



**ΕΛΛΗΝΙΚΗ ΔΗΜΟΚΡΑΤΙΑ
ΥΠΟΥΡΓΕΙΟ ΥΠΟΔΟΜΩΝ ΚΑΙ ΜΕΤΑΦΟΡΩΝ**

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



**ΕΚΘΕΣΗ ΔΙΕΡΕΥΝΗΣΗΣ ΣΟΒΑΡΟΥ ΣΥΜΒΑΝΤΟΣ
ΑΕΡΟΣΚΑΦΟΥΣ SX-IFR
ΣΤΗΝ ΠΕΡΙΟΧΗ ΑΜΥΓΔΑΛΕΩΝΑ ΚΑΒΑΛΑΣ
ΤΗΝ 02^η ΜΑΡΤΙΟΥ 2017**

ΕΚΘΕΣΗ ΔΙΕΡΕΥΝΗΣΗΣ ΣΟΒΑΡΟΥ ΣΥΜΒΑΝΤΟΣ
Ε 01 / 2019

Σοβαρό συμβάν αεροσκάφους SX-IFR
στην περιοχή Αμυγδαλεώνα Καβάλας
την 2^η Μαρτίου 2017.

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

- **Το Παράρτημα 13 της Σύμβασης του Σικάγο**
- **Τον Ευρωπαϊκό Κανονισμό 996/2010**
- **Τον Νόμο 2912/2001**

“Σύμφωνα με το Παράρτημα 13 της Σύμβασης για τη Διεθνή Πολιτική Αεροπορία, τον Κανονισμό (ΕΕ) 996/2010 και τον Ν. 2912/2001, η διερεύνηση αεροπορικών ατυχημάτων και συμβάντων δεν έχει σκοπό στην απόδοση υπαιτιότητας ή ευθύνης. Ο μοναδικός σκοπός της διερεύνησης και του πορίσματος είναι η πρόληψη των ατυχημάτων και συμβάντων.

Κατά συνέπεια, η χρήση αυτού του πορίσματος για οποιοδήποτε άλλο σκοπό εκτός από την πρόληψη των ατυχημάτων στο μέλλον θα μπορούσε να οδηγήσει σε λανθασμένες ερμηνείες.”

Η Επιτροπή Διερεύνησης Ατυχημάτων και Ασφάλειας Πτήσεων

Πρόεδρος
Αντώνιος Αθανασίου

Μέλη

Ακριβός Τσολάκης
Κυβερνήτης Α/φών, Διερευνητής

Γρηγόριος Φλέσσας
Κυβερνήτης Α/φών

Νικόλαος Τίκας
Μηχ/κός Η/Υ και Πληροφορικής

Παντελεήμων Μπότσαρης
Καθηγητής Δημοκρίτειου
Πανεπιστημίου Θράκης

Γραμματέας: Κ. Κατσουλάκης

ΠΙΝΑΚΑΣ ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΩΝ

ΠΙΝΑΚΑΣ ΠΕΡΙΕΧΟΜΕΝΩΝ.....	III
ΠΕΡΙΛΗΨΗ.....	1
1 ΠΡΑΓΜΑΤΙΚΑ ΓΕΓΟΝΟΤΑ	1
1.1 Ιστορικό της Πτήσης	1
1.2 Τραυματισμοί Προσώπων	3
1.3 Ζημιές α/φους	4
1.4 Άλλες ζημιές	4
1.5 Πληροφορίες επιβαινόντων	4
1.6 Πληροφορίες Αεροσκάφους	4
1.7 Μετεωρολογικές πληροφορίες.....	6
1.8 Αεροναυτιλιακά Βοηθήματα.....	7
1.9 Επικοινωνίες.....	7
1.10 Πληροφορίες αεροδρομίου	7
1.11 Καταγραφείς στοιχείων πτήσης.....	7
1.12 Πληροφορίες συντριμμάτων και πρόσκρουσης	8
1.13 Ιατρικές πληροφορίες	8
1.14 Πυρκαγιά	8
1.15 Επιβίωση.....	8
1.16 Δοκιμές και Έρευνες.....	8
1.17 Οργανωτικές και Διοικητικές πληροφορίες.....	9
1.18 Συμπληρωματικές Πληροφορίες	10
1.19 Χρήσιμες ή Αποτελεσματικές Τεχνικές Διερεύνησης.....	10
2 ΑΝΑΛΥΣΗ	10

3	ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ	11
3.1	Διαπιστώσεις	11
3.2	Πιθανά Αίτια	12
3.3	Συμβάλλοντες Παράγοντες.....	12
4	ΣΥΣΤΑΣΕΙΣ ΑΣΦΑΛΕΙΑΣ	12
5	ΠΑΡΑΡΤΗΜΑ	13

ΕΚΜΕΤΑΛΛΕΥΟΜΕΝΟΣ : **EGNATIA AVIATION Ε.Π.Ε.**

ΙΔΙΟΚΤΗΤΗΣ : **FICOSA LTD**

ΚΑΤΑΣΚΕΥΑΣΤΗΣ : **DIAMOND INDUSTRIES GmbH**

ΜΟΝΤΕΛΟ : **DA40NG**

ΧΩΡΑ ΚΑΤΑΣΚΕΥΗΣ : **ΑΥΣΤΡΙΑ**

ΕΘΝΙΚΟΤΗΤΑ : **ΕΛΛΗΝΙΚΗ**

ΣΤΟΙΧΕΙΑ ΝΗΟΛΟΓΗΣΗΣ : **SX-IFR**

ΤΟΠΟΣ ΑΤΥΧΗΜΑΤΟΣ : **ΑΜΥΓΔΑΛΕΩΝΑΣ ΚΑΒΑΛΑΣ**

ΗΜΕΡΟΜΗΝΙΑ & ΩΡΑ : **Πέμπτη 02/03/2017 στις 09:03h**

Σημείωση : Οι χρόνοι είναι τοπικοί
(τοπική ώρα = UTC + 2h)

ΠΕΡΙΛΗΨΗ

Στις 02/03/2017, το αεροσκάφος ιδιοκτησίας “FICOSA LTD” εκμεταλλευόμενο από την εταιρεία “EGNATIA AVIATION Ε.Π.Ε.” με αριθμό νηολογίου SX-IFR, κατά την διάρκεια εκπαιδευτικής πτήσης από το αεροδρόμιο της Καβάλας (LGKV), παρουσίασε μηχανική βλάβη στον κινητήρα και προσγειώθηκε με ασφάλεια στο ανενεργό στρατιωτικό αεροδρόμιο του Αμυγδαλεώνα (LGKM).

Η Επιτροπή Διερεύνησης Ατυχημάτων και Ασφάλειας Πτήσεων ενημερώθηκε αυθημερόν και με την ΕΔΑΑΠ/723/06-03-2017, όρισε ομάδα διερεύνησης.

Την 31/03/2017 εστάλη “Notification to International Authorities” και την 07/04/2017 το κράτος κατασκευής του α/φους όρισε διαπιστευμένο εκπρόσωπο (ACCREP).

1 ΠΡΑΓΜΑΤΙΚΑ ΓΕΓΟΝΟΤΑ

1.1 Ιστορικό της Πτήσης

Το αεροσκάφος αναχώρησε στις 08:38h από το αεροδρόμιο της Καβάλας (LGKV), με προορισμό την Βόρεια Εκπαιδευτική Περιοχή (North Training Area) η οποία βρίσκεται Β-ΒΔ του αεροδρομίου. Στα νότια όρια της περιοχής βρίσκεται το στρατιωτικό αεροδρόμιο του

Αμυγδαλεώνα (LGKM) στο οποίο αν και ανενεργό, παραμένει μικρή δύναμη της Π.Α. η οποία εδρεύει στην Χρυσούπολη. Η πτήση ήταν εκπαιδευτική, διάρκειας τριών ωρών και τριάντα λεπτών και είχε σαν τελικό προορισμό και πάλι το αεροδρόμιο της Καβάλας (LGKV). Περίπου 5 ναυτικά μίλια βόρεια του αεροδρομίου LGKM και περί ώρας 08:51 h, ο κυβερνήτης σε ύψος 2.500 ft κατά την διαδικασία ανόδου από τα 2.000 ft στα 3.000 ft, διαπίστωσε μείωση της ισχύος του κινητήρα, δόνηση και μυρωδιά λαδιού εντός του θαλάμου διακυβέρνησης. Άμεσα παρουσιάστηκε ένδειξη (warning) χαμηλής πίεσης λαδιού στον πίνακα οργάνων G1000 του α/φους. Κατόπιν αυτού, δηλώθηκε επείγουσα κατάσταση στον Ε.Ε.Κ. του αεροδρομίου LGKV και πρόθεση του χειριστή να προσγειώσει το α/φος στο στρατιωτικό αεροδρόμιο του Αμυγδαλεώνα (LGKM), όπως και έπραξε. Η πτήση από την χρονική στιγμή του συμβάντος μέχρι την προσγείωση του α/φους, σύμφωνα με κατάθεση του χειριστή διήρκεσε περίπου τρία λεπτά κατά την οποία η προαναφερόμενη μείωση της ισχύος του κινητήρα, δεν εμπόδισε την πλοήγηση αυτού.

Αμέσως μετά την προσγείωση ο κυβερνήτης ακινητοποίησε το αεροσκάφος στον διάδρομο και διέκοψε τη λειτουργία του κινητήρα, προκειμένου να αποφύγει τυχόν περεταίρω ζημιά σε αυτόν καθώς και ενδεχόμενη εκδήλωση πυρκαγιάς.

Δύο μηχανικοί από τον πιστοποιημένο οργανισμό συντήρησης του α/φους κατέφθασαν επιτόπου στο στρατιωτικό αεροδρόμιο του Αμυγδαλεώνα και μετά από εξέταση του κινητήρα, διαπίστωσαν διαρροή λαδιού από τον σωλήνα του διαχωριστή ελαίου (Φωτ. 1). Μετά την αντικατάσταση του σχισμένου σωλήνα (Φωτ. 2) με καινούργιο, τον καθαρισμό του κινητήρα και την πλήρωση αυτού με λάδι, πραγματοποιήθηκε επίγεια δοκιμή (ground run) κατά την διάρκεια της οποίας παρατηρήθηκαν κραδασμοί, λευκός καπνός από την εξαγωγή καυσαερίων, ενώ κατά τον έλεγχο πλήρους εφαρμογής στοιχείων ισχύος στον κινητήρα (full power check), αυτός απέδωσε μόνο το 65% της ισχύος του. Μετά την δοκιμή του κινητήρα, οι μηχανικοί πραγματοποίησαν χειροκίνητη περιστροφή της έλικας του α/φους, όπου διαπίστωσαν τρεις αντί τεσσάρων συμπίεσεων. Συνεπώς ο ένας εκ των τεσσάρων κυλίνδρων είχε υποστεί ζημιά και ο κινητήρας έπρεπε να αντικατασταθεί.



Φωτ. 1: Ο σωλήνας του διαχωριστή ελαίου



Φωτ. 2: Ο σχισμένος σωλήνας του διαχωριστή ελαίου μετά την αφαίρεσή του από τον κινητήρα

1.2 Τραυματισμοί Προσώπων

Τραυματισμοί	Πλήρωμα	Επιβάτες	Άλλοι
Θανάσιμοι	---	---	---
Σοβαροί	---	---	---
Ελαφροί / Κανείς	-- / 02	-- / --	-- / --

1.3 Ζημιές α/φους

Το α/φος δεν παρουσίασε καμία απολύτως ζημιά, εκτός της βλάβης του κινητήρα.

1.4 Άλλες ζημιές

Δεν έχει εφαρμογή.

1.5 Πληροφορίες επιβαινόντων

Ο κυβερνήτης του αεροσκάφους ήταν άνδρας ηλικίας 63 ετών.

Πτυχίο : Πτυχίο Part-FCL CPL(A)/PPL(A) με αριθμό GBR.FCL.CP.244400C.A σε ισχύ και αρχική απονομή την 13/08/2008.

Ικανότητες : Για αεροπλάνο SEP (land) σε ισχύ μέχρι την 31/10/2018. Πτυχίο εκπαιδευτή FI(A) σε ισχύ μέχρι την 31/10/2019.

Πιστ/κό Υγείας : Τάξης 1 και 2 σε ισχύ μέχρι την 03/08/2017 και 03/02/2018 αντίστοιχα.

Πτητική Εμπειρία : Ο χειριστής είχε συνολικά 7.376 ώρες πτήσης.

Ο εκπαιδευόμενος ήταν άνδρας ηλικίας 20 ετών.

Πτυχίο : Ερασιτεχνικό Πτυχίο με αριθμό PA10214 Ιορδανίας σε ισχύ μέχρι την 14/03/2019 και αρχική απονομή την 15/03/2016.

Πιστ/κό Υγείας : Τάξης 1 σε ισχύ μέχρι την 31/01/2018 και Τάξης 2 σε ισχύ μέχρι την 31/01/2022.

1.6 Πληροφορίες Αεροσκάφους

1.6.1 Γενικά

Το DA40NG είναι μονοκινητήριο ελικοφόρο α/φος, τεσσάρων θέσεων συμπεριλαμβανομένου του χειριστή, κατασκευασμένο από συνθετικά υλικά από την Diamond Aircraft Industries, διαθέτει προηγμένα ηλεκτρονικά συστήματα πλοήγησης και επικοινωνιών και χρησιμοποιείται ως εκπαιδευτικό α/φος.



Φωτ. 3: Το α/φος σταθμευμένο στο αεροδρόμιο LGKM

1.6.2 Σκάφος

Κατασκευαστής	: DIAMOND INDUSTRIES GmbH
Τύπος	: DA40NG
Αριθμός σειράς κατασκευής	: 40.N027
Έτος κατασκευής	: 2011
Μέγιστη Μάζα Απογείωσης (MTOM)	: 1.280 Kg
Σύνολο ωρών σκάφους από κατασκευής	: 3.198
Αριθμός Προσγειώσεων	: 3.447
Πιστοποιητικό Νηολόγησης:	Ημερομηνία έκδοσης 23/06/2011
Πιστοποιητικό Αξιοπλοΐας:	Ημερομηνία έκδοσης 23/06/2011
Πιστοποιητικό Ελέγχου Αξιοπλοΐας:	Σε ισχύ, Λήξη 22/06/2017
Άδεια Σταθμού α/φος:	Σε ισχύ, Λήξη 28/06/2017
Πιστοποιητικό Θορύβου:	Ημερομηνία έκδοσης 22/07/2011
Ασφαλιστήριο συμβόλαιο:	Σε ισχύ, Λήξη 25/05/2017.

1.6.3 Κινητήρας

Κατασκευαστής	: AUSTRO ENGINE GmbH
Τύπος	: E4-A
Αριθμός σειράς κατασκευαστή	: E4-A-00189
Μέγιστη Ισχύς / Στροφές	: 123,5 KW / 3.880 RPM
Σύνολο ωρών λειτουργίας από κατασκευής	: 1.698,5
Όριο Γενικής Επισκευής	: 1800 (+/-50) ώρες η 4380 (+/-30) ημέρες

1.6.4 Έλικά

Κατασκευαστής	: MT-PROPELLER ENTWICKLUNG GmbH
Τύπος	: MTV-6-R/190-69
Αριθμός σειράς κατασκευαστή	: 110161
Σύνολο ωρών λειτουργίας από κατασκευής	: 984,7

1.6.5 Συντήρηση

Το α/φος παρακολουθείτο από φορέα διαχείρισης διαρκούς αξιοπλοΐας με αριθμό έγκρισης EL.MG.0066. Η συντήρηση του α/φους γινόταν από πιστοποιημένο οργανισμό συντήρησης με αριθμό έγκρισης EL.MF.0002, με ικανότητα συντήρησης σε επίπεδο Γραμμής (Line) και Βάσης (Base) για το συγκεκριμένο τύπο α/φους.

Ο κινητήρας είχε τοποθετηθεί στις 13/12/13 και από την τελευταία 100 ωρών επιθεώρηση του είχε λειτουργήσει 51 ώρες, κατά την διάρκεια της οποίας ελέγχεται ο σωλήνας του διαχωριστή ελαίου (Oil Separator Breather Line).

Στο βιβλίο πτήσεων του α/φους δεν υπήρχε εγγραφή για κάποιο μηχανικό πρόβλημα, ούτε είχε αναφερθεί κάτι σχετικό από τον χειριστή.

1.6.6 Καύσιμα

Ο τύπος καυσίμου που χρησιμοποιήθηκε ήταν Jet A1 και τα αποτελέσματα της ανάλυσης δείγματος καυσίμου από πιστοποιημένο εργαστήριο της ημεδαπής στις 07/01/2016, δεν παρουσίαζαν αποκλίσεις από τις προδιαγραφές

1.6.7 Λιπαντέλαια

Το λιπαντέλαιο που χρησιμοποιούταν για τον κινητήρα ήταν CASTROL EDGE 0W-40 A3/B4 Q3. Η ανάλυση δείγματος ελαίου, έγινε σε πιστοποιημένο εργαστήριο της Ιταλίας στις 10/06/2016 και τα αποτελέσματα αυτής δεν παρουσίαζαν αποκλίσεις από τις προδιαγραφές.

1.7 Μετεωρολογικές πληροφορίες

Σύμφωνα με το Δελτίο Μετεωρολογικών Δεδομένων της περιοχής για την συγκεκριμένη ημέρα και ώρα του ατυχήματος,

LGKV 020650Z 00000KT 9999 FEW016 BKN025 BKN080 09/08 Q1010=
LGKV 020720Z 00000KT 9999 FEW016 BKN025 BKN080 09/08 Q1010=

η ορατότητα ήταν μεγαλύτερη των 10 km, υπήρχαν λίγα νέφη, άπνοια, η εξωτερική θερμοκρασία 09°C, το σημείο δρόσου 08°C και η βαρομετρική πίεση 1010 hPa (29,82 inHg).

1.8 Αεροναυτιλιακά Βοηθήματα

Δεν έχει εφαρμογή.

1.9 Επικοινωνίες

Ο κυβερνήτης του α/φους έκανε χρήση της συχνότητας του Π. Ε. Α. Καβάλας (LGKV) 118.400 KHz.

1.10 Πληροφορίες αεροδρομίου

Στο στρατιωτικό αεροδρόμιο του Αμυγδαλεώνα (LGKM) αν και ανενεργό, παραμένει μικρή δύναμη της Π. Α. η οποία εδρεύει στην Χρυσούπολη. Διαθέτει ασφαλτικό διάδρομο διαστάσεων 1.625 m X 30 m, ύψος αεροδρομίου 70,12 m από ΜΣΘ και σημείο αναφοράς 40°58'00''N και 024°21'00''E. Το αεροδρόμιο εξυπηρετεί πτήσεις VFR, ενώ από πλευράς πυρασφάλειας ανήκει στην κατηγορία MIL CAT 6.

1.11 Καταγραφείς στοιχείων πτήσης

1.11.1 Καταγραφείς Πτήσης

Το α/φος διαθέτει σύστημα EECU (Engine Electronic Control Unit), οι πληροφορίες του οποίου στάλθηκαν στον κατασκευαστή του κινητήρα για περαιτέρω ανάλυση.

1.11.2 Καταγραφέας Πύργου Ελέγχου Αεροδρομίου

Δεν έχει εφαρμογή.

1.12 Πληροφορίες συντριμμάτων και πρόσκρουσης

Δεν έχει εφαρμογή.

1.13 Ιατρικές πληροφορίες

Ουδείς εκ των δύο επιβαινόντων στο α/φος δεν τραυματίστηκε.

1.14 Πυρκαγιά

Δεν έχει εφαρμογή.

1.15 Επιβίωση

Δεν έχει εφαρμογή.

1.16 Δοκιμές και Έρευνες

Ο κινητήρας στάλθηκε στην κατασκευάστρια εταιρεία (Austro Engine GmbH) για επιθεώρηση και βρέθηκε το έμβολο του Νο. 4 κυλίνδρου με ρωγμή και φθορά (κανάλι διαφυγής αερίων καύσης από το εσωτερικό του κυλίνδρου προς την αυλάκωση λαδιού (oil groove) και τις δακτυλιοειδείς αυλακώσεις (ring grooves) του εμβόλου (Φωτ. 4 & 5). Για τον λόγο αυτό, το κατεστραμμένο έμβολο στάλθηκε για περαιτέρω διερεύνηση σε εξειδικευμένο εργαστήριο (OGI-Austrian Institute for castings) ώστε να διαπιστωθούν τα αίτια της ρωγμής και της φθοράς του (Παράρτημα 1).

Επιπλέον, οι εγχυτήρες καυσίμου (fuel injectors), στάλθηκαν για έλεγχο σε εξειδικευμένο επισκευαστικό κέντρο, όπου διαπιστώθηκε ότι ο εγχυτήρας του Νο. 4 κυλίνδρου παρουσίαζε υψηλότερη ροή καυσίμου από το προβλεπόμενο όριο.



Φωτ. 4: Πλαϊνή όψη του εμβόλου του Νο. 4 κυλίνδρου



Φωτ. 5: Κάτοψη του εμβόλου του Νο. 4 κυλίνδρου

1.17 Οργανωτικές και Διοικητικές πληροφορίες

Η Egnatia Aviation Ε.Π.Ε. είναι από τους μεγαλύτερους εκπαιδευτικούς οργανισμούς χορήγησης πτυχίων χειριστών α/φών στην Ελλάδα και στην Ευρώπη πιστοποιημένη από την EASA και δραστηριοποιείται στον Διεθνή Αερολιμένα Καβάλας (LGKV). Ιδρύθηκε τον Ιούλιο του 2006 και τα τελευταία δέκα χρόνια έχουν αποφοιτήσει από αυτήν περισσότεροι από 1.000 μαθητές από 54 χώρες. Ο Στόλος των α/φών της εταιρείας αποτελείται από τα μονοκινητήρια Diamond DV20 Katana, Diamond DA40NG και το δικινητήριο Diamond DA42 εξοπλισμένα με το Garmin 1000 Glass Cockpit καθώς επίσης και το καινούργιο α/φος AERO AT-3 εξοπλισμένο με αναλογικά όργανα. Η Σχολή απέκτησε πρόσφατα έναν σύγχρονο εξομοιωτή Alsim ALX.

1.18 Συμπληρωματικές Πληροφορίες

Δεν έχει εφαρμογή.

1.19 Χρήσιμες ή Αποτελεσματικές Τεχνικές Διερεύνησης

Δεν έχει εφαρμογή.

2 ΑΝΑΛΥΣΗ

Από έλεγχο που πραγματοποιήθηκε στα αρχεία συντήρησης του α/φους, προκύπτει ότι αυτή εκτελείτο σύμφωνα με το εγκεκριμένο πρόγραμμα συντήρησης και δεν βρέθηκε σε εκκρεμότητα κάποια Κατευθυντήρια Οδηγία (Airworthiness Directive) που θα μπορούσε να συμβάλει στην βλάβη της μηχανής. Επίσης ο χρόνος λειτουργίας της μηχανής ήταν εντός των προβλεπομένων ορίων για γενική επισκευή σύμφωνα με το πρόγραμμα συντήρησης.

Ο σωλήνας του διαχωριστή ελαίου (P/N E4A-53-100-501) που ήταν τοποθετημένος στον κινητήρα ήταν ο προβλεπόμενος σύμφωνα με τον εικονογραφημένο κατάλογο εξαρτημάτων του κινητήρα (Illustrated Parts Catalog) και είχε ελεγχθεί για την κατάστασή του στην τελευταία 100 ωρών επιθεώρηση, δηλαδή 51 ώρες πριν το συμβάν χωρίς ευρήματα.

Από τα αποτελέσματα ελέγχου των εγχυτήρων καυσίμου (fuel nozzles) από εξουσιοδοτημένο επισκευαστικό κέντρο, διαπιστώθηκε ότι ο εγχυτήρας του Νο. 4 κυλίνδρου παρουσίαζε μεγαλύτερη ροή καυσίμου από το προβλεπόμενο όριο. Αυτό είχε σαν αποτέλεσμα την αυξημένη θερμική καταπόνηση του εμβόλου στο συγκεκριμένο κύλινδρο.

Μετά την αποσυναρμολόγηση της μηχανής το έμβολο του κυλίνδρου Νο. 4 βρέθηκε με ρωγμή που άρχιζε από την κορυφή του εμβόλου και κατέληγε στην οπή του πείρου του. Από έλεγχο που πραγματοποιήθηκε στο έμβολο του κυλίνδρου Νο. 4 από εξειδικευμένο εργαστήριο, (Παράρτημα 1) βρέθηκε ότι η περιοχή έναρξης της ρωγμής, δεν παρουσίαζε μικροκατασκευαστικά ή μηχανικά ελαττώματα. Επίσης ο έλεγχος σκληρότητας του υλικού στη περιοχή έναρξης της ρωγμής στο εν λόγω έμβολο, ήταν 82 HB δείχνοντας μια τοπική αποδυνάμωση του κράματος αλουμινίου του εμβόλου που οφείλεται στην θερμική καταπόνηση κατά την λειτουργία του κινητήρα, που πιθανώς σε αυτό να συνέβαλε η αυξημένη παροχή καυσίμου του εγχυτήρα στο συγκεκριμένο κύλινδρο.

Επίσης σύμφωνα με το συμπέρασμα του εργαστηρίου που πραγματοποίησε τον έλεγχο στον έμβολο του Νο. 4 κυλίνδρου, η έναρξη της ρωγμής στην αποδυναμωμένη περιοχή του εμβόλου, οφείλεται σε καταπόνηση (fatigue crack) λόγω υπερφόρτωσης (overloading). Τα εν λόγω φορτία

πιο πιθανόν να προέρχονται από την κάμψη (bending movement) του εμβόλου η οποία είναι κάθετη στον άξονα του πεύρου του.

Επίσης διαπιστώθηκε ότι η ρωγμή έδωσε έξοδο διαφυγής των αερίων καύσης από το εσωτερικό του κυλίνδρου προς την αυλάκωση λαδιού (oil groove) και τις δακτυλιοειδείς αυλακώσεις (ring grooves) του εμβόλου. Αυτή η διαδρομή των αερίων καύσης σταδιακά με την λειτουργία του κινητήρα, δημιούργησε ένα φαρδύτερο κανάλι διαφυγής αερίων καύσης μεταξύ του κυλίνδρου και των δακτυλιοειδών αυλακώσεων (ring grooves) του εμβόλου. Επίσης παρατηρήθηκαν άλλες δύο ρωγμές, η μία στη αρχή της εισόδου στο κανάλι διαφυγής αερίων καύσης και η άλλη από το μέσον αυτού προς την οπή του πεύρου.

Μετά το συμβάν, αφού έγινε αντικατάσταση του σχισμένου σωλήνα του διαχωριστή ελαίου (Oil Separator Breather Line) με καινούργιο και την πλήρωση του κινητήρα με λάδι, πραγματοποιήθηκε επίγεια δοκιμή (ground run) κατά την διάρκεια της οποίας παρατηρήθηκαν κραδασμοί στον κινητήρα (όπως και στην πτήση πριν το συμβάν) και λευκός καπνός από την εξαγωγή καυσαερίων. Οι κραδασμοί αυτοί σε συνδυασμό με την διαφυγή αερίων καύσης από τον Νο. 4 κύλινδρο μέσω του καναλιού διαφυγής που δημιουργήθηκε λόγω της ρωγμής στο έμβολο και της περαιτέρω λειτουργίας του κινητήρα, πιθανώς να οδήγησαν στην καταπόνηση και την αστοχία του σωλήνα του διαχωριστή ελαίου.

3 ΣΥΜΠΕΡΑΣΜΑΤΑ

3.1 Διαπιστώσεις

3.1.1 Οι καιρικές συνθήκες δεν συνέβαλαν στην πρόκληση του ατυχήματος.

3.1.2 Ο εκπαιδευτής και ο εκπαιδευόμενος διέθεταν όλα τα απαιτούμενα πιστοποιητικά για την εκτέλεση της πτήσης.

3.1.3 Η συντήρηση του α/φους εκτελείτο σύμφωνα με το εγκεκριμένο πρόγραμμα συντήρησης, χωρίς κάποια εκκρεμότητα.

3.1.4 Το α/φος ήταν πτητικά αξιόπλοο και διέθετε σε ισχύ όλα τα νομιμοποιητικά έγγραφα.

3.1.5 Το καύσιμο και το λάδι του κινητήρα ήταν εντός προδιαγραφών.

3.1.6 Το έμβολο του Νο. 4 κυλίνδρου ήταν κατασκευασμένο σύμφωνα με τις προδιαγραφές του κατασκευαστή.

3.1.7 Ο εγχυτήρας του Νο. 4 κυλίνδρου παρουσίαζε ροή καυσίμου μεγαλύτερη του προβλεπόμενου ορίου.

3.1.8. Διαπιστώθηκε αποδυνάμωση του κράματος αλουμινίου λόγω θερμικής καταπόνησης στην περιοχή που άρχισε η ρωγμή.

3.2 Πιθανά Αίτια

Η παροχή καυσίμου μεγαλύτερη του προβλεπόμενου ορίου από τον εγχυτήρα του Νο. 4 κυλίνδρου, συνέβαλε στην θερμική καταπόνηση του εμβόλου του Νο. 4 κυλίνδρου, με αποτέλεσμα τη δημιουργία ρωγμής λόγω κόπωσης (fatigue crack).

3.3 Συμβάλλοντες Παράγοντες

Δεν έχει εφαρμογή.

4 ΣΥΣΤΑΣΕΙΣ ΑΣΦΑΛΕΙΑΣ

Δεν έχει εφαρμογή.

Νέα Φιλαδέλφεια, 06 Ιουνίου 2019

Ο ΠΡΟΕΔΡΟΣ

Αντώνιος Αθανασίου

Ακριβές Αντίγραφο

Ο Γραμματέας

Κυριάκος Κατσουλάκης

ΤΑ ΜΕΛΗ

Α. Τσολάκης

Γ. Φλέσσας

Ν. Τίκας

Π. Μπότσαρης



Österreichisches Gießerei-Institut
Parkstraße 21, 8700 Leoben, Austria
Tel.: +43 3842/431010
Fax.: +43 3842/431011
office@ogi.at, www.ogi.at

Examination Report

Failure analysis of a broken piston

Customer: Austro Engine GmbH
Rudolf-Diesel-Straße 11
2700 Wiener Neustadt

Report to: Mr. Nicolas Maciej
Tel.: +43 (0) 2622 - 23000 - 2557
Fax.: +43 (0) 2622 - 23000 - 2711
E-Mail: n.maciej@austroengine.at

Ordered by: Denise Pertl
Order date: 09.05.2017
Customer Order No.: EP0161458

Sample received on: 09.05.2017

Carried out by: DI Bernd Panzirsch
Department: Nonferrous / Failure analysis

ÖGI-task-no.: 56.653

Date of report: 30.05.2017

Verein für praktische Gießereiforschung
Österreichisches Gießerei-Institut
Vorstandsvorsitzender
KR Ing. Peter Maiwald
Geschäftsführer
Univ.-Prof. DI Dr. Peter Schumacher
DI Gerhard Schindelbacher

Bankverbindung: UniCredit Bank Austria AG
IBAN: AT08 1100 0009 1735 7600
BIC: BKAUATWW
UID-Nr.: ATU29756305
ZVR-Zahl: 283242682



1 Scope of examination

From Austro Engine GmbH a piston which exhibits a crack has been sent for investigations in order to analyse the cause for the existence of cracking.

The piston was mounted in engine E4-A-001889 at the 4th cylinder.

2 Investigations

The situation of the broken piston at receipt is given in fig. 1 to 7.

Additionally to the crack, the piston crown shows some imprints by foreign particles, which have been exemplary documented in figures 7, 8, 29 and 30. The imprints are not correlating with the fracture location (fig. 9). Additionally a gas channel has been generated between the combustion bowl and the ring grooves (fig. 7 and 10).

2.1 Fracture analysis

The piston suffered a crack which is orientated nearly parallel to the piston pin axis and which separated half of the piston crown between inlet-and-outlet valve pockets (fig 7). The location of the crack does not correlate with the injection spots on the crown (fig. 8 and 10).

On the outer diameter of the piston, where the ring package is positioned, the crack splits the top area of the piston until the piston pin bore and follows the bore towards the centre of the piston where the crack stopped in the middle of the piston (fig. 11 and 12). There the edge of the crack can be observed in the middle of the cone of the combustion chamber (fig. 8).

The crack of the piston has been carefully cut open in order to be able to analyse the fracture surface, which shows three individual fracture areas (Fig. 13, 14 and 21 and 22).

The main and primary fracture is a fatigue fracture starting at the inner radius of the crown opening into the combustion chamber bowl (at the transition radius from the crown to the bowl, fig. 15 and 16). At the fracture origin no mechanical damage or any notch-like defect can be detected (fig. 17 and 18).

From the fracture origin the crack propagated towards the piston pin bore, separating half of the piston (fig. 15). When reaching the bottom of the combustion chamber bowl the crack obviously linked the bowl with the cooling channel and (further on) the ring grooves. The hot combustion gases followed the crack and melted the aluminium in the vicinity, thereby creating a gas channel between the combustion chamber bowl and the ring grooves. Subsequently the channel was widened by hot gases blowing through the gap.

Two further fatigue fracture areas occurred between this gas channel and the piston pin bore, both showing their origin at the edges of the gas channel – one at the entrance and

the second one near the oil ring groove (fig. 19 and 20) - and therefore are interpreted as subsequent cracks.

In the SEM (Scanning Electron Microscope) no further details could be detected due to a layer of contaminations, which could not be removed by intense ultrasonic cleaning (fig. 23 and 24).

The location and the orientation of the crack has been influenced by bending loads which are increased normal to the axis of the piston pin, as the pin itself supports the stiffness parallel to its axis. These bending loads most probably resulted in a local stress situation within the area of the fracture origin.

2.2 Hardness Measurements

Hardness measurements have been implemented on the surface of the piston crown between the outlet valve pocket and the crack, showing a hardness of 90 HV30 (resp. approximately 85 HB) next to the crack, with a decrease of hardness within the area of the local injection spot (75 to 85 HV, 71 to 81 HB) and towards the valve pocket (75 HV30, approximately 71 HB, fig. 27).

A metallographic cross section has been prepared to investigate the microstructure, which does not expose any relevant deviation concerning the crack appearance (fig. 8). On this cross section a further hardness measurement was performed to see the hardness distribution from the crown towards the piston pin bore. The results of the hardness measurements are given in figure 28.

The hardness increases from 82 HB underneath the top surface of the crown to approximately 106 HB in a distance/depth of ~ 9 mm from the top face of the crown, measured along the surface of the combustion bowl. Therefore the fracture induction took place in a region of the piston, where the hardness is decreased due to the thermal impact during operation. The local hardness measured next to the fracture induction is approximately 82 HB.

As no further damage at the surface or within the microstructure of the piston is detectable at the fracture origin (fig. 25 and 26), it is suggested, that local overloads, resulting from the bending loads described above, have introduced the fatigue fracture supported by the weakening of the material by thermal impact.

2.3 General observations

Wear traces at the pistons skirt and in the area of the ring package can be traced up to the piston crown. To a certain extend this is a consequence of the oily residuals of the combustion process, which fill the gap between piston and cylinder.

It should be investigated, whether these residuals in the gap between piston crown and cylinder are responsible for possibly higher frictional forces causing additional bending and as a consequence additional stresses within the area of the main fracture induction.

3 Summary and Conclusion

The piston, which suffered a crack, has been investigated by stereomicroscopy, SEM, metallography and hardness measurements.

The crack of the piston, which has been induced at the transition radius from the crown to the combustion bowl, propagated parallel to the piston pin axis towards the piston pin bore separating half of the piston from outer diameter to the central cone. There is no local correlation between the injection spots or imprints in the crown by foreign particles and the crack. The character of the crack is that of a fatigue fracture.

At the fracture origin neither microstructural nor mechanical defects are existent. The hardness measured at the crack induction area is approximately 82 HB indicating a local softening of the aluminium-alloy due to the thermal impact during engine run.

When the crack propagated from the crown towards the piston pin bore it linked the oil groove and further the ring grooves with the combustion chamber bowl offering the combustion gases a gap to follow. As a consequence a gas channel between the combustion chamber bowl and the ring grooves occurred and gradually widened during engine run.

At the edges near the entrance of the gas channel and at half length of the gas channel two further fatigue cracks appeared separating the area of the piston below the gas channel until the piston pin bore.

Summing up the investigations the fatigue crack was induced due to overloading a thermally weakened material. The loads are most probably resulting from the bending movement of the piston normal to the piston pin axis.

Whether deposits from the combustion, which can be found at the crown on the outer diameter of the piston in the area of the ring package, have increased the loads due to additional frictional forces cannot be stated and should be further examined.

Imprints in the top face of the piston crown can be detected but they are not regarded as cause for the crack induction as their location does not correlate with the fracture induction.

This examination report with our task-no.: 56.653

Consists of 5 Text pages -- Tables 30 Figures -- Enclosure.



Managing Director:

Univ. Prof. DI Dr. Peter Schumacher

Technical Responsibility:

DI Bernd Panzirsch

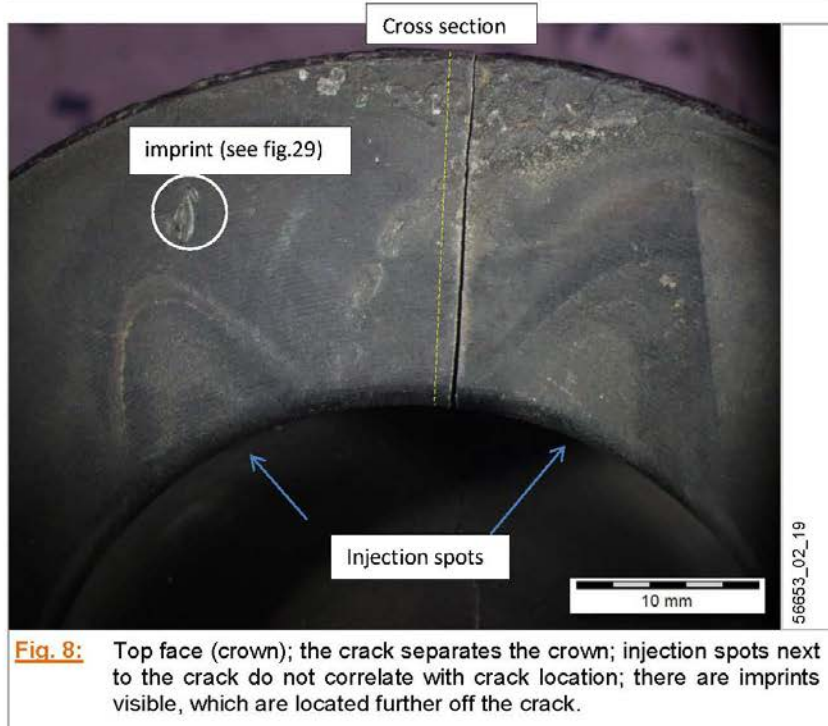
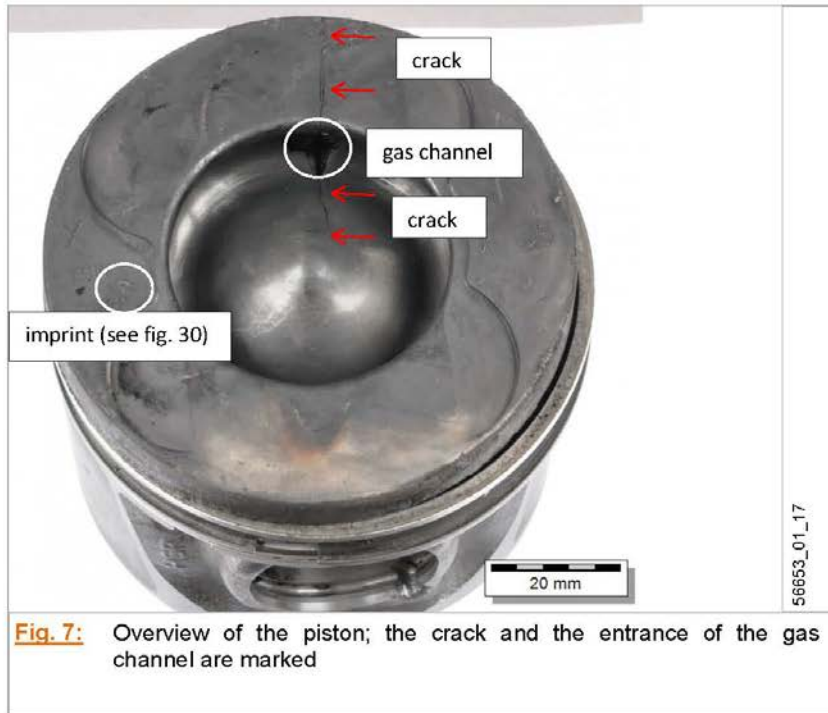
Customers are kindly asked to take back the items submitted for testing. Storable items, samples and remainders, will be stored for 6 months, metallographic specimens for 10 years. Return of items or longer periods of storage are possible only by prior agreement.

Reports may only be reproduced in full length. Test results mentioned in the report refer solely to the materials tested. All tests performed at ÖGI are subject to a quality assurance programme in acc. with EN ISO/IEC 17025 and the Austrian Accreditation Law BGBl. I Nr. 28/2012. The tests and measurements for which ÖGI is accredited are listed in www.ogi.at and in the current pricelist. Results of tests and measurements not covered by the accreditation are identified as such in the reports. Opinions, interpretations and recommendations, expressed in investigation- and R&D-reports, do not fall within the scope of accreditation.









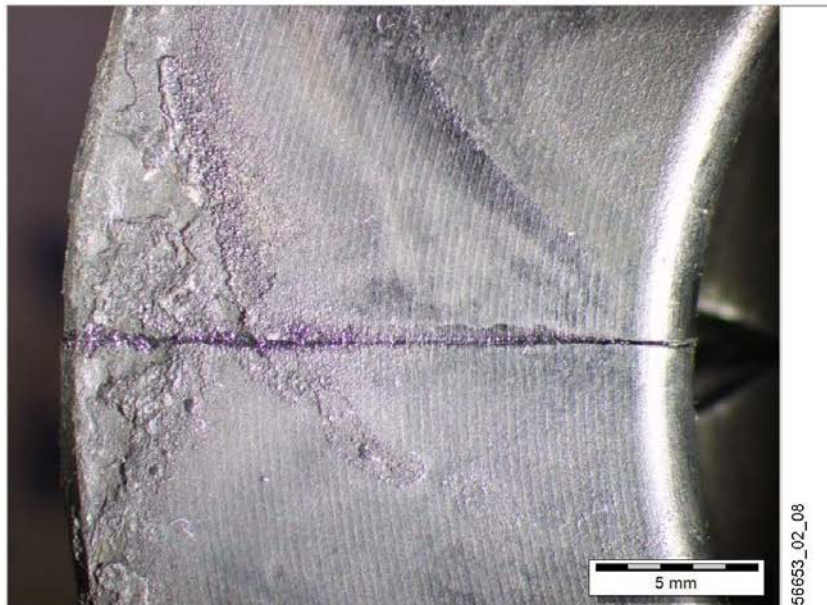


Fig. 9: Overview of the crack in the piston crown; no imprints correlate with the crack

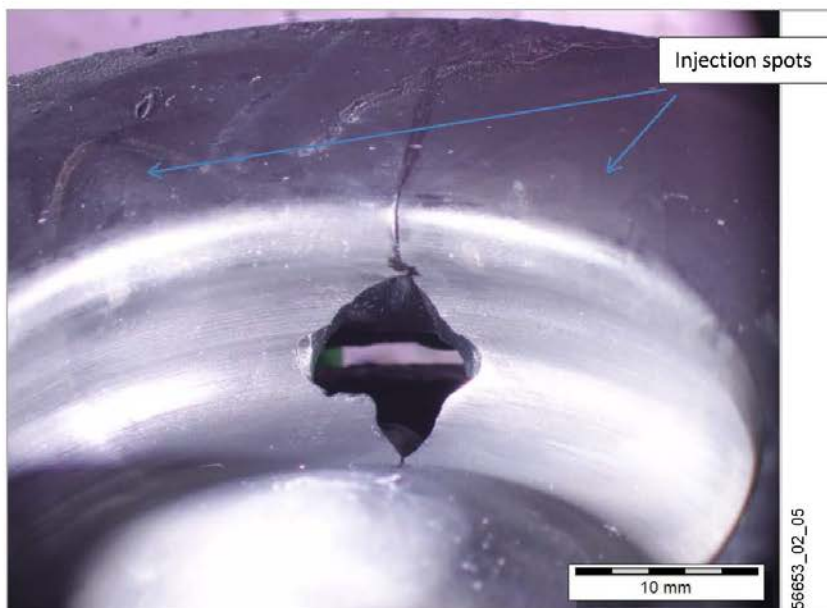
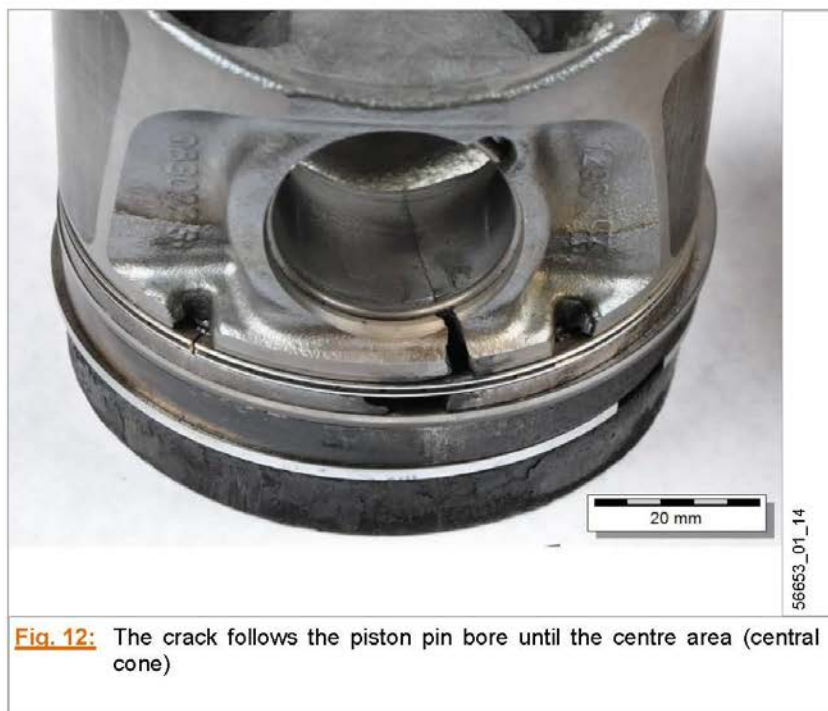
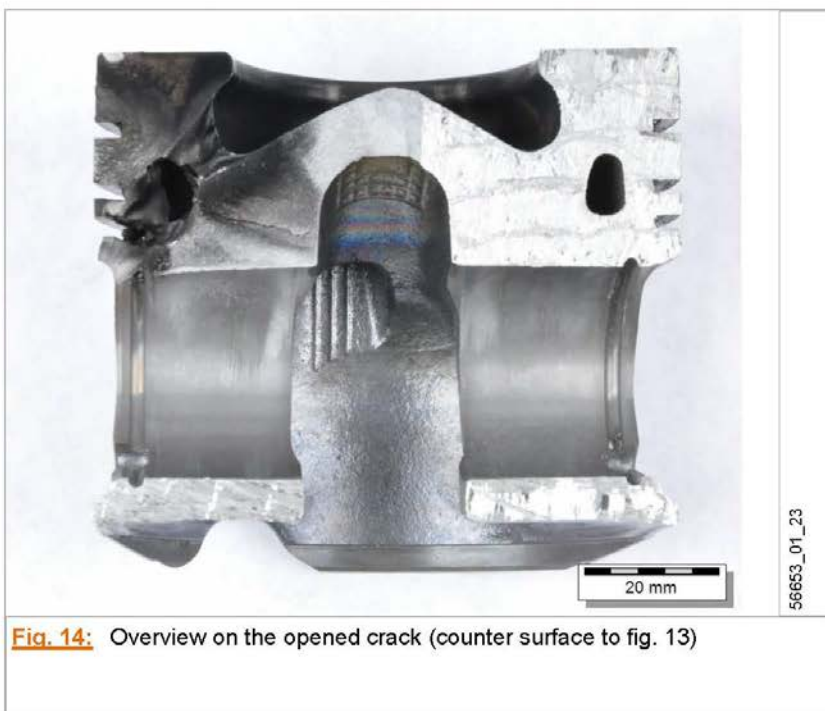
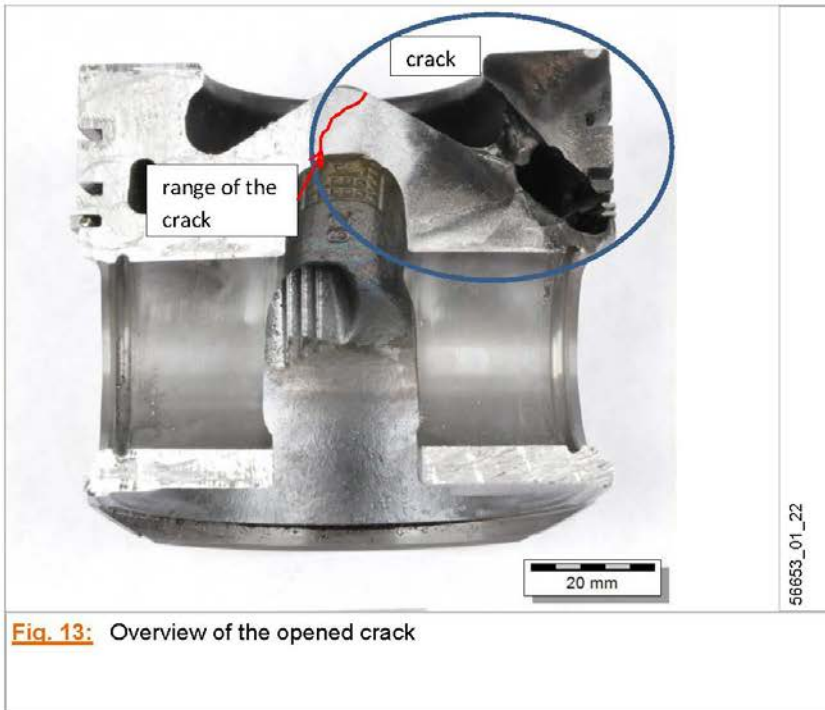
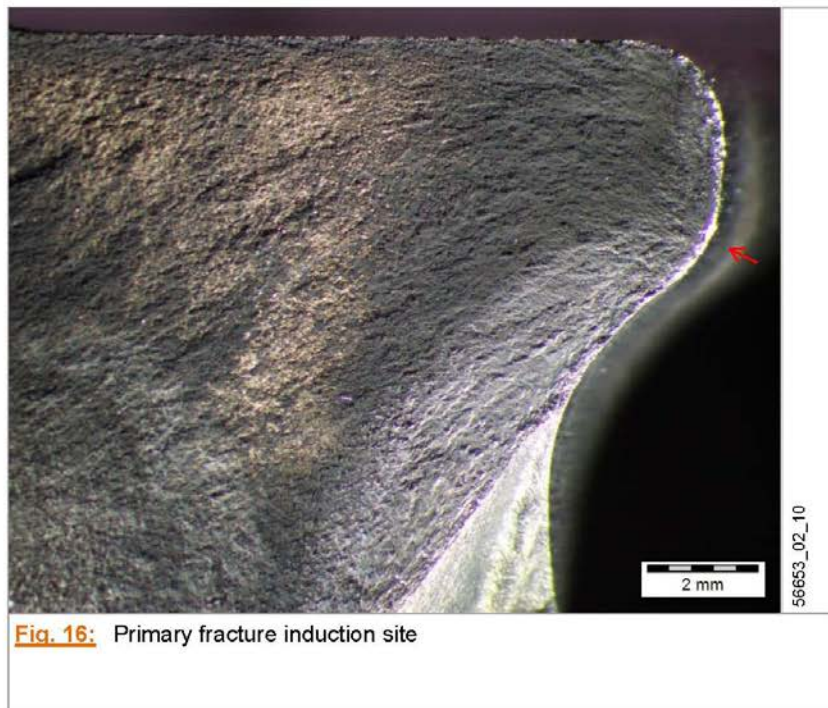
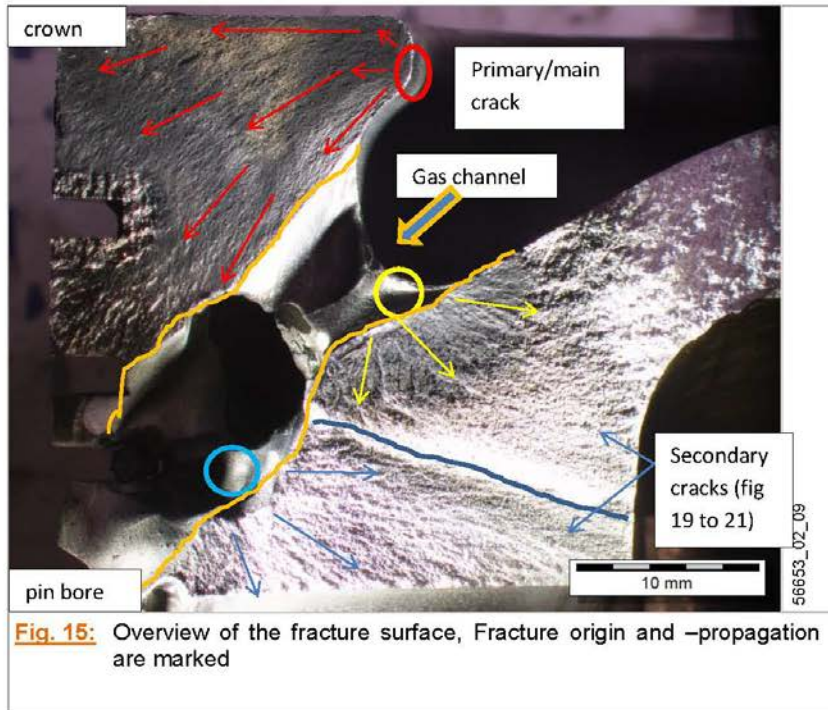


Fig. 10: Overview of the crack in the piston crown and gas channel; no correlation with the injection spots







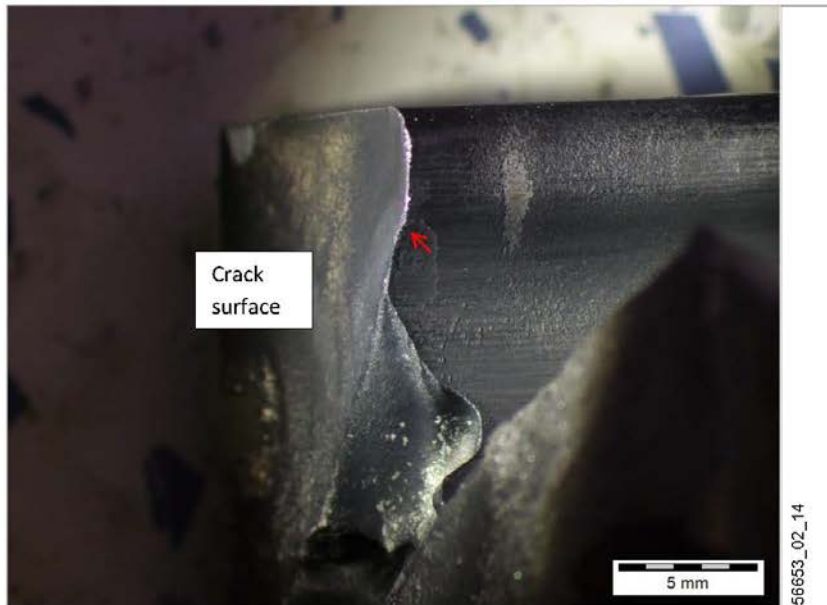


Fig. 17: Overview of the fracture induction, no mechanical defects detectable

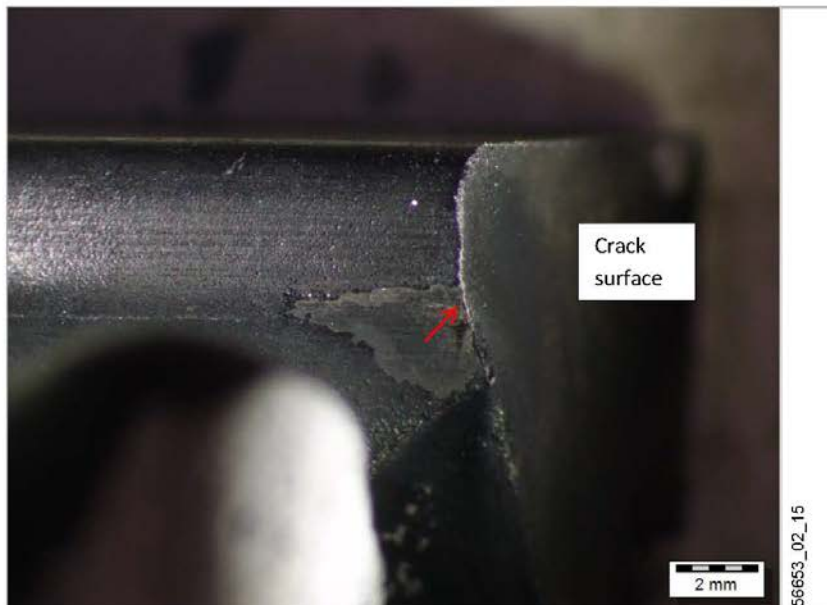


Fig. 18: Overview of the fracture induction, no mechanical defects detectable

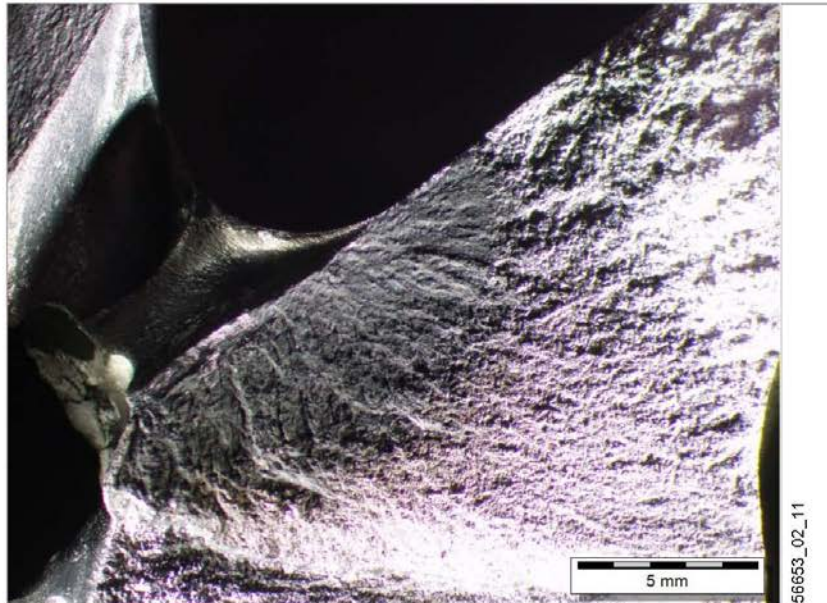


Fig. 19: Overview of the fracture induction next to the gas channel entrance

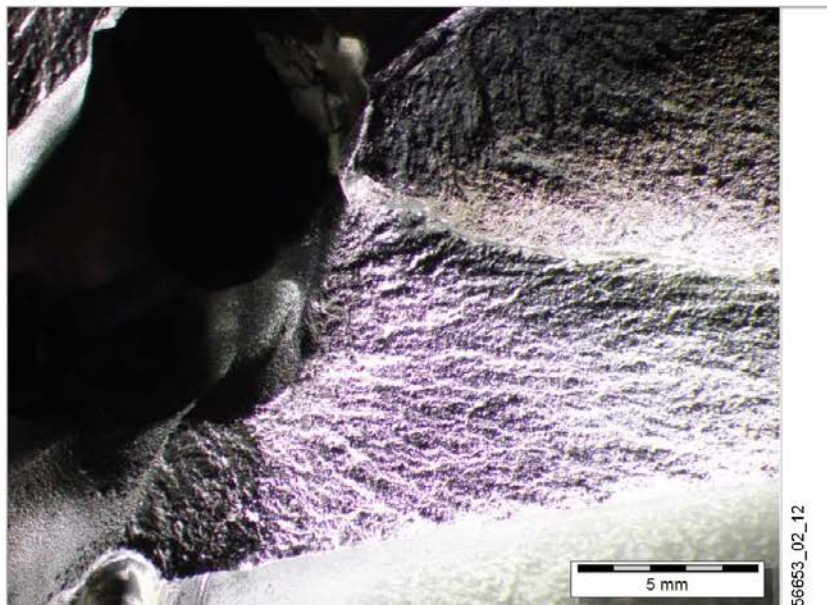


Fig. 20: Overview of the fracture induction at the gas channel above the piston pin bore



Fig. 21: Overview of the fracture surface (counter surface to fig.15)

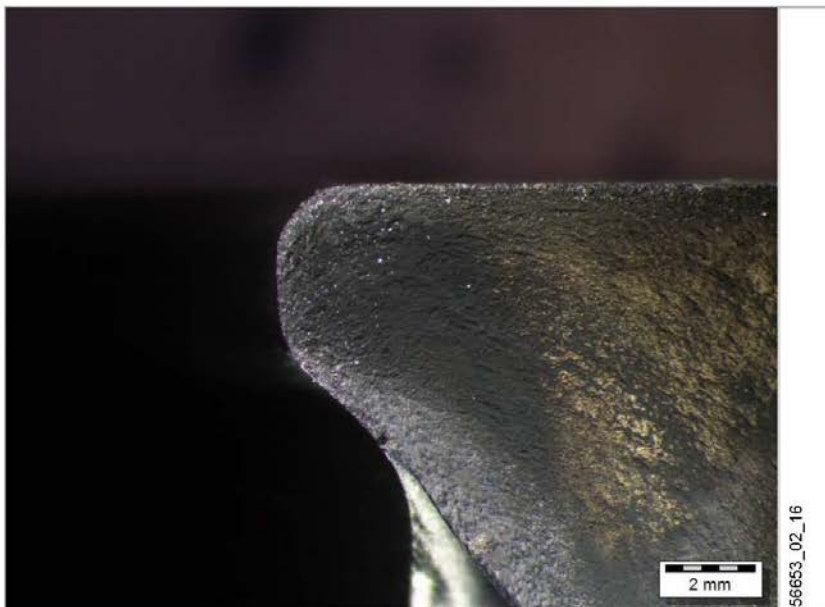
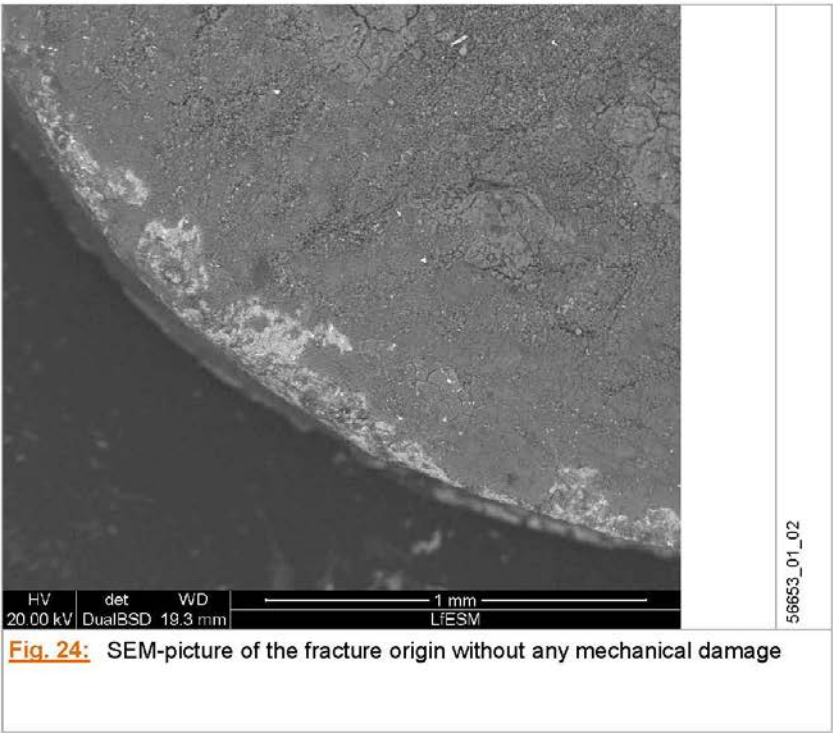
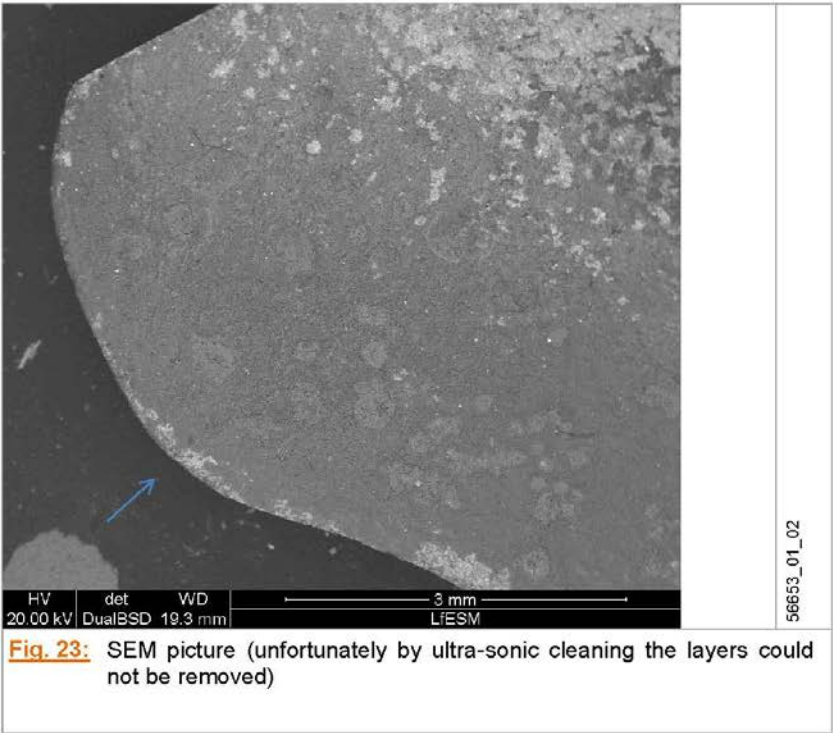


Fig. 22: Overview of the fracture induction at the crown (counter surface to fig.14)



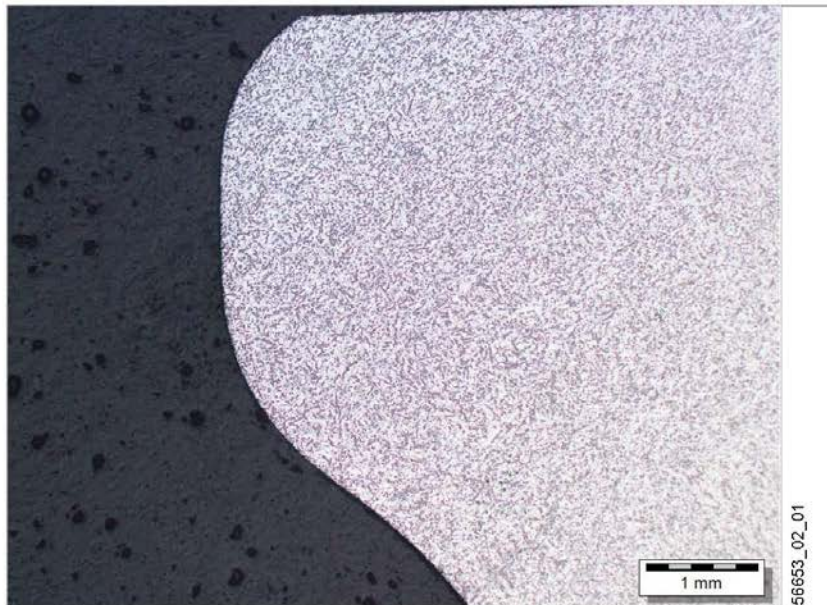


Fig. 25: Micro-structure next to the fracture origin

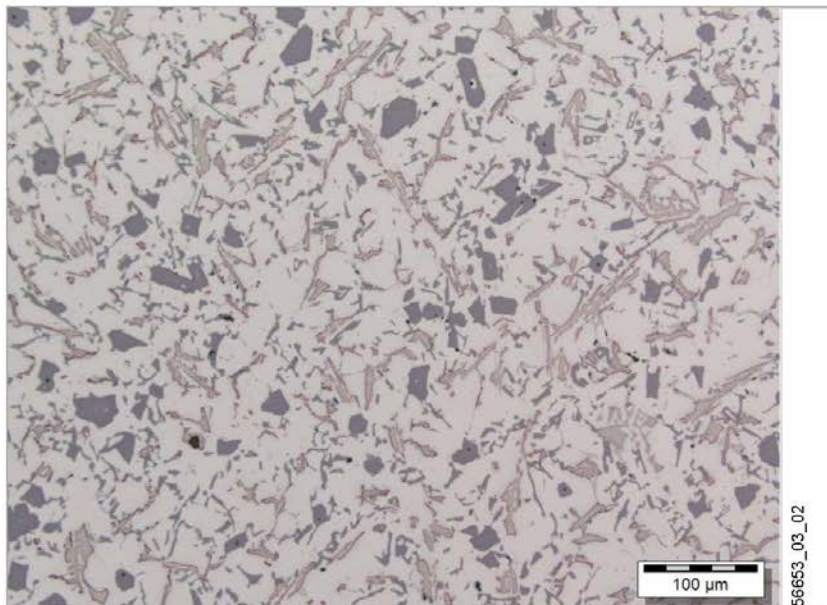


Fig. 26: Micro-structure

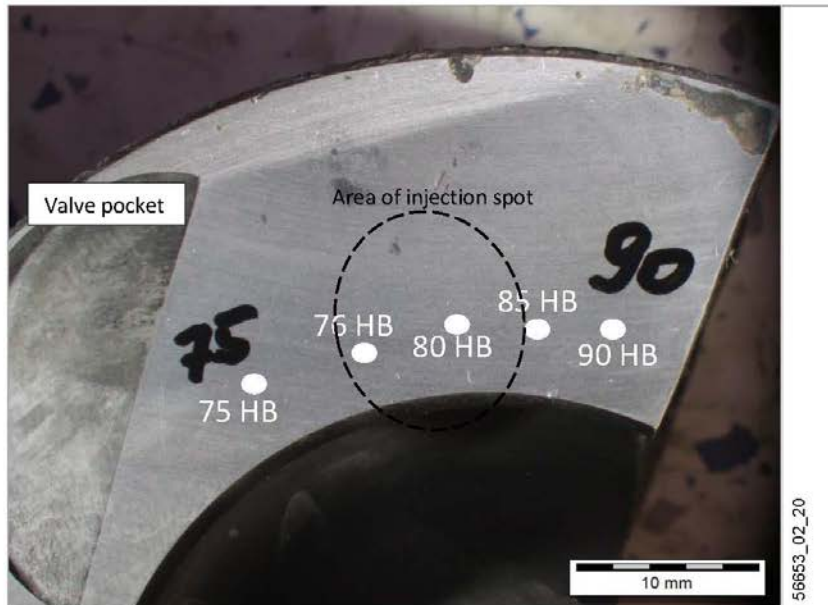


Fig. 27: Hardness measurements at the crown next to the fracture origin; the surface has been ground for the hardness measurements. The hardness is increasing towards the fracture

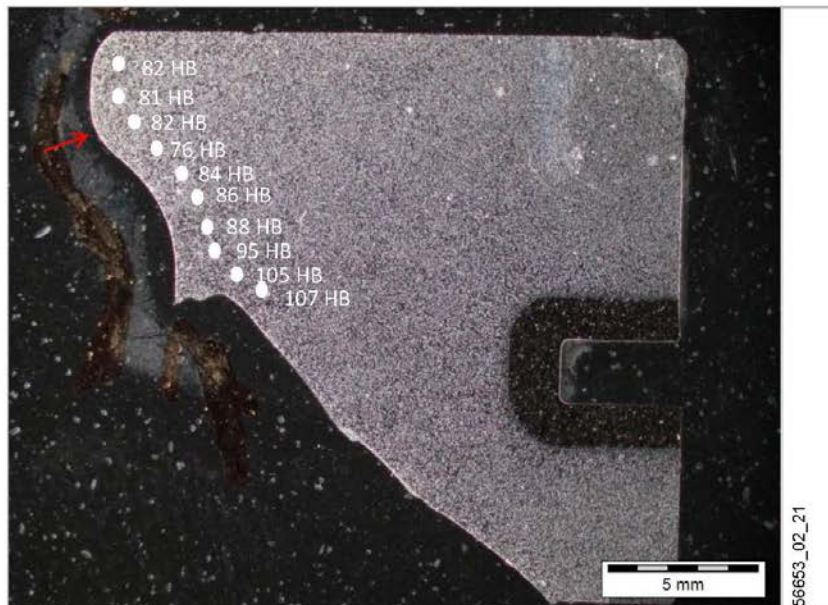


Fig. 28: Hardness measurements next to the fracture origin

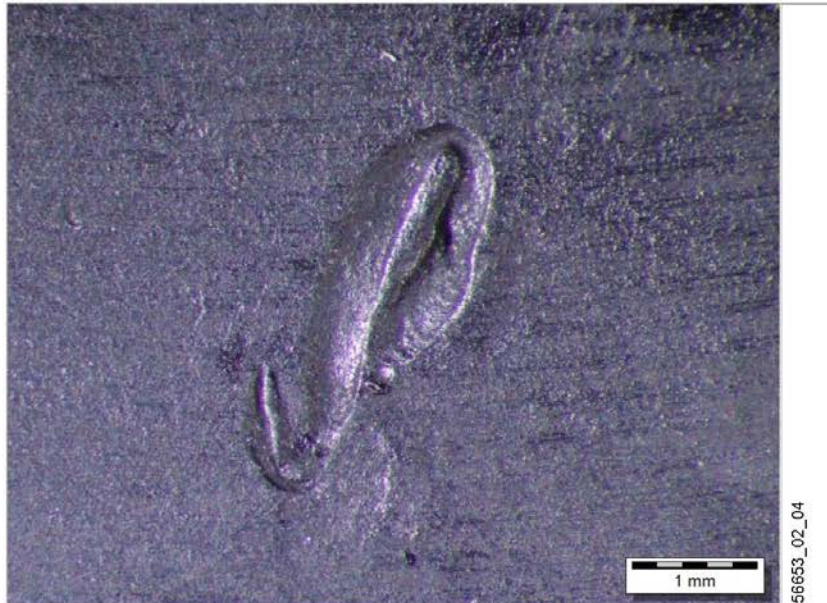


Fig. 29: Imprint of a foreign particle at the piston crown (see also fig. 8)



Fig. 30: Imprints of a foreign particle in the piston crown next to labelling (see also fig. 7)