



# Schlussbericht der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission

## über den Unfall

des Segelflugzeugs S-18 HB-453

1. Januar 1964

auf dem Flugplatz Bad Ragaz (SG)

## Sitzung der Kommission

16. Dezember 1964

# S C H L U S S B E R I C H T

## der Eidgenössischen Flugunfall-Untersuchungskommission über den Unfall des Segelflugzeugs S-18 HB-453

1. Januar 1964

auf dem Flugplatz Bad Ragaz (SG)

### 0. ZUSAMMENFASSUNG

Am 1. Januar 1964 fanden sich einige Mitglieder der Segelfluggruppe Arosa auf dem Flugplatz Bad Ragaz ein, um Segelflugschulung an der Winde zu betreiben. Die Schulung wurde auf dem Segelflugzeug S-18 HB-453 durchgeführt, das die Gruppe vor kurzem von der Segelfluggruppe Lenzburg erworben hatte; in deren Eigentum und Betrieb war es vorher seit seinem Bau im Jahre 1944 gestanden. Um 1536 MEZ startete der Flugschüler. Der Start verlief normal. Kurz vor dem Flugzeug den Scheitelpunkt erreichte, barst es in der Luft auseinander und stürzte zu Boden. Der Flugschüler wurde beim Aufschlag getötet.

Der Unfall ist darauf zurückzuführen, dass in der Struktur an einer Stelle, die bereits in der Konstruktion gewisse Schwächen aufwies, im langjährigen Betrieb mit mehrfachen Schadensvorkommnissen Schäden entstanden waren, die im Unterhalt nicht voll erkannt und nicht ausreichend behoben worden waren.

### 1. UNTERSUCHUNG

Die Voruntersuchung wurde abgeschlossen mit Zustellung des Untersuchungsberichtes vom 29. September 1964 an den Kommissionspräsidenten am 8. Oktober 1964. Im Zwischenverfahren wurden ziemlich umfangreiche Aktenergänzungen angeordnet.

### 2. ELEMENTE

#### 21. Beteiligte

211. Pilot: † Jahrgang 1939, deutscher Staatsangehöriger  
Lernausweis für Motor- und Segelflugschüler vom 21. Mai 1963,  
gültig bis 15. Mai 1965.

Beginn der fliegerischen Ausbildung im Mai 1963 in Sisseln.  
Gesamte Flugerfahrung 14:30 Stunden und 83 Landungen, wovon  
drei Stunden und 30 Landungen im Alleinflug, wovon 52 Minuten  
und 15 Landungen auf dem Unfallflugzeug mit Windenstart auf  
dem Flugplatz Bad Ragaz.

212. Fluglehrer: Jahrgang 1936

Führerausweis für Segelflieger vom 1. März 1960, mit Er-  
weiterung für Segelfluglehrer vom 16. Juli 1963, gültig bis  
23. September 1965.

213. Windenführer: Jahrgang 1940, deutscher Staatsangehöriger

214. Materialwart: Jahrgang 1931

215. Inspektor L+A: Jahrgang 1921

22. Segelflugzeug HB-453

221. Allgemeines

Eigentümer und Halter: Segelfluggruppe Arosa, Arosa.

Muster: S-18 III-m, Baujahr 1944.

Charakteristik: Einsitziger, freitragender  
Mitteldecker in Holzbauweise.

Verkehrsbewilligung vom 18. Oktober 1963, gültig bis 10. März  
1964.

Höchstzulässiges Fluggewicht 270 kg, Gewicht beim Unfall ca.  
250 kg; der Schwerpunkt lag beim Unfall innerhalb der vor-  
geschriebenen Grenzen.

Zulässige Verwendung: Leistungsflug, exkl. Kunst- und  
Wolkenflug Windenschlepp 100  
km/h (s.u. 261)

Lastvielfache: +3 bis 150 km/h,  
-1.5 bis 120 km/h

Fluggeschwindigkeit in ruhiger Luft 150 km/h, in

stark böiger Luft 100 km/h

Flügelfläche

14.2 m<sup>2</sup>

Die Normalausführung des Musters S-18 war als Hochdecker ausgebildet. Als Mitteldecker wurden nur wenige Exemplare gebaut; sie wiesen gegenüber der Normalausführung einen wesentlich niedrigeren Rumpfhinterteil auf.

## 222. Schleppvorrichtung

1. Das Flugzeug war für Windenschlepp mit einer Schleppklinke ausgerüstet, die 50 cm hinter der Rumpfspitze eingebaut war; der wirksame Hebelarm bezüglich des Schwerpunktes mass etwa 90 cm, die Rücklage ab Bugspitze in Richtung Schwerpunktsfesselung etwa 40%. An der hinteren Kufenbefestigung unterhalb der Rumpfschale befand sich eine Rückhaltekinke für Gummiseilstart; zur Durchführung der Betätigung war - anscheinend schon in der ursprünglichen Konstruktion - in der Kielleiste unmittelbar hinter dem Rumpfspant Nr.8a, 235 cm hinter der Rumpfspitze, ein ovales Loch von 40 mm Länge und 30 mm Breite ausgeschnitten.
2. Für den Windenschlepp wurde am Unfalltag eine Autowinde - Eigenbau der Segelfluggruppe Arosa - von 120 PS Leistung verwendet, die mit einem Geschwindigkeitsmesser ausgerüstet war.
3. Das beim Unfallflug verwendete Schleppseil mass 4.2 mm im Durchmesser und wies eine für 540 kg berechnete Sollbruchstelle auf, die aus handelsüblichem Seil im Betrieb der Segelfluggruppe Arosa hergestellt worden war (s.u. 264/53).

## 23. Gelände

(Landeskarte der Schweiz 1:50.000, Blatt 237 Walenstadt)

Der Unfall ereignete sich beim Start vom Flugplatz Bad Ragaz, der 2 ½ km nordwestlich der Ortschaft liegt. Die etwas über 500 Meter lange Piste liegt in den Richtungen 11-29. Südwestlich der Piste, ungefähr in halber Länge liegen Hangarbauten; hier stürzte das Flugzeug zu Boden.

Unfallkoordinaten 755.190/209.120, 491 m/M, Gemeindebann Bad Ragaz SG.

## 24. Wetter

Am Unfalltag hatte eine schwache Höhenfront der Ostschweiz starke Bewölkung über 2700 gebracht, die sich aber am Nachmittag fast vollständig auflöste.

Der Boden war am Unfalltag hart gefroren und mit einer 5-10 cm dicken Schneeschicht bedeckt.

Zur Unfallzeit bestand die Bewölkung über dem Flugplatz Bad Ragaz aus 2/8 Ci und 1-3/8 Sc auf etwa 1100-1200 Meter. Die Sicht betrug 2-4 km. Der Wind war variabel und schwach, ohne Böigkeit.

## 25. Organisation

Der Unfall ereignete sich im Schulbetrieb der Segelfluggruppe Arosa, der auf Grund einer vom Eidgenössischen Luftamt am 24. Juli 1963 ausgestellten Bewilligung zum Betrieb einer Segelflugschule geführt wird.

## 26. Vorschriften

261. Die Bauvorschriften für Gleit- und Segelflugzeuge (BVS) des Deutschen Forschungsinstitutes für Segelflug, vom 1. März/1. Juni 1934, nach welchen der Prototyp des Unfallmusters gebaut worden war, enthielten noch keinen eigentlichen Windenfall, wohl aber die folgenden Festigkeitsvorschriften:

ii. Lastannahmen

...

3. Rumpf

...

e. Belastung beim Seilstart durch Zug von 1000 kg Bruchlast am Starthaken in Flugzeuglängsachse. Diese Zugkraft ist an der Haltevorrichtung abzusetzen.

v. Zulässige Schleppfluggeschwindigkeiten

...

Auto- und Windenschlepp

$n_a = 8$

$V_w = 21 \text{ V G/F km/h}$

(Für das Unfallmuster führt die Formel bei einem Fluggewicht von 270 kg und einer Flügelfläche von 14.2 m<sup>2</sup> auf eine Geschwindigkeit von 91.6 km/h).

Unter den Ausführungsvorschriften wurde im Abschnitt für Startvorrichtungen (E.7) bezüglich der Ausklinkvorrichtung bestimmt:

... Anbringung vorn am Flugzeug; Schwerpunktfesselung nicht zulässig ...

In der zugehörigen Mitteilung Nr. 14 wurde präzisiert: "Es darf nur noch Bugfesselung vorgenommen werden."

262. Die vorgenannte Bauvorschrift wurde 1943/44 abgelöst durch die schweizerische "Vorschrift über die Festigkeit der Segelflugzeuge". Diese enthielt in der 2. Ausgabe die folgende Übergangsbestimmung:

006 Für im Bau begriffene Segelflugzeugtypen und für Typen, die ihr Lufttüchtigkeitszeugnis auf Grund der bisherigen Bauvorschriften erhielten, behalten die letzteren weiterhin ihre Gültigkeit. Die im Bau begriffenen und die bereits bestehenden Segelflugzeuge werden jedoch durch das Eidg. Luftamt einer der in Art. 045 und 046 der VFSF erwähnten Beanspruchungsgruppen zugeteilt. ...

263. Am 3. Dezember 1945 machte das Eidgenössische Luftamt in der Technischen Mitteilung Nr. 89 auf den Sinn und die Notwendigkeit der Sollbruchstellen an Schleppseilen aufmerksam und verwies für die Bemessung auf die Normen SNV-L 26509/26510.

Im Normblatt SNV-L 26510 der Schweizerischen Normenvereinigung vom Mai 1945 wird die Bruchlast neuer Sollbruchstellen für Windschlepp von einsitzigen Segelflugzeugen mit 350 kg, von zweisitzigen Segelflugzeugen mit 540 kg angegeben.

264. In der Technischen Mitteilung Nr.81/1 des Eidgenössischen Luftamtes, "Steilstart mit Segelflugzeugen", vom 20. März 1954, erliess das Eidgenössische Luftamt Angaben und Vorschriften für die Steilstartmethode mit der Schleppklinke nahe beim Schwerpunkt des Segelflugzeuges. Darin wurde unter anderem folgendes bestimmt:

a. Segelflug

1. Mit einigen wenigen Ausnahmen sind alle schweizerischen Segelflugzeuge für diese Startart geeignet.
2. Die "Schwerpunkt"-Klinke wird links unten im Rumpf eingebaut. Die Verbindungslinie Klinkenmaul-Flugzeugschwerpunkt hat mit der Flügelsehne (...) einen Winkel von höchstens 45° einzuschliessen. Der Abstand Schwerpunkt-Klinkenmaul hat wenn möglich mehr als 50 cm zu betragen.

...

5. Es sind stärkere Sollbruchstellen als bei anderen Startarten zu verwenden:

Für Fluggewichte von 200 bis 350 kg: 540 kg + 10%

...

3. VORGESCHICHTE, FLUG UND UNFALL

31. Das Unfallmuster wurde vor dem zweiten Weltkrieg konstruiert. Als Grundlage für die Berechnung dienten die Bauvorschriften für Gleit- und Segelflugzeuge des deutschen Forschungsinstitutes für Segelflug vom 1. März/1. Juni 1934. Für die Überprüfung der Festigkeitsberechnung war in jener Zeit noch der Aero-Club der Schweiz zuständig. Als das Unfallflugzeug gebaut wurde, waren Bau- und Flugprüfungen bereits Sache des Eidgenössischen Luftamtes. Die Nachbauprüfung fand am 29. Juni 1944 statt, mit folgendem Ergebnis: "Keine Beanstandungen. Material und Ausführung sind, soweit meine Feststellungen reichen, erstklassig." Nachdem auch die Flugprüfung am 8. Juli 1944 zu keinen Beanstandungen geführt hatte, wurde am 29. Juli 1944 der Lufttüchtigkeitsausweis ausgestellt. Nach der neuen "Vorschrift über die Festigkeit der Segelflugzeuge" wurde das Flugzeugmuster in die Beanspruchungsgruppe 1 "Segelflugzeuge für geringe Beanspruchung" eingeteilt (Zulassung zum Starten mit Gummiseil oder Winde, zum Flugzeugschlepp und zum Segeln im Sichtflug). Der Lochausschnitt in der Gegend der Rückhalteklinke für Gummiseilstart (222.1) scheint wegen seiner Lage und Dimension aus den eingereichten Konstruktionszeichnungen

nicht ersichtlich gewesen zu sein.

32. Erste Eigentümerin und Halterin war die Segelfluggruppe Lenzburg; diese verkaufte es im Oktober 1963 an die Segelfluggruppe Arosa bei einer Betriebszeit von rund 900 Stunden und 1200 Landungen. Die hauptsächlichsten Reparaturarbeiten und Beanstandungen am kritischen Rumpfteile sind aus den Bordbucheinträgen und den amtlichen Kontrollberichten wie folgt ersichtlich:

|            |  |
|------------|--|
| 1948: Jan. | Harte Landung, Kiel eingedrückt, Kufe gebrochen; Reparatur durch Segelfluggruppe Lenzburg. |
| 1949: Feb. | Rumpfbepflankung hinter Spant 8a durch Feuchtigkeit etwas beeinträchtigt.                  |
| 1951: März | Kielreparatur durch Fliegerschule Birrfeld.  |
| 1952: Juli | Rumpffende und Kufe durch Schiebelandung beschädigt, Spanten und Kielleiste repariert.     |
| 1961: März | Kielreparatur, Herzogenbuchsee.  |
| Juni       | Rumpffende durch Schiebelandung beschädigt; Reparatur durch Fliegerschule Birrfeld.        |

33. Die letzte amtliche Zustandsprüfung des Flugzeugs wurde im Februar 1963 auf dem Flugplatz Birrfeld ausgeführt; besondere Befunde wurden dabei nicht erhoben. Der Zustand wurde als genügend bis gut bezeichnet.

34. Bei der Übernahme durch die Segelfluggruppe Arosa stellte deren Materialwart in der Gegend des Lochausschnitts bei der Rückhalteklappe für Gummiseilstart (222.1) Feuchtigkeitflecken, aber keine Strukturschäden fest; den Ausschnitt fand er an dieser Stelle etwas merkwürdig, doch erhielt er die beruhigende Auskunft, es gehöre zur luftamtlich genehmigten Konstruktion. Im November 1963 wurden von der Segelfluggruppe Arosa verschiedene Steuerseile und zugleich die Kunstlederüberkleidung der Kufen ersetzt; Reparaturen an der Struktur scheinen dabei nicht mehr ausgeführt worden zu sein.

35. Am 1. Januar 1964 fanden sich einige Mitglieder der Segelfluggruppe Arosa auf dem Flugplatz Bad Ragaz ein, um unter der Leitung eines Fluglehrers Schulung zu betreiben. Als Startmittel wurde die gruppeneigene Autowinde mit etwas über 700 Meter Seil aufgestellt, als Flugzeug der vor kurzem erworbene S-18 HB-453.

In der Winde waren Sollbruchstellen von 340 kg vorhanden, doch wurde, der Übung im gemischten Betrieb mit Ein- und Zweisitzern entsprechend, das Schleppseil mit einer Sollbruchstelle von nom. 540 kg verwendet (s.222/263/264/53). Als Windenführer war ein Flugschüler tätig.

36. Um 1120 MEZ startete der Fluglehrer zu einem Probeflug auf dem Flugzeug S-18 HB-453. Auf diesem stellte er im Steigflug eine angezeigte Geschwindigkeit von 80-90 km/h fest, wobei er am Steuerknüppel ziehen musste, gegen Ende des Steigfluges mit etwa 5 kg Handkraft. Das Flugzeug zeigte die zu erwartende Wipptendenz. Der Fluglehrer landete nach vier Minuten, und nun begannen die Flugschüler auf dem gleichen Flugzeug mit dem Training von Glissaden und Ziellandungen. Einer der Flugschüler empfand das Wippen unmittelbar vor dem Scheitelpunkt als besonders stark und unangenehm. Insgesamt wurden 18 kurze Flüge ausgeführt; dabei gerieten mindestens zwei Landungen recht hart.

37. Nun stellte sich der Flugschüler zum Start bereit. Um 1536 hob er normal ab und ging in Steigflug über. Der Fluglehrer bezeichnete den übrigen Flugschülern gegenüber den Start als schön. Als sich das Flugzeug dem Kulminationspunkt näherte und sich der Steigflug bereits etwas abflachte, beobachtete der Windenführer eine kleine Rechtsschwenkung des Flugzeugs, führte diese auf Untergeschwindigkeit zurück und gab etwas Gas an der Winde. Als das Flugzeug eine Höhe von etwa 180 m/G erreicht hatte, sah man vom Boden aus, wie zwischen Leitwerk und Flügel eine Deformation eintrat. Dann hörten die Zuschauer ein deutliches Knistern, und gleichzeitig flogen Sperrholzstücke von der Rumpfbepankung weg. Der Rumpf barst auseinander, der Heckteil knickte nach unten. Das Flugzeug begann nach rechts zu rollen und ging in den Stechflug über.

Der Windenführer kappte das Seil, doch stürzte das Flugzeug drehend weiter, bis es in steiler Rückenfluglage am Platzrand auf den Boden prallte.

#### 4. SCHÄDEN

41. Der Pilot wurde durch den Aufprall sofort getötet.

42. Das Flugzeug, das bereits in der Luft auseinandergeborsten war, wurde durch den Aufprall auf dem Boden vollends zerstört.

43. Am Boden entstanden keine nennenswerten Schäden.

#### 5. SPÄTERE BEFUNDE

51. Auf der Unfallstelle wurde der Pilot in den geschlossenen Ansnallgurten vorgefunden.

52. Die bei der Eidgenössischen Materialprüfungs- und Versuchsanstalt in Dübendorf vorgenommenen Untersuchungen führten auf folgende Ergebnisse:

- Die Bruchstellen in der Umgebung des Spantes 8a wiesen Anhaltspunkte dafür auf, dass die Beplankung nicht symmetrisch unter dem Spant beidseitig nach aussen ausgeknickt, sondern durch Horizontalschub zwischen dem hinteren und vorderen Rumpfteil über die Lochverschwächung asymmetrisch gebrochen war.
- Ferner fanden sich Anzeichen dafür, dass der gekrümmte Spantenstab des Spantes 8a gegen das untere Ende hin schon vor dem Unfall aufgespalten war und das Sperrholz gegen den Kiel hinunter an diesem Spant gar keinen richtigen Halt mehr hatte.
- Es fanden sich Anzeichen dafür, dass schon vor dem Unfall Bruchstellen zwischen der äusseren Beplankung und Gerippe in der Umgebung der Lochverschwächung und bei der Gleitkufe vorhanden waren.
- Es fanden sich Anzeichen dafür, dass die tiefer gelegenen Zonen in der Umgebung der Kielleiste häufiger nass geworden waren; Zugversuche ergaben jedoch keine geringeren

Zugfestigkeiten für das Holz in diesen Zonen.

- Die Bruchstellen in der kritischen Zone verliefen vornehmlich im Massivholz und in den Sperrholzfurnieren; der für die ursprüngliche Konstruktion verwendete Leim war ein Kasein-Leim (nicht Harnstoff-Formaldehyd).

53. Einzelne Anzeichen in der Umgebung des Bruchausgangs liessen auf unfachgemässe und unsorgfältige Ausführung von Reparaturarbeiten schliessen, doch liess sich deren Zeitpunkt nicht mehr mit genügender Genauigkeit ermitteln, um sie einer der vorgängig (32) erwähnten Reparaturen zuordnen zu können.

54. Die Untersuchung der Sollbruchstelle des verwendeten Windenseils ergab eine Bruchlast von 800 kg. Die vorgängig ausgeführte visuelle Beurteilung durch den untersuchenden Fachmann anhand des Seildurchmessers und der Drahtseilnormen liess auf eine Bruchlast in der Grössenordnung von mindestens 600 kg schliessen.

## 6. DISKUSSION

61. Der Bruch der Rumpfstruktur wurde durch das Zusammentreffen verschiedener Faktoren verursacht, die sich anteilmässig kaum auseinanderhalten lassen. Primär ist jedenfalls die in vieljährigem Betrieb und mehrfachen Schadenvorkommnissen begründete Schwächung der Struktur an einer Stelle, die schon in der Konstruktion Schwächen aufwies.

62. Zur Zeit ihrer Entwicklung entsprach die Konstruktion den Anforderungen und Erkenntnissen des Segelflugzeugbaus. Der Lochausschnitt, der zur Durchführung eines Klinkenbetätigungsseiles am Hinterteil der Kufe angebracht war, bildete aber eine ausgesprochene Schwächung und Unstetigkeit der Kraftübertragung. Die Gefährdung durch den ungenügend überbrückten Ausschnitt war umso grösser, als diese Sonderausführung im Rumpfhinterteil besonders niedrig gebaut und somit bezüglich Rumpfquerschnitt erheblich höher beansprucht war als die Normalausführung des Musters. Über die kritische Bedeutung solcher Stellen war allerdings in der damaligen Zeit noch recht wenig bekannt.

63. Mit der Zulassung für die niedrige Beanspruchungsgruppe 1 entsprach das Flugzeug im Wesentlichen den anwendbaren Bauvorschriften auch in ihrer späteren Weiterentwicklung.

Mit der zugelassenen Schleppgeschwindigkeit von 100 km/h wurde der den deutschen Vorschriften zu entnehmende Wert von 92 km/h freilich etwas überschritten, aber nicht in einem Masse, das einer erkennbaren Gefahr rufen musste; die Überschreitung kann auch nicht als eine der Unfallursachen bezeichnet werden. Ein anderer Punkt, in welchem die Erfüllung der deutschen Bauvorschrift etwas fraglich erscheint, ist die Anbringung der Schleppklinke (222.1/261), die mit ihrer Rücklage in Richtung auf den Schwerpunkt keine eigentliche Bugfesselung darstellte. Im Kräftespiel beim Windenstart kann diese Art der Fesselung erhöhte dynamische Lastwirkungen zur Folge haben; diese lassen sich aber nicht zuverlässig erfassen und waren zur Zeit der Zulassung noch kaum erkannt.

64. Die festgestellten Anrisse und Bindefehler in der Umgebung von Spant 8a hängen offenbar mit den früheren Beschädigungen zusammen, die sich auch auf diese Zone ausgewirkt haben müssen. Die Nähe des Lochausschnittes im Rumpf-Untergurt trug durch Abminderung der lokalen Formsteifigkeit zum weiteren Vordringen von Anrissen bei. Sehr wahrscheinlich hat auch die Schwächung durch unsachgemässe Arbeitsausführung (53) mitgewirkt. Erfahrungsgemäss ist anzunehmen, dass sich diese Schäden dann im weiteren Betrieb bei harten Landungen weiter ausgedehnt haben. Für normalen Unterhalt und normale Zustandsprüfung waren sie sicher nicht ohne weiteres erkennbar; wie der vorliegende Fall zeigt, rufen aber Flugzeuge solcher Altersgruppen ganz allgemein weitergehenden Kontrollen, wenn sie sicher betrieben werden sollen.

65. Die nachträglich erhobenen Befunde lassen darauf schliessen, dass eine Alterung der Leimfugen oder ein Festigkeitsverlust der Leimung, wie er gelegentlich bei Harnstoff-Verbindungen festgestellt wurde, nicht wesentlich mitgespielt haben können.

66. Es besteht eine gewisse Wahrscheinlichkeit dafür, dass schon bei vorangehenden Flügen in der Schlussphase des

Windenstartes die Rumpfhaut schrittweise und zunehmend ausgebeult wurde, was dann unter aerodynamischen Einflüssen zu einem verstärkten Wippen um die Querachse geführt hätte. Ob dies aber schon genügend deutlich erkennbar war, muss doch fraglich erscheinen; die nach dem Unfall gemachte Aussage eines Flugschülers bildet dafür keinen genügenden Beweis.

67. Das Verhalten des Windenführers war an sich eine zweckmässige Reaktion auf das seitliche Labilwerden des Flugzeugs im Windenschlepp; dass diese Seitenschwenkung mit einer Deformation der Struktur zusammenhängen konnte, war für ihn nicht erkennbar. Die mit dem Gasgeben erzeugte dynamische Zusatzlast konnte dann freilich sehr wohl den endgültigen Bruch auslösen, besonders wenn ein Ausbeulen der Rumpfhaut vorangegangen war, und gerade in Verbindung mit der erkannten Seitenschwenkung, die rasch zu relativ hohen Querkomponenten des Seilzugs führen musste.

68. Der Seilzug, der den endgültigen Bruch herbeiführte, lag wahrscheinlich nicht oberhalb der tolerierten Bruchgrenze (385 kg) einer Sollbruchstelle von nominell 350 kg. Die Verwendung einer Sollbruchstelle von nominell 540 kg und effektiv weit über 600 kg ist insoweit nicht als Unfallursache nachzuweisen.

## 7. SCHLUSS

Die Untersuchungskommission gelangt einstimmig zu folgendem Schluss: Der Rumpfbrech im Windenstart unter an sich normaler Belastung ist darauf zurückzuführen, dass in der Struktur an einer Stelle, die bereits in der Konstruktion gewisse Schwächen aufwies, im langjährigen Betrieb mit mehrfachen Schädenvorkommnissen Schäden entstanden waren, die im Unterhalt nicht voll erkannt und nicht ausreichend behoben worden waren.

Zürich, den 16. Dezember 1964.

Ausgefertigt am 7. Januar 1965.

Ähnlicher Fall: HB-544 15.1.61 (Nr. 30).