



Schweizerische Eidgenossenschaft
Confédération suisse
Confederazione Svizzera
Confederaziun svizra

Swiss Confederation

Büro für Flugunfalluntersuchungen BFU
Bureau d'enquête sur les accidents d'aviation BEAA
Ufficio d'inchiesta sugli infortuni aeronautici UIIA
Uffizi d'investigaziun per accidents d'aviatica UIAA
Aircraft accident investigation bureau AAIB

Schlussbericht Nr. 1942

des Büros für

Flugunfalluntersuchungen

über den Unfall

des Flugzeuges Zlin 143L, HB-TCD

vom 8. August 2006

Löuwene, Gemeinde Reckingen/VS

ca. 70 km ost-nordöstlich von Sitten (Sion)/VS

Cause

L'accident est dû au fait que l'avion n'a pu atteindre l'aérodrome à cause d'une perte de puissance suite à l'ingestion d'un corps étranger dans le carburateur. Le pilote a tenté un atterrissage d'urgence et l'avion a heurté le sol.

La construction inadéquate de l'échangeur de chaleur a joué un rôle dans l'accident.

Allgemeine Hinweise zu diesem Bericht

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Die deutsche Fassung dieses Berichts entspricht dem Original und ist massgebend.

Alle in diesem Bericht erwähnten Zeiten sind, soweit nicht anders vermerkt, in der für das Gebiet der Schweiz gültigen Normalzeit (*local time* – LT) angegeben, die im Unfallzeitpunkt der mitteleuropäischen Sommerzeit (MESZ) entsprach. Die Beziehung zwischen LT, MESZ und koordinierter Weltzeit (*co-ordinated universal time* – UTC) lautet: LT = MESZ = UTC + 2 h.

In diesem Bericht wird aus Gründen des Persönlichkeitsschutzes für alle natürlichen Personen unabhängig ihres Geschlechts die männliche Form verwendet.

Schlussbericht

Luftfahrzeug	Zlin 143L	HB-TCD
Halter	Swiss Flight Training Center, 6342 Baar	
Eigentümer	Privat	

Pilot	Schweizer Staatsangehöriger, Jahrgang 1949		
Ausweis	PPL (A)		
Flugstunden insgesamt	522:28 h	während der letzten 90 Tage	11:39 h
	auf dem Unfallmuster	4:16 h	während der letzten 90 Tage 4:16 h

Ort	Löuwene, Gemeinde Reckingen/VS		
Koordinaten	662 550 / 147 050	Höhe	1320 m/M
Datum und Zeit	8. August 2006, 11:47 Uhr		

Betriebsart	VFR privat
Flugphase	Landeanflug auf Piste 05 Flugplatz Münster LSPU
Unfallart	Notlandung nach Motorstörung

Personenschaden

	Besatzung	Passagiere	Drittpersonen
Tödlich verletzt	---	---	---
Erheblich verletzt	1	---	---
Leicht oder nicht verletzt	---	---	

Schaden am Luftfahrzeug	Schwer beschädigt
Drittschaden	Flurschaden

1 Sachverhalt

1.1 Vorgeschichte und Flugverlauf

1.1.1 Vorgeschichte

Am 7. August 2006, einen Tag vor dem Flugunfall, wurde das Flugzeug HB-TCD vom später verunfallten Piloten vom Flugplatz Winterthur nach dem Flugplatz Münster überflogen. Anschliessend an den Überflug wurde der Pilot vom Schlepppiloten A der Segelfluggruppe Winterthur auf die kommenden Schleppaufgaben vorbereitet.

Zuständig für den Flugbetrieb auf dem Flugplatz Münster waren die ortsansässige Flugplatzgenossenschaft sowie die Segelfluggruppe Winterthur.

Am Unfalltag waren zwei Schleppflugzeuge im Einsatz.

Der erste Schleppflug am Unfalltag durch den Schlepppiloten A sowie der zweite Flug durch den Piloten des Unfallfluges verliefen ereignislos. Bei beiden Flügen wurde jeweils auf Piste 05 des Flugplatzes Münster gestartet und gelandet.

Während des zweiten Fluges schaltete der Pilot im Sinkflug nach dem Ausklinken des Segelflugzeuges die Vergaservorwärmung ein. Im Endanflug auf die Piste 05 schaltete er diese wieder aus.

1.1.2 Flugverlauf

Der Unfallflug war der dritte Schleppflug des Flugzeuges HB-TCD an diesem Tag.

Die Startstrecke schien dem Piloten etwas länger als beim vorherigen Flug.

Im anschliessenden Steigflug beurteilte der Pilot die Steigleistung im Vergleich zum vorangehenden Flug als schlechter, obwohl das geschleppte Segelflugzeug gewichtsmässig dem des vorherigen Fluges entsprach. Der Pilot führte während des Unfallfluges die Manipulationen inklusive dem Betätigen der Vergaservorwärmung analog zum vorherigen Flug durch. Er reduzierte im Sinkflug zweimal die Leistung.

Im Anflug auf die Piste 05 des Flugplatzes Münster wollte er die Leistung erhöhen. Der Motor stotterte und es erfolgte nur eine leichte Drehzahlerhöhung. Alle Veränderungen an der Stellung von Leistungshebel, Vergaservorwärmung und Mixer brachten keine Leistungserhöhung. Bei der Kontrolle der Instrumente und der Bedienungselemente im Cockpit stellte der Pilot keine Besonderheiten fest. Der Pilot stellte auch keinen Benzin- oder Rauchgeruch fest.

Da es aufgrund der fehlenden Motorleistung offensichtlich nicht möglich war, die Piste des Flugplatzes Münster zu erreichen, entschied sich der Pilot zu einer Notlandung auf dem vor ihm liegenden, unbewaldeten und scheinbar hindernisfreien Gelände.

Dann nahm der Pilot das Ertönen der *stall*-Warnung wahr. Kurze Zeit später prallte das Flugzeug auf die Kante der Böschung eines Baches. Dabei wurde das linke Fahrwerk abgerissen. Das Flugzeug schlitterte über den Boden und kam ungefähr nach 30 m zum Stehen. Der Pilot wurde dabei erheblich verletzt.

Ein Augenzeuge beobachtete, wie das Flugzeug in geringer Distanz und Höhe an ihm vorbeiflog. Er nahm einen ungewohnten Motorenlauf wahr und beobachtete, wie an der Unterseite des Flugzeuges Rauch austrat.

1.2 Angaben zum Luftfahrzeug

1.2.1 Flugzeug HB-TCD

Luftfahrzeugmuster	Zlin 143L
Hersteller	Moravan-Aeroplanes a.s., 76581 Otrokovice/CR
Serie Nr.	0022
Baujahr	1997
CH-Lufttüchtigkeitszeugnis	11.07.1997
Betriebsstunden	773 h 39 min
letzte 100 Std Kontrolle	26.08.2005 bei 735.2 h
letzte Zustandsprüfung	31.10.2005 bei 745.4 h

1.2.2 Triebwerk

Baumuster	O-540-J3A5
Hersteller	Textron Lycoming, Williamsport PA, USA
Baujahr	1997
CH-Lufttüchtigkeitszeugnis	11.07.1997
Betriebsstunden	773 h 39 min
letzte 100 Std Kontrolle	26.08.2005 bei 735.2 h

Im Motorenbuch ist bescheinigt, dass am Vergaser der Marke PRECISION Air-motive Corporation, Baumuster MA-4-5, P/N 10-5054, S/N 75062713, am 01.10.2003 durch den Unterhaltsbetrieb sechs Lufttüchtigkeitsanweisungen ausgeführt wurden. Hierzu musste der Vergaser aus- und wieder eingebaut werden.

1.3 Meteorologische Angaben

Gemäss den Angaben des Startleiters herrschten im Unfallzeitpunkt folgende Wetterbedingungen:

Die lokalen Wetterverhältnisse auf dem Flugplatz Münster und im Oberwallis waren am Unfalltag stabil mit sonnigem Wetter.

Der Wind wehte mit 3-5 Knoten aus Nordosten.

Die Lufttemperatur auf dem Flugplatz betrug zum Zeitpunkt des Unfalls ca. 24 °C.

1.4 Angaben über das Wrack, den Aufprall und die Unfallstelle

1.4.1 Wrack

Als Folge des Aufpralls wurden die Propellerblätter abgerissen und das Bugfahrwerk sowie das linke Hauptfahrwerk vom Flugzeug abgetrennt.

Aufgrund der Querlage nach links musste der Stoss des Aufpralls grösstenteils vom linken Hauptfahrwerk aufgenommen werden. Dies hatte ein Knicken des linken Flügels und ein Abreissen des linken Fahrwerkes zur Folge.

Die Beschädigungen der Propellerblätter deuteten darauf hin, dass der Motor mit reduzierter Leistung lief.

Die visuelle Kontrolle des Benzinstandes über die Auffüllstutzen ergab, dass im Haupttank links wesentlich mehr Benzin vorhanden war als im Tank rechts.

Auf der Unfallstelle, während der Bergung sowie der anschliessenden Unterbringung des Flugzeuges in einem Unterstand, konnte kein Treibstoffleck festgestellt werden.

1.4.2 Aufprall

Der Aufprall erfolgte mit leichter Querlage nach links auf die obere Kante einer Bachböschung. Anschliessend schlitterte das Flugzeug über die dahinterliegende Wiese und kam nach ungefähr 30 m zum Stillstand.

1.4.3 Unfallstelle

Koordinaten: 662 550 / 147 050

Blatt Nr. 1250 Ulrichen 1:25 000 der Landeskarte der Schweiz

1.5 Feuer

Es brach kein Feuer aus.

1.6 Technische Untersuchungen

1.6.1 Vergaser

Motor und Vergaser wurden ausgebaut.

Es war ein Vergaser der Marke PRECISION Airmotive Corporation, Baumuster MA4-5 eingebaut. Dieser war mit einem Metallschwimmer versehen.

Bei der Untersuchung des Vergasers wurde im Venturi-Kanal ein abgebrochenes Rippenstück aufgefunden, das aus dem Innern des rechten Wärmeaustauscher-Gehäuses stammte.

1.6.2 Wärmeaustauscher und Vergaservorwärmung

Die Untersuchung des Wärmeaustauschers und der Vergaservorwärmung ergab folgendes:

- Im Innern des rechten Wärmeaustausch-Gehäuses konnte die Stelle, wo das Rippenstück ausgebrochen war, identifiziert werden. Der verbleibende Teil der Rippe wies eine deutliche Bruchstelle bei einem Nietloch auf.
- Im Innern des rechten Wärmeaustauscher-Gehäuses konnte eine zweite Rippe gefunden werden, an welcher ein Rippenstück ausgebrochen war. Dieses ausgebrochene Rippenstück konnte bei den Untersuchungsarbeiten nicht aufgefunden werden.
- Aussen an der Verschalung der beiden Wärmeaustausch-Gehäuse konnten deutliche Scheuerspuren gefunden werden, die von Vibrationen herrührten.

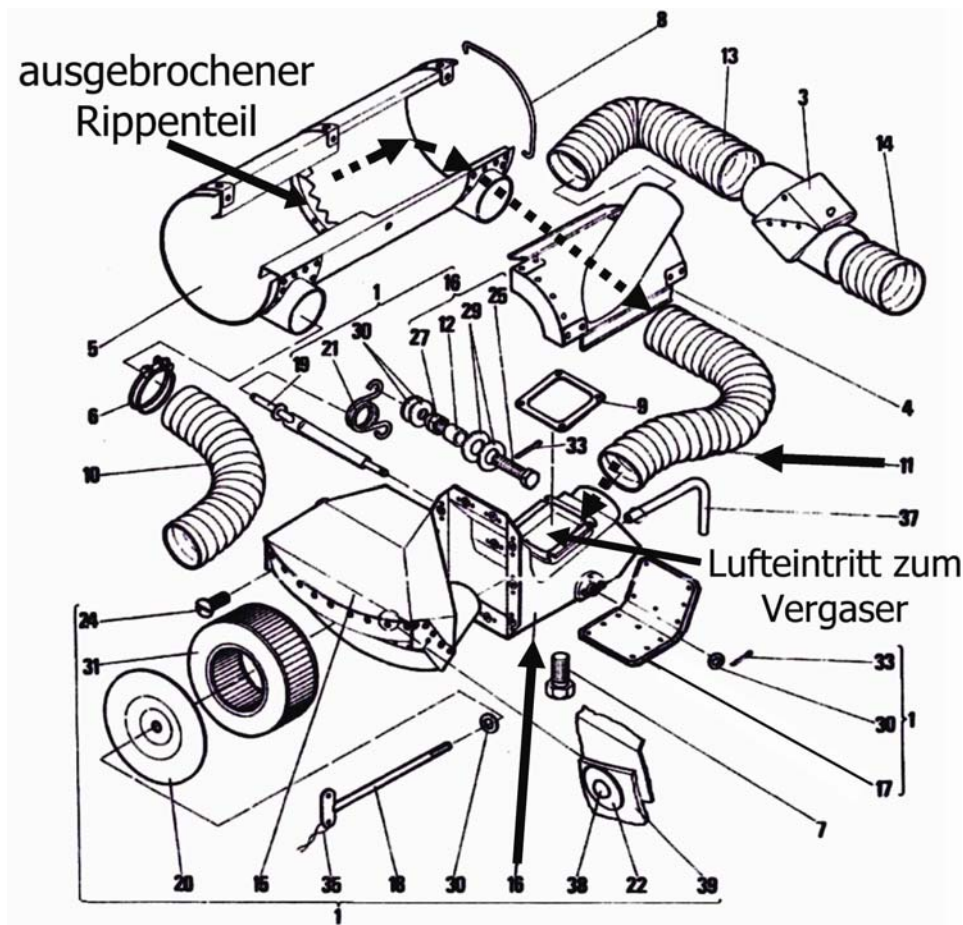


Abb. 1: Wärmeaustausch System: Das ausgebrochene Rippenstück wurde beim Öffnen der Vergaservorwärmungsklappe Pos. 17 durch den Luftstrom via den Luftschlauch Pos. 11 und der Luftfilterkammer Pos. 16 direkt in den Venturi-Kanal des Vergasers befördert. In den Verstrebungen des Venturi-Kanals blieb das abgebrochene Teil hängen, blieb zwischen der Benzindüse und den Verstrebungen verklemmt und bewegte sich in der Folge in eine Position, welche eine massive Beeinträchtigung des Luft/Benzin Gemisches bewirkte. Dies verhinderte im Anflug die gewünschte Leistungserhöhung und führte zum beobachteten Stottern des Motors mit Rauchentwicklung.

1.6.3 Treibstoffsystem

Die beiden Haupttanks wurden am Vortag des Unfalls, nach Abschluss des Flugdienstes, mit 40 l Avgas 100LL vollgetankt. Die Aussentanks blieben leer.

Nach dem Unfall wurden die beiden Haupttanks entleert. Die vorgefundene Treibstoffmenge betrug:

- Tank links 55 Liter
- Tank rechts 16 Liter

Es war bekannt, dass beim Betrieb des Flugzeuges HB-TCD mit der Benzin-hahnstellung „L+R“ ein einseitiges Entleeren der beiden Haupttanks auftreten kann. Diese Eigenheit wurde im Flugreisebuch bereits am 17.08.2005 festgehalten. Die Aussagen des Piloten und die gemessenen Treibstoffmengen der beiden Tanks deuten darauf hin, dass diese Eigenheit zum Zeitpunkt des Unfalls noch bestand.

Gemäss den Angaben des Herstellers im Luftfahrzeug-Betriebshandbuch (*aeroplane flight manual* – AFM) des Musters Zlin 143L darf während des Fluges der Unterschied zwischen dem Inhalt des linken und des rechten Haupttanks nicht mehr als 15 l betragen. Überschreitet die Differenz 15 l, so muss der Pilot entweder den linken oder den rechten Tank anwählen, um die Treibstoffmengen zwischen den Tanks auszugleichen. Im weiteren schreibt der Hersteller vor, dass für das Parkieren des Flugzeuges der Tankwählschalter nicht auf „L+R“ stehen darf, da sonst Mengendifferenzen zwischen den Tanks auftreten können. Diese Verfahren aus dem AFM wurden vom Halter in seine Checklisten übernommen.

2 Analyse

2.1 Technische Aspekte

2.1.1 Ausgebrochene Rippe des Wärmeaustausch-Gehäuses

An den beiden Wärmeaustausch-Gehäusen wurden beidseitig bei den Rohrverbindungen zum Flansch des Auspuffes deutliche Scheuerspuren gefunden, die von Vibrationen herrührten. Zudem waren die Befestigungslöcher der Halteklammern zur Montage und Demontage des Gehäuses stark ausgeschlagen und teilweise durch Aufdoppelungen mit Blech repariert.

In den Verstrebungen des Venturi-Kanals blieb das abgebrochene Teil hängen, blieb zwischen der Benzindüse und den Verstrebungen verklemmt und bewegte sich in der Folge in eine Position, welche eine massive Beeinträchtigung des Luft/Benzin Gemisches bewirkte. Dies verhinderte im Anflug die gewünschte Leistungserhöhung und führte zum beobachteten Stottern des Motors mit Rauchentwicklung.

Der Ausbruch der Rippe 1 (vgl. Abb. 3) erfolgte zu einem unbekannten Zeitpunkt vor dem Unfallflug.

Es erscheint, dass die Konstruktion der beiden Wärmeaustauscher-Gehäuse inklusive des Systems zur Einleitung der Vergaservorwärmungs-Luft vom Wärmeaustausch-Gehäuse in die Luftfilterkammer den Anforderungen eines sicheren Betriebes des Luftfahrzeuges nicht genügt.

2.1.2 Treibstoffsystem

Die beiden Haupttanks des Flugzeuges mit einem Fassungsvermögen von je 61 Liter wurden am Vorabend des Unfallfluges mit AVGAS 100LL auf je ca. 60 Liter aufgefüllt.

Die beim Entleeren der Haupttanks festgestellte Treibstoffmenge nach dem Unfall betrug 71 Liter, was bei 45 Minuten Flugzeit einem Treibstoffverbrauch von rund 49 Liter entsprach. Dieser Verbrauch konnte anhand der Angaben in der Tabelle „*Flight Range and Endurance*“ Kapitel 5-17 des *airplane flight manuals* nachvollzogen werden.

Laut Angaben der Piloten erfolgten alle drei Flüge mit der Treibstoffhahnstellung „L+R“. Nach dem Unfall wurden beim Entleeren der Tanks des Flugzeuges die folgenden Mengen festgestellt:

- Tank links 55 Liter
- Tank rechts 16 Liter

Mit den im rechten Tank verbleibenden 16 Liter Benzin war bei Benzin-hahnstellung „L+R“ eine genügende Treibstoffversorgung des Motors sichergestellt. Deshalb konnte ein Treibstoffmangel als Ursache des vorliegenden Leistungsverlusts ausgeschlossen werden.

3 Schlussfolgerungen

3.1 Befunde

- Der Pilot war im Besitze der entsprechenden Flugausweise.
- Beim Start und während des anschliessenden Steigfluges stellte der Pilot gegenüber dem vorangegangenen Flug eine verminderte Leistung des Flugzeuges fest.
- Bei der Zerlegung des Vergasers wurde im Venturi-Kanal ein abgebrochenes Rippenstück aus dem Innern des rechten Wärmeaustauscher-Gehäuses aufgefunden.
- Im Innern des rechten Wärmeaustausch-Gehäuses konnte die Stelle, an der das Rippenstück ausgebrochen war, identifiziert werden.
- An den Aussenverschalungen der beiden Wärmeaustausch-Gehäuse konnten deutliche Scheuerspuren festgestellt werden, welche auf Vibrationen zurückzuführen sind.

3.2 Ursache

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass das Flugzeug wegen eines Leistungsverlusts des Motors infolge eines Fremdkörpers im Vergaser den Flugplatz nicht erreichen konnte, der Pilot eine Notlandung versuchte und dabei mit dem Flugzeug im Gelände aufprallte.

Zum Unfall hat die unzweckmässige Konstruktion des Wärmeaustauschers beigetragen.

4 Sicherheitsempfehlungen und seit dem Unfall getroffene Massnahmen

4.1 Sicherheitsempfehlungen

Keine.

4.2 Seit dem Unfall getroffene Massnahmen

Aufgrund der Untersuchungsergebnisse entschied sich der Hersteller, ein *mandatory service bulletin* herauszugeben, welches die Kontrolle der aus Duraluminium gefertigten Rippen (*vortex inserts*) am Wärmeaustausch-Gehäuse vorschreibt. Weiter beabsichtigt der Hersteller eine Revision des Unterhaltshandbuches, um sicherzustellen, dass die entsprechenden Kontrollverfahren detaillierter beschrieben sind.

Auszug aus seinem Schreiben vom 25. Januar 2007:

„The heat exchanger, which supplies the carburettor heating system with warm air, is equipped with vortex inserts. These vortex inserts have been manufactured of duraluminium till Z 143L aircraft, S/N 0044. Due to some cracks have been found on the vortex insert on several aircraft, the material of the insert has been changed. From Z 143L aircraft, S/N 0045, vortex inserts are produced of stainless steel. This design change has been issued in 1999.

In the time of detailed solving the problem, we have assumed that any crack shall be discovered in time, during regular prescribed 100-hour inspections, and we have considered it sufficient. Therefore we did not considered necessary to prescribe mandatory replacements of duraluminium vortex inserts with the new of stainless steel.

Now, after the HB-TCD accident, it is apparent there exists a possibility that a crack is not found during regular 100-hour inspections for some reasons.

We consider necessary to issue a mandatory service bulletin that prescribes mandatory inspection of the vortex inserts inside the heat exchangers on each Z 143L aircraft from S/N 0001 to S/N 0044 (duraluminium inserts). In case a crack is found, the insert shall be immediately replaced with a new one made of stainless steel.

To have a certainty that a possible crack will be found in time, we think it is necessary to issue a revision of the Z 143L Maintenance Manual, where pertinent inspection shall be stated with more precision, with more detailed procedure description, for all Z 143L aircraft.

We are immediately starting works on above mentioned mandatory service bulletin and maintenance manual revision."

Bern, 16. März 2007

Büro für Flugunfalluntersuchungen

Dieser Bericht enthält die Schlussfolgerungen des BFU über die Umstände und Ursachen des vorliegend untersuchten Unfalls.

Gemäss Anhang 13 zum Abkommen über die internationale Zivilluftfahrt vom 7. Dezember 1944 sowie Artikel 24 des Bundesgesetzes über die Luftfahrt ist der alleinige Zweck der Untersuchung eines Flugunfalls oder eines schweren Vorfalls die Verhütung künftiger Unfälle oder schwerer Vorfälle. Die rechtliche Würdigung der Umstände und Ursachen von Flugunfällen und schweren Vorfällen ist ausdrücklich nicht Gegenstand der Flugunfalluntersuchung. Es ist daher auch nicht Zweck dieses Berichts, ein Verschulden festzustellen oder Haftungsfragen zu klären.

Wird dieser Bericht zu anderen Zwecken als zur Unfallverhütung verwendet, ist diesem Umstand gebührend Rechnung zu tragen.

Anlagen

Bildliche Darstellung der Unfallursache



Abb. 2

Unfallstelle HB-TCD, Münster/VS 08.08.2006

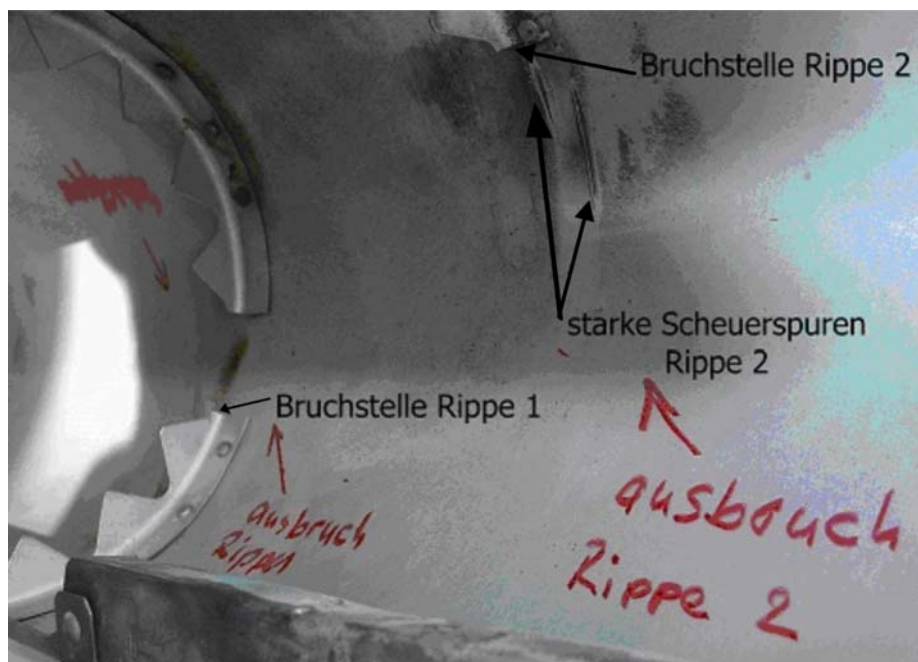


Abb. 3

Wärmeaustauscher-Verkleidung mit defekten Verschalungsrippen. Die Bruchstelle bei Rippe 2 beginnt bei der Bohrung der Nietstelle

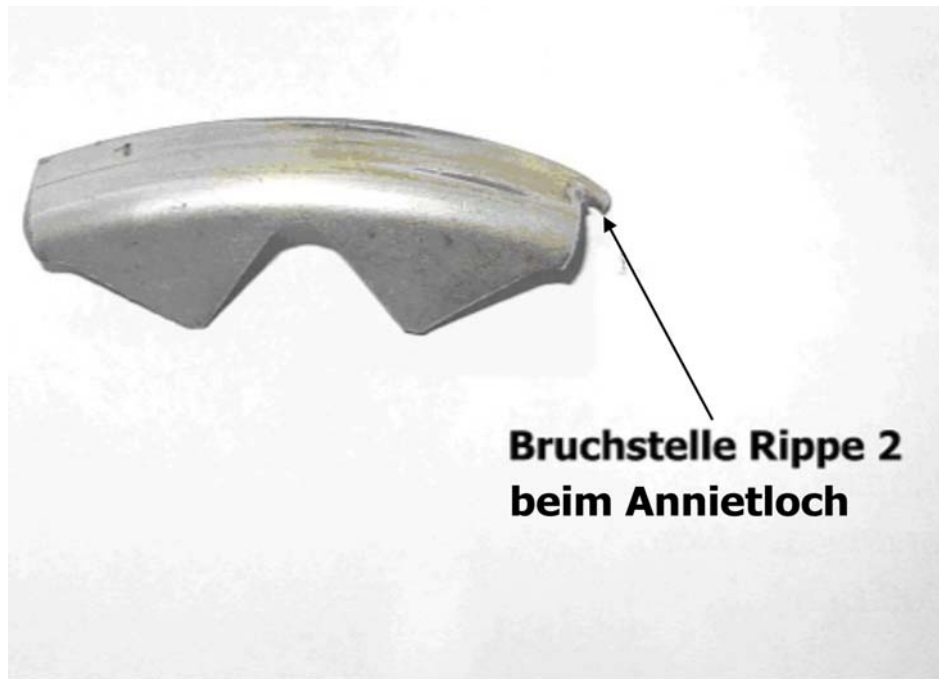


Abb. 4

Das im Venturi-Kanal des Vergasers hängen gebliebene Verstärkungsrippenstück

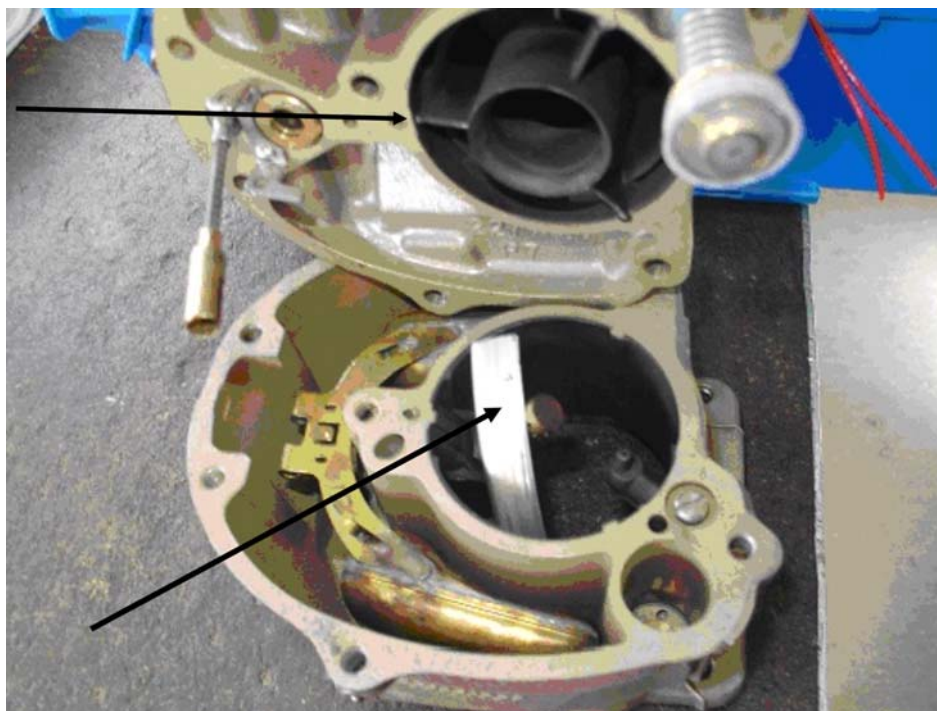


Abb. 5

Rekonstruktion des hängen gebliebenen Rippenstücks im Bereich der Kraftstoff-Düse und dem Venturi-Kanal. Beim Demontieren des oberen Gehäuseteils vom Vergaser fiel die Rippe 2 in die Schwimmkammer des Vergasers

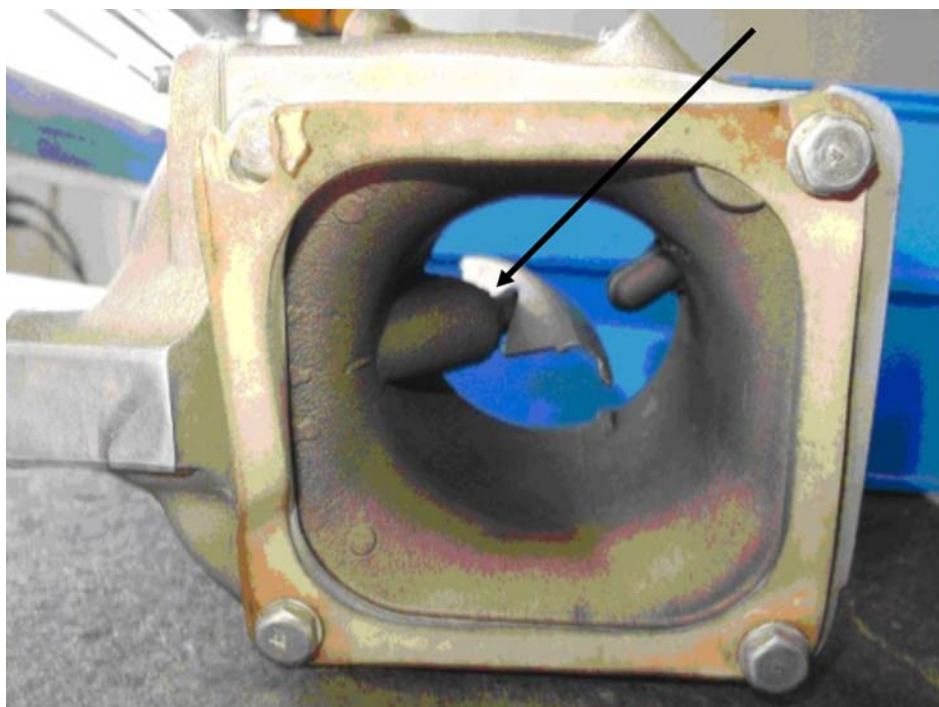


Abb. 6

Blick in den unteren Teil des Venturi-Kanals mit Rekonstruktion des hängen gebliebenen Rippenstückes