναπτύχθηκε κατά την διάρκεια μιας μακρύτερης χρονικής περιόδου.

Κατά την εκτέλεση των εργασιών στον οργανισμό συντήρησης, για την 50ωρη επιθεώρηση και την εφαρμογή του AD, η σύνδεση υπερτροφοδότη – σωλήνα δεν απαιτήθηκε να αποσυναρμολογηθεί και οι θραύσεις στο χείλος του υπερσυμπιεστή και στον σφιγκτήρα δεν έγιναν αντιληπτές.

Η αποσυναρμολόγηση της σύνδεσης και η αφαίρεση του ελαστικού αγωγού από το άλλο άκρο του μεταλλικού σωλήνα και στη συνέχεια η επανατοποθέτηση του, πιθανόν να

επέφεραν κάποια επιδείνωση στις υπάρχουσες ρωγμές στον σφικτήρα της σύνδεσης υπερτροφοδότη – σωλήνα.

Τα παραπάνω σε συνδυασμό με την λειτουργία του κινητήρα, τους κραδασμούς που δέχεται όλη η περιοχή και την πιθανή μειωμένη απόδοση των αντικραδασμικών συνδέσμων, είχαν σαν αποτέλεσμα να σπάσει και η δεξιά πλευρά του σφικτήρα στο στάδιο της απογείωσης την ημέρα του συμβάντος, να αποσυναρμολογηθεί η σύνδεση και να αποσπαστεί βίαια ο αεραγωγός (*υπόκωφος θόρυβος που ακούστηκε κατά την φάση ανόδου του αεροσκάφους*) από τον υπερσυμπιεστή. Αυτό είχε ως συνέπεια την απώλεια συμπίεσης στην εισαγωγή του κινητήρα και την μεγάλη πτώση ισχύος που παρατηρήθηκε από 95% στο 30%.

3 Συμπεράσματα

3.1 Διαπιστώσεις

- 3.1.1** Ο PIC αντέδρασε ψύχραιμα και ορθά στο πρόβλημα ισχύος που παρουσιάστηκε στην φάση ανόδου του α/φ.
- 3.1.2** Στο α/φ είχαν γίνει ητελευταία προγραμματισμένη 50-ωρη επιθεώρηση και τα απαιτούμενα ADs, στις 6/7/2010, σε εγκεκριμένο Οργανισμό Συντήρησης, δηλαδή 11 ημέρες πριν τον συμβάν, έχοντας συμπληρώσει μέχρι και τις 16/7/2010 συνολικά 22 ώρες πτήσης.
- 3.1.3** Ο Οργανισμός Συντήρησης είναι εγκεκριμένος και έχει την αντίστοιχη άδεια και τις σχετικές εξουσιοδοτήσεις εν ισχύ από την ΥΠΑ.
- 3.1.4** Το α/φ δεν παρουσίαζε κανένα πρόβλημα κατά τις δοκιμές ισχύος του κινητήρα πριν από την πτήση και όλες οι ενδείξεις στο α/φ και στον κινητήρα ήταν φυσιολογικές.
- 3.1.5** Η πτώση των στροφών του κινητήρα, κατά το στάδιο της ανόδου μετά την απογείωση, προκλήθηκε από την απόσπαση από τον υπερτροφοδότη, του αγωγού που συνδέει τον υπερτροφοδότη (turbocharger) με το ψυγείο αέρος (intercooler). Αυτό είχε ως αποτέλεσμα την απώλεια συμπίεσης στην εισαγωγή του κινητήρα και την μεγάλη πτώση ισχύος που παρατηρήθηκε από 95% στο 30%.

- 3.1.6** Ο αγωγός αποσπάστηκε λόγω της θραύσης του σφιγκτήρα της σύνδεσης υπερτροφοδότη – αγωγού.
- 3.1.7** Η θραύση του σφιγκτήρα ήταν σταδιακή (αρχικά το αριστερό μέρος και την ημέρα του συμβάντος το δεξί) και προήλθε από τάσεις που αναπτύχθηκαν σε αυτόν, από την στιγμή που έσπασε τμήμα του χείλους της αυλάκωσης για την εφαρμογή του στεγανοποιητικού δακτυλίου στο στόμιο εξόδου του υπερτροφοδότη και άρχισαν να συμπιέζονται στην επιφάνεια επαφής τους το στόμιο εξόδου του υπερτροφοδότη και ο μεταλλικός σωλήνας του αγωγού.
- 3.1.8** Το σπάσιμο του χείλους της αυλάκωσης για την εφαρμογή του στεγανοποιητικού δακτυλίου στο στόμιο εξόδου του υπερτροφοδότη, προήλθε από εφαρμογή εξωτερικής δύναμης. Το σημάδι που υπάρχει ακριβώς πάνω από την σπασμένη περιοχή υποδεικνύει ότι, αντικείμενο (πχ κατσαβίδι) χρησιμοποιήθηκε σαν μοχλός (πιθανόν για την εξαγωγή του σφιγκτήρα) και από την πίεση που ασκήθηκε πάνω στο χείλος προήλθε το σπάσιμο τμήματός του. Αυτή ήταν και η γενεσιουργός αιτία του συμβάντος.
- 3.1.9** Από τις διαφορετικής ηλικίας ρωγμές στον σφιγκτήρα καθώς και από την διάβρωση και την αιθάλη που βρέθηκαν στις κατεστραμμένες περιοχές, προκύπτει ότι το συμβάν αναπτύχθηκε κατά την διάρκεια μιας μεγάλης χρονικής περιόδου (πολύ προγενέστερης του συμβάντος).
- 3.1.10** Κατά την εκτέλεση των εργασιών στον οργανισμό συντήρησης για την 50-ωρη επιθεώρηση και την εφαρμογή των ADs, η σύνδεση υπερτροφοδότη – σωλήνα δεν απαιτήθηκε να αποσυναρμολογηθεί και οι θραύσεις στο χείλος του υπερσυμπιεστή και στον σφιγκτήρα δεν έγιναν αντιληπτές.
- 3.1.11** Η αποσυναρμολόγηση της σύνδεσης και η αφαίρεση του ελαστικού αγωγού από το άλλο άκρο του μεταλλικού σωλήνα και στη συνέχεια η επανατοποθέτηση του, πιθανόν να επέφεραν κάποια επιδείνωση στις υπάρχουσες ρωγμές στον σφιγκτήρα της σύνδεσης υπερτροφοδότη – σωλήνα.

3.2 Πιθανά Αίτια

Εφαρμογή εξωτερικής δύναμης, πιθανόν για την εξαγωγή του κολάρου και του σφικτήρα της σύνδεσης (πχ. κατσαβίδι που χρησιμοποιήθηκε ως μοχλός), σε χρόνο πολύ προγενέστερο του συμβάντος, που είχε ως αποτέλεσμα:

- α) την θραύση τμήματος του χείλους της αυλάκωσης στο στόμιο εξόδου του υπερτροφοδότη,
- β) την ανισομερή συμπίεση του στομίου εξόδου του υπερτροφοδότη και του σωλήνα σύνδεσης στις επιφάνειες σύνδεσής τους,
- γ) την ανάπτυξη τάσεων στο σφικτήρα και με την πάροδο του χρόνου τελικά το σπάσιμο αυτού, με συνέπεια την αποσυναρμολόγηση της σύνδεσης, την απώλεια συμπίεσης στην εισαγωγή του κινητήρα και την πτώση της ισχύος του.

Ελληνικό, 13 Φεβρουαρίου 2013

Ο ΠΡΟΕΔΡΟΣ

Γ. Μπασούλης

**Ακριβές Αντίγραφο
Ο Γραμματέας**

Ν. Σ. Πουλιέζος

ΤΑ ΜΕΛΗ

Π. Βασιλόπουλος

Χ. Βάλαρης

Σ. Διονυσάτος

Δ. Μιχαλόπουλος

ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ 1

Έκθεση της εταιρείας Thielert Aircraft Engines Ltd

με ημερομηνία 12.01.2011

(Σελίδες 19)



**Loss of load pressure and
power during flight**

Call Sign: SX-CCA

Project: TAE 125-02-99
Document No.: TR 05-350006-458-01
Issue No.: 1
Issue Date: 12.01.2011
Page: 1
Contents: 1 von 19

Occurrence Investigation (Call Sign SX-CCA) Engine S/N 02-02-01715

Load Pressure Loss during Flight SX-CCA

Status: ~~Open~~/Closed

Prepared: D. Möckel	Checked: M. Steinberg, CVE	Approved: D. Hartung, OoA
------------------------	-------------------------------	------------------------------

**Loss of load pressure and
power during flight
Call Sign: SX-CCA**

Project: TAE 125-02-99
Document No.: TR 05-350006-458-01
Issue No.: 1
Issue Date: 12.01.2011
Page: 2
Contents: 2 von 19

Table of Contents:

1	Introduction	5
1.1	Description of Incident	5
1.2	Engine Details.....	6
1.3	Overview Authorization Request.....	6
1.4	Delivery serial numbers main components	7
2	Inspection	7
2.1	Fadec Data	7
2.2	Initial Inspection.....	10
3	Lab analysis of the fracture surfaces.....	15
4	Summary.....	19

**Loss of load pressure and
power during flight**
Call Sign: SX-CCA

Project: TAE 125-02-99
Document No.: TR 05-350006-458-01
Issue No.: 1
Issue Date: 12.01.2011
Page: 3
Contents: 3 von 19

List of Figures

Fig. 1: Area of pressure loss on the fresh air high pressure side → Customer photo	5
Fig. 2: Broken Wiggins clamp → Customer photo	5
Fig. 3: Round 27, no engine issues during idle flight	8
Fig. 4: Round 28, no engine issues during idle flight	8
Fig. 5: Round 29, Fadec change, no engine issues during idle flight	9
Fig. 6: Round 30, at 100% Load the load pressure suddenly drops	9
Fig. 7: Round 31, no MAP change despite adjustment of load	10
Fig. 8: Condition turbo	11
Fig. 9: Condition turbo	11
Fig. 10: Condition Wiggins clamp	11
Fig. 11: Condition turbo pipe	11
Fig. 12: Broken strip on the turbo	12
Fig. 13: Traces of leverage directly above the broken strip	12
Fig. 14: Sealing surface of the return pipe shows indentations from turbo	12
Fig. 15: Sealing surface of the turbo shows indentations from turbo pipe	12
Fig. 16: Broken Wiggins clamp	13
Fig. 17: Broken strip on the Wiggins clamp	13
Fig. 18: Fractures on the Wiggins clamp	13
Fig. 19: Fractures on the Wiggins clamp	14
Fig. 20: Damages on the joint surface of clamp and housing	15
Fig. 21: Fracture surface on the turbo	16
Fig. 22: Worn contact point	16
Fig. 23: Worn contact point	17
Fig. 24: Fracture surfaces on the clamp	17
Fig. 25: Fracture surfaces on the clamp	18
Fig. 26: Chipped edge on the clamp	18

List of Tables

Table 1: Overview ARs with complaint	7
--------------------------------------	---



**Loss of load pressure and
power during flight**
Call Sign: SX-CCA

Project: TAE 125-02-99
Document No.: TR 05-350006-458-01
Issue No.: 1
Issue Date: 12.01.2011
Page: 4
Contents: 4 von 19

Table 2: Delivery Components	7
------------------------------------	---

1 Introduction

1.1 Description of Incident

During climb flight with a Cessna Skyhawk 172 R (call sign SX-CCA), a loss of power accompanied by black smoke was noticed. The aircraft turned back and landed at the airport. During an initial inspection through the customer a broken Wiggins clamp on the fresh air high pressure side was found.

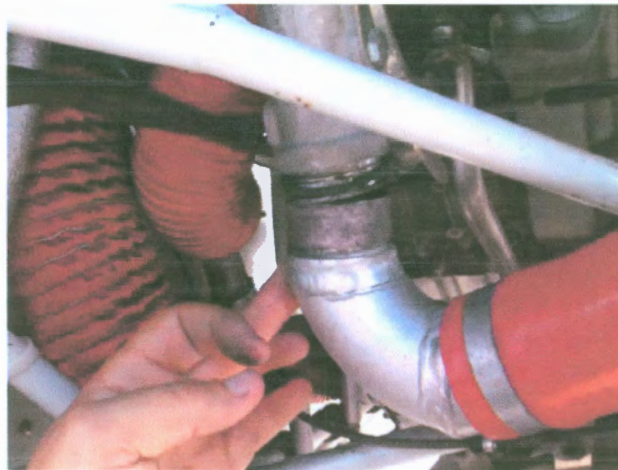


Fig. 1: Area of pressure loss on the fresh air high pressure side → Customer photo

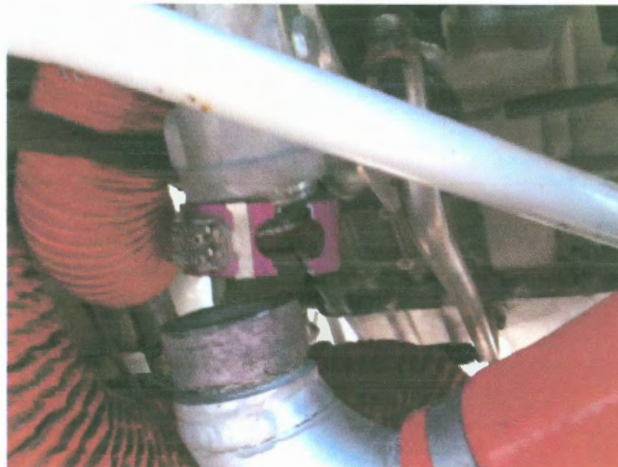


Fig. 2: Broken Wiggins clamp → Customer photo



**Loss of load pressure and
power during flight**
Call Sign: SX-CCA

Project: TAE 125-02-99
Document No.: TR 05-350006-458-01
Issue No.: 1
Issue Date: 12.01.2011
Page: 6
Contents: 6 von 19

The serial number of the turbocharger is 11525. The service centre had already changed the turbocharger from S/N 10963 to the current turbocharger with S/N 11525.

The incident, including Wiggins clamp, turbo pipe assy., O-ring and turbocharger, was filed through AR23984, sent back and documented under FM25374.

1.2 Engine Details

Service Centre: Dedalus Aviation Services
Aircraft: Cessna Skyhawk 172 R, 28V
S/N Cell: 17280126
Engine: TAE 125-02-99, 28V S/N: 02-02-01715
License: SX-CCA
Engine life at the time of the event
TTE: ca.950h

1.3 Overview Authorization Request

Only ARs with complaint are considered.

Table 1: Overview ARs with complaint

ARNr	Datum	Firmenname	AOG	S/N Motor	Kennzeichen	TTE	IP	TE	WA	WR	LR	
23984	2010-8-5 1:47 PM	Dedalus Aviation Services	TRUE	02-02-01715	SX-CCA	958.7	FALSE	FALSE	FALSE	FALSE	FALSE	F
	Bezeichnung	P/N	S/N	Inst.	Enf.	Inst. Datum	LEP	SB	Discr.	Bestellun	Anzahl	
	O-RING	NM-0000-0022801	0	3300:0	4256:7	22.10.2007	FALSE	FALSE	TRUE	TRUE	2	
	Wiggins fluid coupling	NM-0000-0024701	0	3300:0	4256:7	22.10.2007	FALSE	FALSE	TRUE	TRUE	1	
	SLEEVE	52-7520-H001301	0	3300:0	4256:7	22.10.2007	FALSE	FALSE	TRUE	TRUE	1	
	ASSY TURBO PIPE	20-7520-H001302	0	3300:0	4256:7	22.10.2007	FALSE	FALSE	TRUE	TRUE	1	
23788	2010-7-20 11:12 AM	Dedalus Aviation Services	TRUE	02-02-01715	SX-CCA	687.3	TRUE	TRUE	FALSE	FALSE	FALSE	F
	Bezeichnung	P/N	S/N	Inst.	Enf.	Inst. Datum	LEP	SB	Discr.	Bestellun	Anzahl	
	ASSY TURBOCHARGER	05-7241-K000602	10963	3300:0	3967:3	22.10.2007	FALSE	FALSE	TRUE	FALSE	1	
22218	2010-3-4 1:24 PM	EGNATIA AVIATION LTD	TRUE	02-02-01715	SX-CCA	884.48	TRUE	FALSE	FALSE	FALSE	FALSE	F
	Bezeichnung	P/N	S/N	Inst.	Enf.	Inst. Datum	LEP	SB	Discr.	Bestellun	Anzahl	
	HOSE OIL THERMOST	20-7250-H000701	-	3300:00	4184:46	05.04.2008	FALSE	FALSE	TRUE	TRUE	1	
	HOSE LINE, FUEL FIL	20-7310-H000102	-	3300:00	4184:46	05.04.2008	FALSE	FALSE	TRUE	TRUE	1	
19570	2009-7-17 9:04 AM	Egnatia Aviation	TRUE	02-02-01715	SX-CCA	710.9	TRUE	FALSE	FALSE	FALSE	FALSE	F
	Bezeichnung	P/N	S/N	Inst.	Enf.	Inst. Datum	LEP	SB	Discr.	Bestellun	Anzahl	
	STARTER 28V	05-8910-E002601	0	3300:0	4010:0	15.12.2007	FALSE	FALSE	TRUE	TRUE	1	
13494	2009-3-14 11:26 AM	GREEK AIR AVIATION SERVICES LT	FALSE	02-02-01715	SX-CCA	110.00	FALSE	TRUE	TRUE	FALSE	FALSE	F
	Bezeichnung	P/N	S/N	Inst.	Enf.	Inst. Datum	LEP	SB	Discr.	Bestellun	Anzahl	
	GEARBOX ASSY	05-7212-K000605	00239	3300:00	0:00	17.08.2007	FALSE	FALSE	TRUE	TRUE	1	
13452	2009-3-12 6:04 PM	GREEK AIR AVIATION SERVICES LT	FALSE	02-02-01715	SX-CCA	100.20	FALSE	TRUE	TRUE	FALSE	FALSE	F
	Bezeichnung	P/N	S/N	Inst.	Enf.	Inst. Datum	LEP	SB	Discr.	Bestellun	Anzahl	
	FUEL CAP	40-2819-H004901	0	2217:00	0:00	29.04.2004	FALSE	FALSE	TRUE	TRUE	1	

1.4 Delivery serial numbers main components

Table 2: Delivery Components

Kupplung / Clutch:	05-7211-K000304	20269	0.00	
Hochdruckpumpe / High pressure pump:	05-7312-K005301	0388	0.00	
Vorförderpumpe / Feed pump:	05-7312-K005801	00187	0.00	
Getriebe / Gearbox:	05-7212-K000505	00239	0.00	
FADEC:	05-7611-K000102	3732 (07/2007)	0.00	
Firmware:	02-7610-55101R7	TAE-125-m2 7		
Mapping:	20-7610-E001101	028V271CES		
Kabelbaum / Engine Loom:	05-7150-E001401	00020	0.00	
Alternator:	05-7150-E000601	00305	0.00	
Turbolader / Turbocharger:	05-7241-K001601	10963	0.00	

2 Inspection

2.1 Fadec Data

The following figures show the Fadec data at the time of the incident.

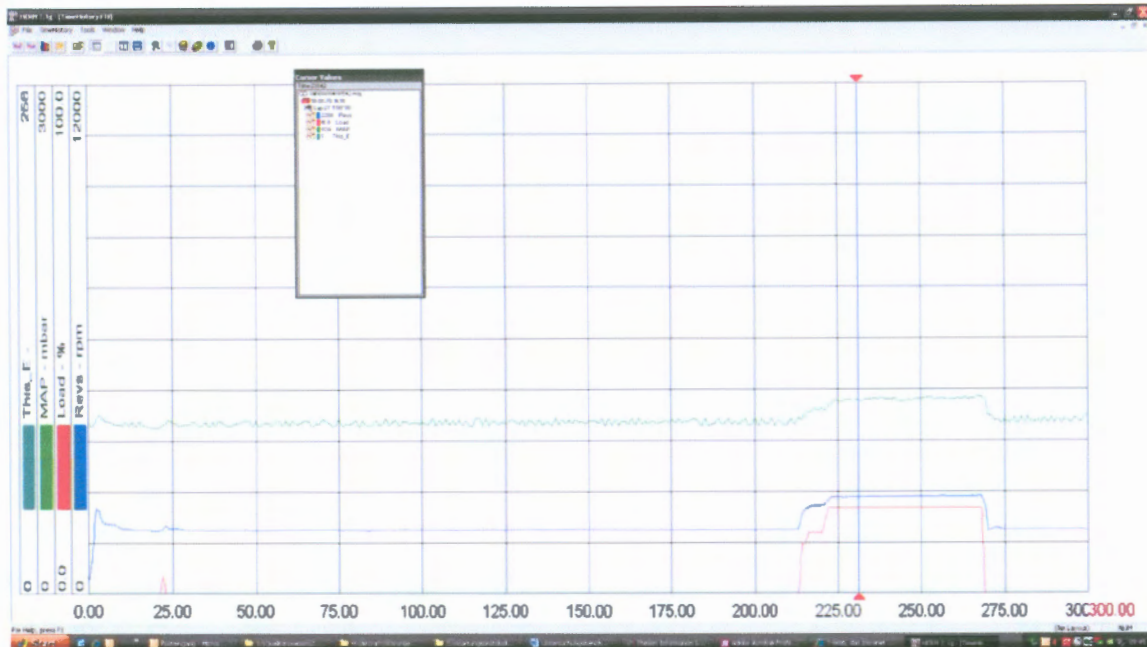


Fig. 3: Round 27, no engine issues during idle flight

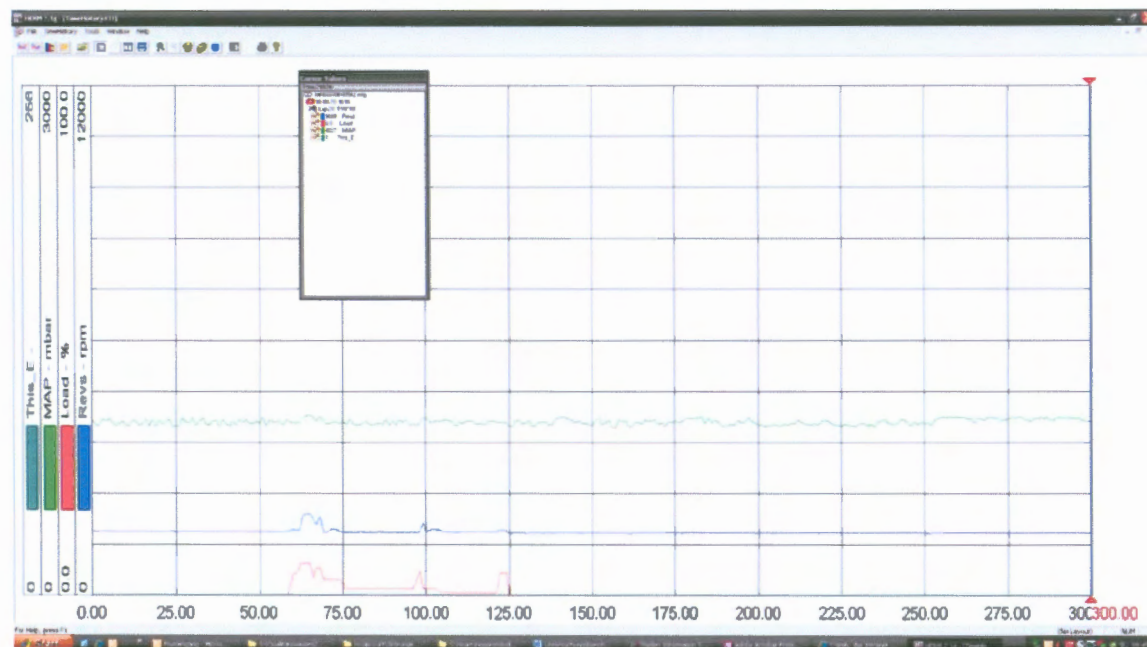


Fig. 4: Round 28, no engine issues during idle flight

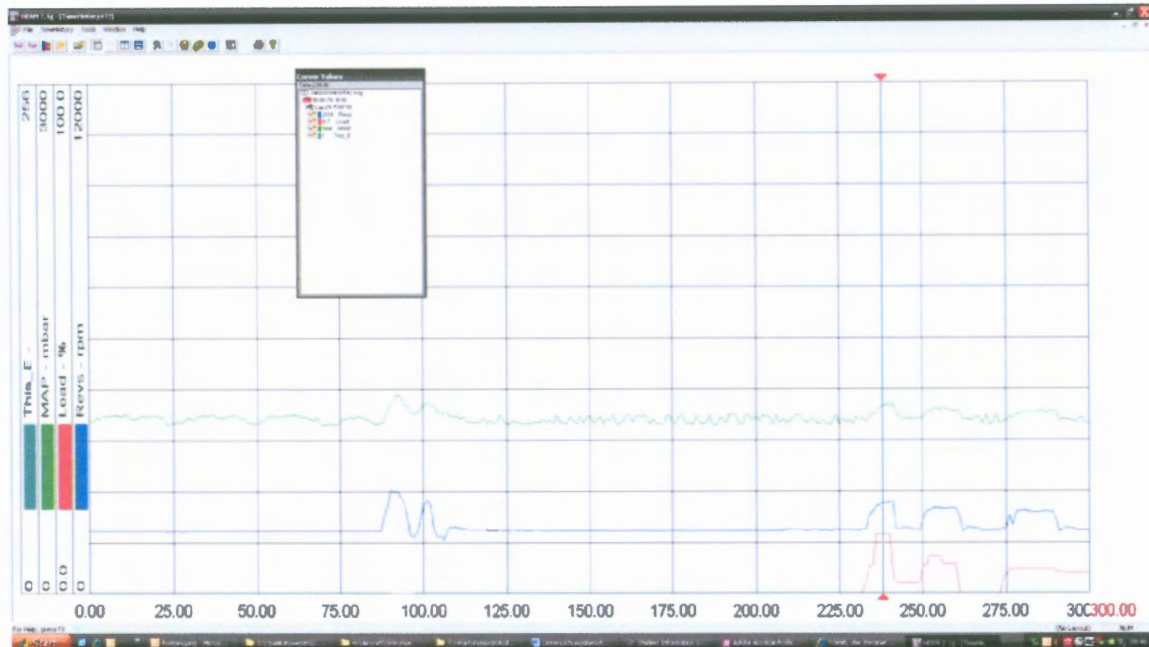


Fig. 5: Round 29, Fadec change, no engine issues during idle flight

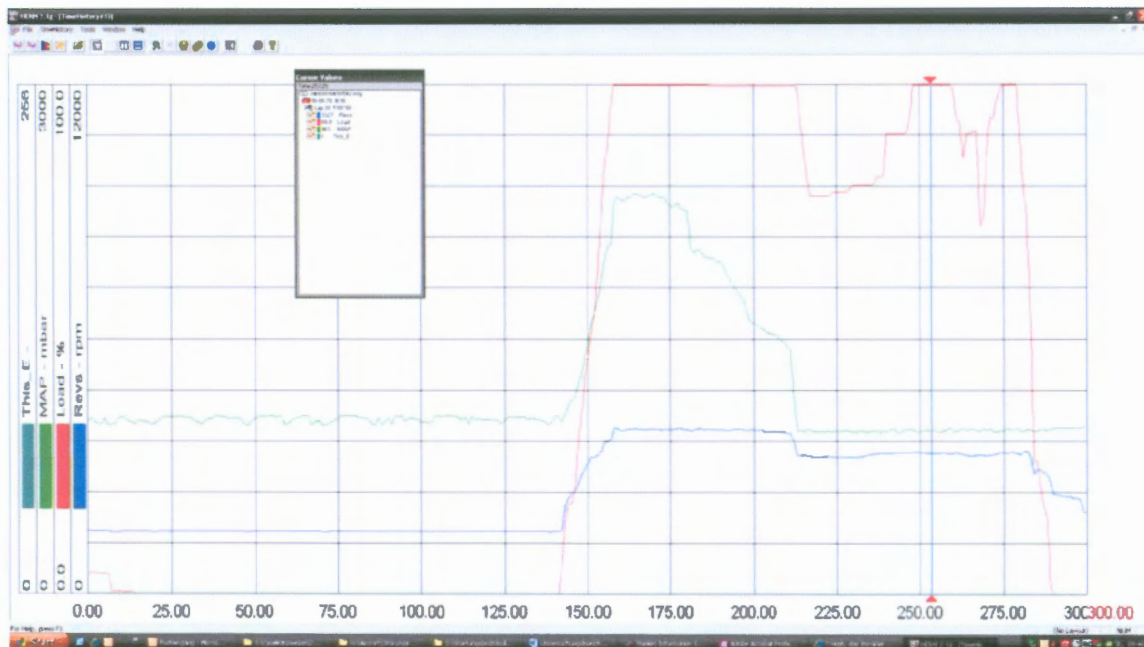


Fig. 6: Round 30, at 100% Load the load pressure suddenly drops

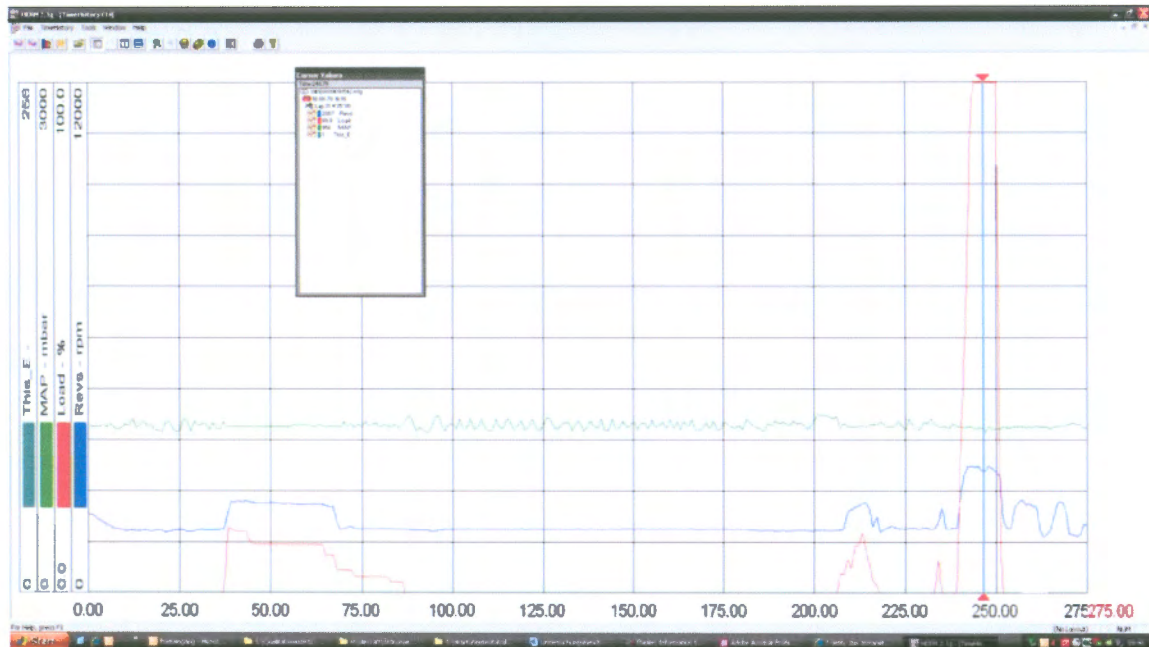


Fig. 7: Round 31, no MAP change despite adjustment of load

2.2 Initial Inspection

Initial inspection of the turbocharger was carried out in Prototype Production at Thielert Aircraft Engines GmbH.

Condition upon delivery:



Fig. 8: Condition turbo

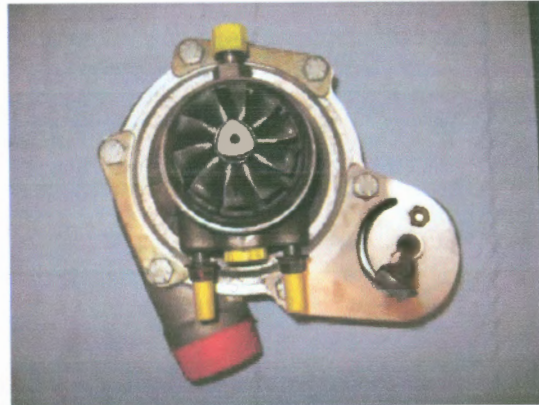


Fig. 9: Condition turbo



Fig. 10: Condition Wiggins clamp



Fig. 11: Condition turbo pipe

Inspection:

For further analysis the faulty connection between turbocharger and turbo pipe was inspected in detail.



Fig. 12: Broken strip on the turbo



Fig. 13: Traces of leverage directly above the broken strip (e.g. with a screw driver)

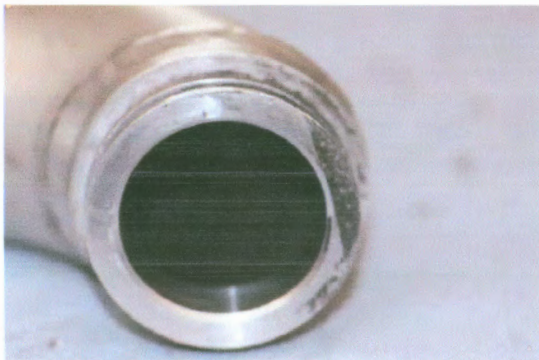


Fig. 14: Sealing surface of the return
pipe shows indentations from turbo

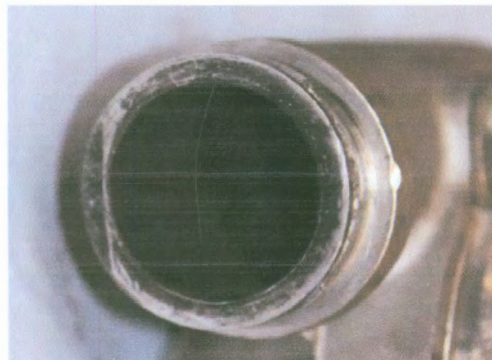


Fig. 15: Sealing surface of the turbo
shows indentations from turbo pipe

**Loss of load pressure and
power during flight
Call Sign: SX-CCA**

Project:	TAE 125-02-99
Document No.:	TR 05-350006-458-01
Issue No.:	1
Issue Date:	12.01.2011
Page:	13
Contents:	13 von 19



Fig. 16: Broken Wiggins clamp



Fig. 17: Broken strip on the Wiggins clamp

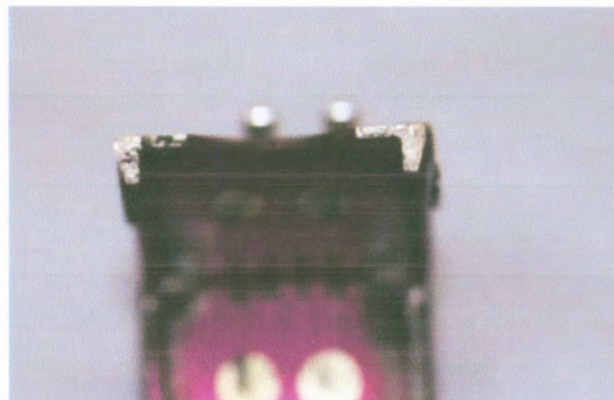


Fig. 18: Fractures on the Wiggins clamp

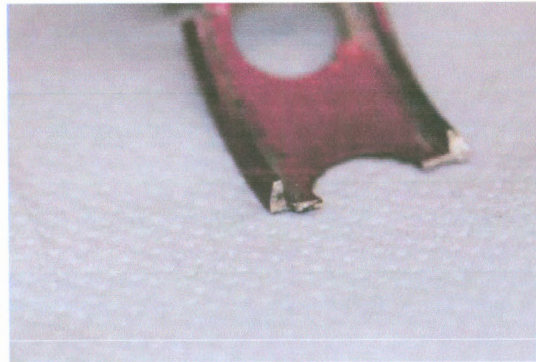


Fig. 19: Fractures on the Wiggins clamp

Conclusion:

The inspection showed that on the turbocharger the area around the strip used for the O-ring was broken by ca. $\frac{1}{4}$ of the diameter and was missing (see Fig. 12). The surface of the fracture is heavily contaminated indicating that the fracture is of older origin.

The circumferential strip on the turbocharger and the turbo pipe as well as the strip on the Wiggins clamp form a form-fit connection.

If, however, the strip is missing both connecting pipes will get jammed, as can be seen in Figures 14 and 15.

This will lead to extraordinarily high tension on the clamp, which in turn will cause damage, i.e. a fracture of the lateral clamp strip or a complete fracture on the clamp (see Figures 16-19).

One possible explanation for the fracture on the turbo is the application of leverage force when removing the collar and the Wiggins clamp. Clear traces of leverage can be found on this turbocharger (see Figure 13).

For further evaluation of the fracture surfaces the damaged parts were inspected at the laboratory.

3 Lab analysis of the fracture surfaces

The following figures are extracted from the report *R-QKL-NM-0000-FM25374-AR23984_01-11_Wigginsschelle*.



Fig. 20: Damages on the joint surface of clamp and housing
which can result by e.g. leverage force using a screwdriver



Fig. 21: Fracture surface on the turbo.

The progression of the fracture is angular, typical for forced fractures.

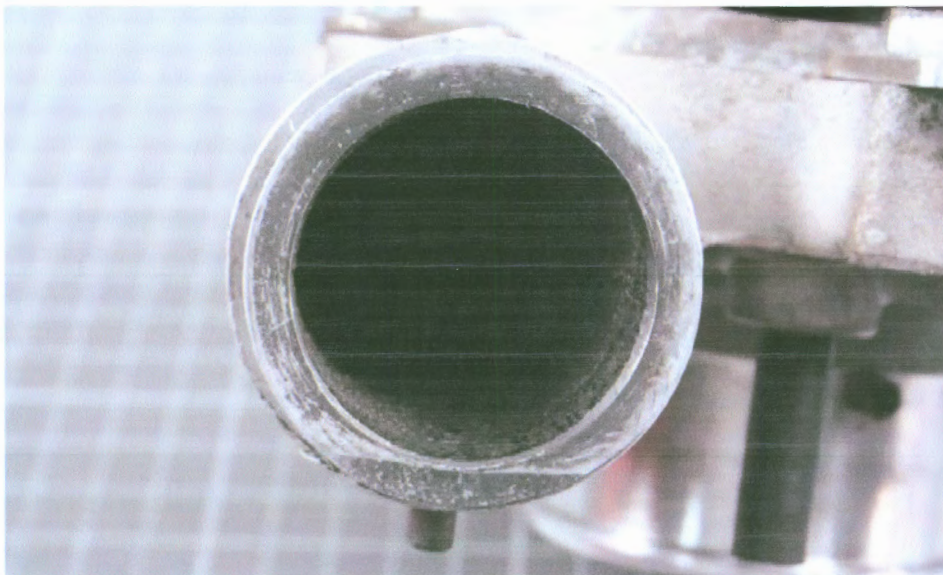


Fig. 22: Worn contact point
at the joining flange on the turbo side

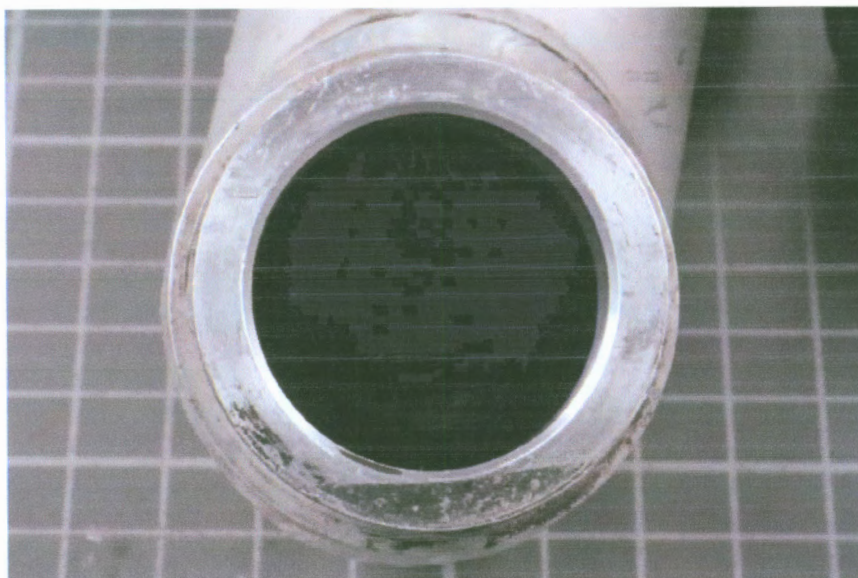


Fig. 23: Worn contact point
at the joining flange on the cooler side. Areas like this are caused by heavy
punctual contact with overlying vibrations.

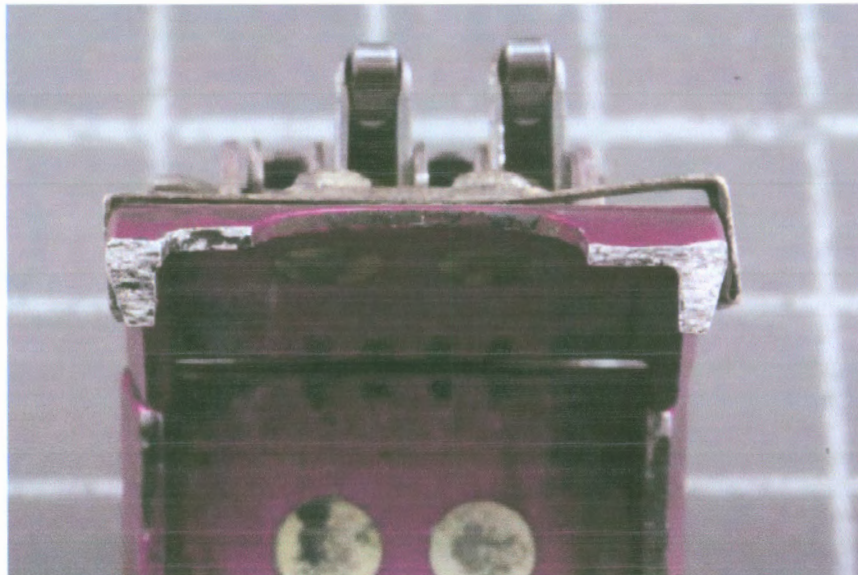


Fig. 24: Fracture surfaces on the clamp.
The fracture on the left side is older than the one on the right.

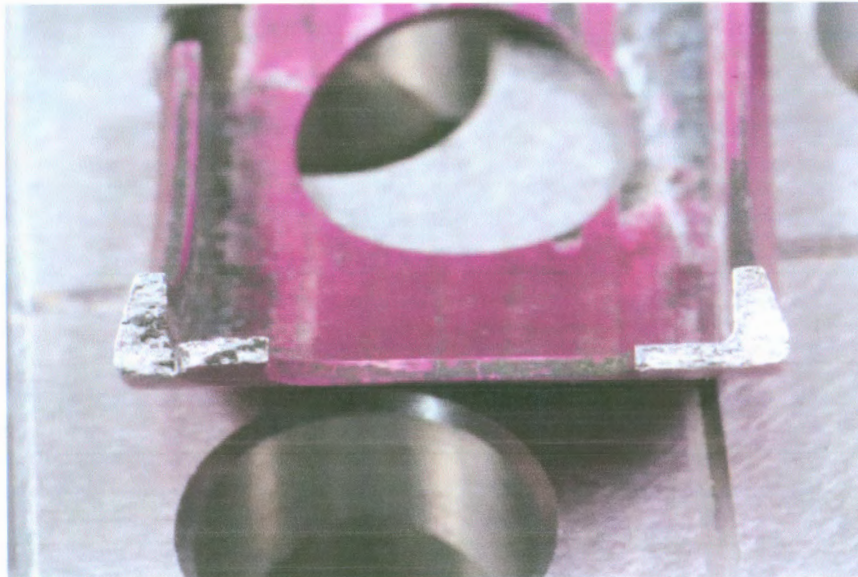


Fig. 25: Fracture surfaces on the clamp.

The fracture on the left side is older than the one on the right.



Fig. 26: Chipped edge on the clamp.

The fracture in the horizontal area is new, whereas the vertical fracture surface must be older.

Conclusion:

**Loss of load pressure and
power during flight****Call Sign: SX-CCA**

Project:	TAE 125-02-99
Document No.:	TR 05-350006-458-01
Issue No.:	1
Issue Date:	12.01.2011
Page:	19
Contents:	19 von 19

The macroscopic inspection found chipping and damages in the area of the turbo sealing, which were caused by external forces. The Wiggins clamp is broken in several places. The contact points between pipe connection and clamp show several severe pressure marks.

The heavily corroded areas on some fracture surfaces, both at the turbo and the clamp, lead to the conclusion that the damages and some of the fractures existed for some time already.

4 Summary

The leverage traces found on the circumferential groove of the turbocharger (fresh air side) and the subsequently caused breaking of the strip on the Wiggins clamp clearly show the starting point of the incident. All further damages and wear patterns are to be considered secondary damages.

Due to the breaking of the strip both pipes get jammed against each other, which causes the Wiggins clamp to break. The pressure side of the turbocharger lost its sealing properties, which is an explanation for the pressure loss.

Due to the differing ages and contamination of the fracture surfaces, the process was continuous for some time now.