

Aeropers Rundschau

Liebe Mitglieder!	2
Der DC-8	3
Fastzusammenstösse in den U.S.A.	9
Feuerschutz bei Notlandungen	10
Sample Comments ...	11
Wir helfen sparen!	13
BALPA-Sorgen	14
Fastzusammenstösse am Boden	15

Beilagen: Barron: High Altitude Indoctrination Training

Unfallberichte: 20.1.1956 - Blackbushe BEA
15.11.1957 - Wight, Aquila
21. 8.1957 - Los Angeles
20.12.1957 - Miami, Riddle
27. 6.1958 - Westover, USAF

Liebe Mitglieder!

Viel Neues kann ich Ihnen heute nicht bieten, denn der abgelaufene Monat war noch stark mit Ferien belegt, was natürlich zu einer gewissen Verzögerung der laufenden Verhandlungen führte.

Die wichtigsten Punkte, über die zur Zeit verhandelt wird, sind die folgenden:

1. Senioritäts-Reglement
2. Entschädigungen bei Dienstortwechsel und Detachierungen
3. Neues Ferienreglement (ab 1. Januar 1959)
4. Loss of Licence
5. Jet-Entschädigungen

Daneben gibt es natürlich auch andere Probleme und Problemlie, die behandelt sein wollen.

Um Sie besser ins Bild setzen zu können und um diskussionsweise gemeinsame Nenner finden zu können, hat der Vorstand beschlossen, in den nächsten beiden Monaten Dezember 1958 und Januar 1959 einen oder zwei Diskussionsabende einzuschalten. Die genauen Daten werden Ihnen noch bekannt gegeben.

Der Vorstand hat am 22. Oktober Herrn P. Merz, Pilot, einstimmig in die Aeropers aufgenommen.

Mit freundlichen Grüßen:

Der Präsident:
sig. A. Sooder.

Im Februar 1958 stürzte ein B-52-Bombenflugzeug (Wert: 8.000.000.- $\text{\$}$) der amerikanischen Luftwaffe bei Ellsworth Air Force Base ab. Die Ursache lag in der Verwendung verunreinigten Treibstoffs. Wieviele der zahlreichen Luftwaffenunfälle des laufenden Jahres auf dasselbe zurückgeführt werden müssen, ist nicht bekannt. Man weiss aber sehr wohl, dass sie hinter einer schönen Anzahl von Triebwerksausfällen, Notlandungen und Unfällen steht. Aus der Situation erwächst die grosse Frage, wie man dem Problem im kommerziellen Luftverkehr mit Düsenflugzeugen begegnen wird.

(AMERICAN AVIATION, 22.9.1958)

DER DC-8

Die Idee zur Entwicklung und Konstruktion eines Düsentransporters wurde bei Douglas schon 1945 aktuell. Das Projekt wurde dann vorläufig fallengelassen, da die damaligen Triebwerke zu wenig stark waren und der Benzinverbrauch unwirtschaftlich. Im Jahre 1951 tauchten dann die Pratt & Whitney JT-3 (Militär J 57) Triebwerke auf, womit die Arbeit an den Projekten von Düsentransportern bei Douglas und Boeing wieder aufgenommen wurde.

Ohne militärische Unterstützung hatte Douglas kaum eine Chance, die Konkurrenz zu schlagen, und man suchte Wege, um mit der Konstruktion noch etwas zuzuwarten, um von den neuesten Erfahrungen und Ideen zu profitieren, die aber trotzdem nicht mit einem frühen Ablieferungstermin kollidierten.

Der erste Schritt dazu war der Verzicht auf einen Prototyp. Man entschloss sich, die ersten neun Flugzeuge der Serienfabrikation zu beschleunigten Flugversuchen zu verwenden. Douglas-Ingenieure glaubten, dass fundamentale Differenzen zwischen einem sozusagen "handgemachten" Prototyp und einer Maschine aus der Serie heraus zu gross wären, und dass ein Prototyp, geflogen von hartgesotenen Testpiloten mit voller Unterstützung der Fabrik, wenig Aufschluss gäben für spätere Operationen in den Händen von Linienpiloten.

Douglas bringt zwei Typen auf den Markt: die kontinentale und die interkontinentale Ausführung. Der Interkontinentaltyp führt 26'100 lbs. mehr Treibstoff, und dementsprechend sind Haupt- und Bugfahrwerk stärker gebaut. Das maximale T.O.G.W. wird somit 287'000 lbs. und das maximale L.W. 194'000 lbs.

Die Firma hält es für möglich, den DC-8 in den gegenwärtigen Verkehrsvolten und Flughäfen (?) operieren zu lassen. Im gemischten Prop-Jet-Verkehr ist ein Holding für den DC-8 in einem "standard racetrac pattern" 9,5 NM lang auf 5500 ft. Höhe, mit 8 Minuten Wartevolte mit $\frac{1}{2}$ rate turn von 1,5°/sec möglich. Geschwindigkeit = 160 kts oder 1,5 Abreissgeschwindigkeit mit 25° Klappen. Flügelneigung in den Kurven : 13,5°. Eine empfohlene, wirtschaftliche Volte wäre auf 15'000 ft 8 min. mit $\frac{1}{2}$ -rate-Kurven. Standard rate turns kommen nicht in Frage wegen des zu grossen Neigungswinkels (Passagierkomfort).

Douglas gibt folgende Daten für Anflug und Landung: Endanflug mit 25° Klappen und max. L.W.: 132 kts. Aufsetzen ist bei 121 kts. Mit 160'000 lbs L.W. landet die DC-8 mit 112 kts.

Es ist möglich eine 180°-Rollwendung auf einer 28 Meter breiten Piste zu machen. Das Hauptfahrwerk besteht aus 4 Rädern, wobei das hintere Paar drehbar ist; es dreht sich aber nur, wenn die Räder auf der Innenseite der Kurve sind und das Bugrad einen minimalen Ausschlag von 45° aufweist (Max. Ausschlag 73°). Das hintere Paar auf der Aussenseite der Kurve bleibt fest.

Um konkurrenzfähig zu sein, muss der DC-8 ca. 0,85 Mach. fliegen. Für diese Geschwindigkeit wäre eine 35°-Pfeilung mit kleinen Flügelnasenradien nötig; diese Charakteristiken sind aber in bezug auf kleine Geschwindigkeiten und Struktur unvorteilhaft. Man entschloss sich dann nach ausführlichen Analysen und Windtunnel-Versuchen für einen dickeren und weniger gepfeilten Flügel (30°).

Douglas bestätigt, dass die Steuerungseigenschaften des DC-8 so gut sind wie diejenigen der vorausgegangenen Typen. Für die lateralen Bewegungen sind ausschliesslich Verwindungsklappen vorhanden, man hat auf Spoiler verzichtet, da die Verwindungsklappen bei kleinen Geschwindigkeiten den Spoilern vorzuziehen sind, d.h. bei so guten Abreisseigenschaften, wie sie der DC-8 aufweist. Die Verwindungsklappen bestehen aus zwei Segmenten. Die Innensegmente werden hydraulisch gesteuert und sind mit den äusseren Segmenten durch vorgespannte Verdrehstäbe verbunden. Bei kleinen Geschwindigkeiten operieren diese beiden Segmente als eine Einheit, währenddem sie bei grösseren Geschwindigkeiten verschiedene Ausschläge aufweisen, um die Torsion des Flügels zu eliminieren. Bei einem hydraulischen Defekt auf einer Seite kann diese automatisch manuell gesteuert werden, wobei die Effekte und der Aufwand an Kräften ungefähr dem des DC-4 entsprechen.

Ein grosses Problem der seitlichen Bewegung bildet die sogenannte Dutch roll (eine Gier- und Rollbewegung bei turbulenter Luft), die durch eine schwache aerodynamische Dämpfung bei grossen Geschwindigkeiten und grossen Höhen auftritt. Diesem wird durch ein empfindliches Beschleunigungsinstrument begegnet, das im Heck eingebaut ist. Doch sollte durch neuere Erkenntnisse auf dieses Instrument verzichtet werden können.

Es hat sich gezeigt, dass die Entwicklung von Höhen- und Seitenleitwerk viel kritischer ist, als die der Flügel. Kompressions-effekte am Flügel sind verbunden mit einer Widerstandszunahme, welche das Flugzeug von gefährlichen Geschwindigkeitsregionen fernhält, während der gleiche Effekt an den Schwanzflächen nur kleine Wirkung hat, was zu Konkrollierbarkeit der genannten Steuer führen kann. Es ist somit naheliegend, dass die Konstruktion des Höhen- und Seitensteuers von der des Flügels abweicht, so ist z.B. die Pfeilung etwas grösser (35°) bei 25% Flügeltiefe und das Dickenverhältnis nur 9,5%. Wegen den schlechten Seitenwind-Landeeigenschaften der Pfeilflügler musste auf grosse Ruderausschläge geachtet werden. Max. Ruderausschlag beträgt 30° (hydraulische Betätigung). Eine Vorrichtung reduziert diesen Ausschlag auf 14° bei eingefahrenen Klappen. Maximale Querwindkomponente ist 30 mph.

Die Toleranz des CG reicht von 15-32% des MAC. Die Trimmung in der Querachse folgt hydraulisch mit einem zusätzlichen elektrischen "standby drive". Plötzlicher Vollausschlag der Trimmung bei einem Defekt ist durch eine sinnvolle Einrichtung verunmöglicht worden.

Die meisten DC-8 werden mit Pratt & Whitney JT-4-Triebwerken ausgerüstet (auch die DC-8 der Swissair). Die Triebwerke sind an drei

Punkten am Flügel aufgehängt. Die Verschalung nimmt keine Kräfte auf.

Die Triebwerke des Flugzeugs sind im Betrieb unabhängig voneinander, um einen möglichst hohen Sicherheitsgrad zu erzielen. Drei Arten von Schutzeinrichtungen sind vorgesehen: Shut-off für den Treibstoff; die verschiedenen Kammern sind hermetisch von der Luftzufuhr abgeschlossen und ein CO₂-Feuerlöschsystem besteht für jedes Triebwerk; Treibstoff ist komplett von Entzündungsmöglichkeiten (heisse Oberflächen, elektrische Leitungen etc.) getrennt; Schottwände sind oben und unten in der Triebwerk-Gondel eingebaut, ebenso je eine Schottwand vor dem Kompressor und zwischen Turbine und Kompressor. Dazu kommt für jeden Flügel ein Bromotrifluoromethan-Feuerlöschsystem, wovon jedes für zwei Triebwerke bestimmt ist.

Der Hauptunterschied zwischen dem Kontinental- und dem Interkontinentaltyp liegt in der Treibstoffaufnahme. Der Interkontinentaltyp hat einen in der Mitte gelegenen Tank, der automatisch die Haupttanks nachfüllt. Man will damit Zufuhrunterbrüche vermeiden, da es relativ schwierig ist, einen Turbo-Jet in der Luft wieder zu starten. Das Hauptbenzinsystem besteht aus vier Haupt- und Hilfstanks; Cross-feed ist möglich, wird aber nicht empfohlen, da durch Verlagerung von grösseren Mengen Brennstoff eine ernst zu nehmende Feuergefahr entsteht. Auf jeder Seite des Flügels befinden sich unten zwei Anschlussstutzen, die den Tank nach Beendigung der Tankung automatisch abschliessen. Mit bestehenden Einrichtungen können 1000 USGal. pro Minute unter Druck eingefüllt werden. Es ist aber möglich, bei entsprechenden Vorrichtungen 1400 USGal. pro Minute einzufüllen. Die Tankung mit Druckfüllung nimmt 20 Minuten in Anspruch. Zwei Förderpumpen pro Triebwerk wurden installiert; eine motorgetriebene Vakuumpumpe befindet sich in der Gondel und eine elektrisch betriebene im Tank. Die Benzinfilter werden, so bald die Temperatur gegen den Gefrierpunkt des Wassers sinkt, mit warmem Öl durchspült, um Vereisung zu verhüten..

Mobile Aussenstarter können an irgendeinem Triebwerk angeschlossen werden. Läuft ein Triebwerk, so können mit Hilfe des eingebauten pneumatischen Systems die andern drei ohne Aussenstarter gestartet werden. Jedes Triebwerk hat einen separaten Öltank in der Gondel eingebaut. Er ist zweigeteilt, in der einen Hälfte befindet sich das Motorenöl und in der andern das sogenannte "constant-speed drive"-Öl. Die beiden Hälften sind so getrennt, dass bei einem Verlust des "constant-speed drive"- das Motorenöl nicht auch verlorengeht. Total Inhalt: 12 USGal.

Wassereinspritzung gibt es nur bei den JT-3-Triebwerken, beim JT-4 (DC-8 der Swissair) ist keine Wassereinspritzung vorgesehen.

Bei einer Flughöhe von 40'000 ft entspricht der Druck in der Kabine einer Höhe von 6700 ft, das ergibt einen Druckunterschied von 8,77 psi. Die Kabine wurde mit 1,33fachem maximalem Entlastungsdruck entsprechend 12,33 psi. geprüft. Die maximalzulässige Undichte beträgt 350 cu.ft/min.

Die Konstruktion des Rumpfes erfüllt zwei Forderungen: Er ist erstens "fatigue resistant" und zweitens "fail-safe", obwohl nur eines dieser Kriterien erfüllt sein muss; aber damit wird garantiert, dass beim Versagen auch nur eines einzelnen Teiles der Struktur für das Flugzeug keine Gefahr besteht.

Die Frachträume werden ebenfalls unter Druck gehalten. Der vordere fasst 6900 lbs. und der hintere 7000 lbs.

Für die Inneneinrichtung hat Douglas neue Wege gesucht. So sind z.B. Kaltlufteinlass, Leselampen, Hostesscall, Tischlampe etc. am Sitz selber montiert. Dies erleichtert das Anbringen verschiedener Sitzkombinationen. Der Sitz ist so gebaut, und am Boden befestigt, dass er einer 1 1/3fachen Aufpralllast des Flugzeuges standhalten kann.

Die Luft wird mit Hilfe von vier Turbokompressoren in die Kabine gepresst. Jeder einzelne kann den gewünschten Druck entsprechend 6700 ft erzeugen. Sie befinden sich in der Flugzeugnase. Zwei Lufteintritte befinden sich links und rechts und zwei unten an der Nase. Angetrieben werden die Lader durch Druckluft: beim Start abgezapft bei einer Niederdruckstufe des Triebwerkkompressors und während dem Flug durch ram effect.

Im Konditionierungssystem des DC-8 braucht man keine spezielle Heizung, da heisse Luft direkt vom Turbo-Kompressor abgenommen werden kann.

Die Turbo-Kompressoren brauchen etwa 210 PS. Douglas-Ingenieure suchten eine Lösung, um diese Kraft diese Kraft nutzbringend auswerten zu können. Man fand sie, indem man die Kabinenluft durch eine Düse jagt, was eine Leistung von 220 PS ergibt. Die 10 gewonnenen PS, so nimmt man an, stammen von der Körperwärme der Passagiere. Man errechnete eine Geschwindigkeitszunahme des Flugzeuges von 3-4 kts. Die Temperatur wird mit zwei Mischventilen kontrolliert. Die heisse Luft kommt direkt von den Turbokompressoren, während die kalte Luft durch einen sog. "vapor cycle refrigerator" geführt wird; totale Kapazität 27 T. Diese Einrichtung kondensiert die Feuchtigkeit aus der Luft. Die beiden Systeme halten die Kabinentemperatur auf 70° F (ca. 21° C) bei einer Aussentemperatur von minus 100° F (ca. minus 73° C) auf Flughöhe. In speziellen Prüfkammern konnte eine Innentemperatur von 75° F gehalten werden bei Aussentemperaturen von minus 100° F bis plus 120° F. Cockpit und Kabinenheizung sind getrennt. Der Tierraum wird auf 65° gehalten.

Die Flügel- und Leitwerkknasen werden ebenfalls von heisser Luft durchzogen. Luft wird direkt auf die Windschutzscheibe geblasen. Dieser Luftzug verkleinert die Regentropfen oder verdampft sie zum Teil. Die übrigbleibenden kleinen Tröpfchen werden dann vom Fahrwind weggeblasen. Die Windschutzscheiben werden elektrisch geheizt.

Für die Passagiere bestehen drei Hochdrucksauerstoffbehälter, einer fasst 63 cu.ft., die andern zwei je 48 cu.ft. Verliert die Kabine Druck, so fallen automatisch die Sauerstoffmasken aus den Rücklehnen der Sitze. Für die Besatzung besteht ein separater Hochdrucksauerstoffbehälter mit 73 cu.ft. Inhalt.

Das elektrische System des DC-8 besteht aus unabhängigen Systemen, für jeden motorgetriebenen Generator. Im normalen Betrieb sind die vier Generatoren mit einer Sammelschiene verbunden; sie haben je eine Kapazität von 20 Kva, können aber 27,5 Kva erzeugen, womit ein einziger Generator das ganze System versorgen könnte. Die Generatoren sind parallel geschaltet, dies hat den Vorteil, dass bei einem Generator-Ausfall die verlorene Last auf alle drei andern gleichmässig verteilt wird. So lange ein Triebwerk läuft, ist für genügend Leistung gesorgt, um die notwendigen Apparate in Betrieb zu halten.

Das Bordnetz ist dreiphasig, 120/208 V, 400 Hz. Die Frequenz kann auf $\pm 1/10$ Hz genau gehalten werden. Durch das Einführen höherer Spannungen kann der Strom tiefer gehalten werden, womit viel leichtere Drähte installiert werden können, was einer Gewichtsersparnis gleichkommt. Die 50 A-Gleichrichter sorgen für eine Gleichspannung von 28 V. Die beiden Generatoren der Innentriebwerke versorgen nebst den regulären Sammelmaschinen auch zwei Notsammelmaschinen. Ebenfalls versorgen die beiden Innengleichrichter das Flugzeug mit Notgleichstrom.

Acht Warnlampen befinden sich auf dem Brett des Bordmechanikers. Es ist somit sofort möglich, festzustellen, in welchem Segment die Störung liegt, ohne dass es nötig wird, einen grossen Teil des Systems abzustellen. Wird die Störung nur generell festgestellt (z.B. im Falle von Rauch), so kann sofort mit Hilfe eines Gruppenschalters 90-95 % der Last abgeschaltet, und die Segmente können einzeln zurückgeschaltet werden. Wird obgenannter Schalter betätigt, funktionieren nur noch die Notsammelschienen.

Das Aussenbordaggregat ist eine 60 Kva-Einheit. Ein Lämpchen gibt dem Bodenpersonal Bescheid, wenn das Aggregat vom Flugzeug abgeschaltet werden kann. Ein grosses Problem bildete die Installation der Elektronikeinrichtung. Bestmögliche Standorte für die Antennen sind oft zu weit weg von den Empfängern und Sendern, was zu unzulänglichen Verlusten in den Leitungen führt. Douglas hat nun ein neues Koaxialkabel entwickelt, dessen Verluste halb so gross sind wie jene der heutigen Koaxialkabel. Für den Interkontinentaltyp sind 20-25 Antennen vorgesehen.

Die Düsentransporter führen gewichtsmässig viel mehr elektrische Apparate mit sich als die heutigen Verkehrsmaschinen. Jeder DC-8 wird mit einer Wetterradareinheit versehen, die einen grösseren parabolischen Reflektor aufweist als die heutigen. Die Glideslope-Antenne befindet sich im Radom. Viele DC-8 werden mit X-band-Doppler-Navigationsapparaten ausgerüstet. Verschiedene Gesellschaften interessieren sich auch für den "low frequency radio teletype".

Zwei VHF-Antennen sind auf dem Rumpf montiert. Die metallene Vorderkante der Antenne schützt gegen Erosion und bildet eine direkte Verbindung zum Rumpf für Blitzeinschläge. Eine dritte VHF-Antenne befindet sich oben auf dem Seitenruder. Im Schwanz befinden sich weiter die VOR- und HF-Antennen und eventuell eine Radioaltimeter-Antenne.

Es werden zum grossen Teil Transistoren verwendet. Das Kühl- und Gewichtsproblem wird dadurch verkleinert. Nichtsdestoweniger wird man noch viele "schwarze Kästen" vorfinden, welche luftgekühlt werden müssen.

Nach Angaben von Douglas soll der Nasenradom ausgezeichneten Schutz gegen Blitzeinschläge gewährleisten. Kleine Metallplättchen, welche in die Oberfläche eingebettet sind, verhindern das Ableiten des Blitzes über den Rumpf nach dem Schwanz. Für die statischen Entladungen am Flugzeug kommen nicht mehr die herkömmlichen Baumwolllitzen an der Hinterkante der Flügel in Frage, da für den DC-8 131 solcher Litzen in Abständen von mindestens 18 in. montiert werden müssten. Es ist noch nicht bekannt, wie dieses Problem gelöst wurde.

Das hydraulische System des DC-8 ist ähnlich dem des DC-7 und DC-6. Der Druck beträgt 3000 psi. und wird von zwei sogenannten "variable displacement pumps" erzeugt, je eine an einem Innenbordtriebwerk montiert. Die totale Beförderungsmenge beträgt 45 gal/min. Eine elektrische Notpumpe mit einer separaten Flüssigkeitsreserve ist vorhanden. Das Systemreservoir ist unter Druck (45 psia) gehalten, um Kaltstarts und Flüge in grossen Höhen zu ermöglichen. Kapazität: 12 USG und 2,5 USG für die elektrische Pumpe.

Die Bremsen des Hauptfahrwerks sind fast gleich wie die des DC-6 und DC-7, ausgenommen natürlich in der Grösse. Für eine Vollbremsung braucht es nur 2/10 Sekunden. Zwei kugelförmige, $7\frac{1}{2}$ in. Durchmesser aufweisende DC-7 Akkust. sind installiert, welche drei vollen Bremsungen und einer solchen von 1000 psi entspricht. Sie können auch die Parkbremse für mindestens 8 Stunden halten. Eine Notdruckluftbremse ist ebenfalls eingebaut.

(Nach Artikeln in "Aviation Week"
21./28.4.1958)

WISSEN SIE SCHON: dass die kinetische Energie, die in einem Flugzeug von 14000 lb bei einer normalen Landung mit 120 KIAS liegt, mit 8.950.000 ft/lbs genügen würde, um einen siebentönigen Elefanten auf eine Höhe von 638 ft zu schleudern? (Index: Landing Gear)

FASTZUSAMMENSTOESSE IN DEN U.S.A.

Die vom Civil Aeronautics Board bei Zivil- und Militärpiloten laufend durchgeführten Erhebungen führten für das Jahr 1957 zu folgenden Zahlen:

- Die 2833 gültigen Meldungen wurden von 536 Militär- und 435 Zivilpiloten, 288 Luftverkehrspiloten erstattet.

Der Tagesdurchschnitt betrug 2.66 Fastzusammenstösse.

Ueber das Gegenflugzeug enthielten die Meldungen die folgenden Angaben:

- von Zivilpiloten: 206 Militär, 207 Zivilflugzeuge, 22 unbekannt
von Militärpiloten: 262 Militär-, 232 Zivilflugzeuge, 42 unbekannt
- 341 Düsenflugzeuge
- 125 Fälle, in welchen das Gegenflugzeug gesehen wurde, bevor ein Fastzusammenstoss drohte
- 466 Flugzeuge auf Querkurs, 326 auf Gegenkurs, 161 im Ueberholen
- 494 Flugzeuge im Geradeausflug, 131 im Abstieg, 108 im Steigflug, 108 beim Landen, Starten, Warten oder Kurven, 9 in Akrobatik, 96 in unbekannter Flugphase (eigenes Flugzeug: 513 im Geradeausflug, 151 im Abstieg, 103 im Steigflug, 195 beim Landen, Starten, Warten oder Kurven, 2 in Akrobatik)
- 164 Flugzeuge mit, 601 ohne Befuerung
- alle Flugzeuge unter 5 Meilen Entfernung, 919 unter 3 Meilen, 863 unter einer Meile, 689 unter 2000 ft, 426 unter 500 feet, 122 unter 100 ft gesehen, als ein Fastzusammenstoss drohte.

844 Fälle ereigneten sich in kontrolliertem Luftraum, 62 ausserhalb, 526 unterwegs, 400 im An- oder Abflug von Flugplätzen mit Kontrollturm, 34 auf andern Flugplätzen.

495 ereigneten sich unter IFR-Bewilligung, 7 im Instrumentenflug ohne Bewilligung, 462 unter VFR, 709 bei VFR-Wetter.

764 Fälle ereigneten sich bei Tag, 142 nachts, 55 in der Abend- und 3 in der Morgendämmerung.

359 Fälle spielten sich unter 3000 ft ab, 407 zwischen 3100 und 15500 ft, 93 zwischen 15600 und 28500 ft, 38 über 29000 ft

In 458 Fällen wurden die Geschwindigkeiten beider Flugzeuge als unter 200 mph geschätzt, in 298 Fällen jene mindestens eines Flugzeuges zwischen 200 und 300, in 191 Fällen über 300 mph.

In 641 Fällen wurden Ausweichmassnahmen gemeldet, in 180 Fällen ausdrücklich keine, und in 138 Fällen wurde eine Ausweichmassnahme als nicht mehr möglich gemeldet.

Die Distanz im Fastzusammenstoss wurde in 154 Fällen als unter 1000 ft gemeldet, in 131 Fällen zwischen 500 und 1000 ft, in 407 Fällen zwischen 100 und 500 ft, in 256 Fällen unter 100 ft.

(FSF BPSB 58-209, 22.10.1958)

Wenn man die über der Kalenderzeit aufgetragene Kurve der eingegangenen Meldungen vergleicht, so lässt sich jeweils ein deutliches Ansteigen der Eingänge nach wirklichen schweren Zusammenstössen feststellen. Die psychologischen Hintergründe sind offensichtlich; der Einfluss auf den Erkenntniswert der Statistik für die Beurteilung der tatsächlichen Situation ist etwas schwieriger abzuschätzen.

gu.

FEUERSCHUTZ BEI NOTLANDUNGEN

Am 8. Mai 1958 um Mittag startete eine Super Constellation der EAL mit 65 Insassen auf dem Flughafen Charlotte in North Carolina. Nach dem Start stellte der Pilot einen Defekt am Bugfahrwerk fest und entschloss sich, den Platz zu umfliegen, bis der grösste Teil des Treibstoffs verbraucht sein würde, und dann eine Notlandung zu versuchen.

Vom Kontrollturm aus wurde unverzüglich die städtische Feuerwehr alarmiert. Zwei Löschwagen der Luftwaffe wurden an der Piste aufgestellt, und zwei Löschwagen der Stadt wurden sofort eingesetzt, indem sie innert etwa 25 Minuten von der Mitte der Piste an eine Schaumdecke von etwa $3\frac{1}{2}$ in. Dicke, 40 ft Breite und 800 ft Länge legten.

Um 1452 landete das Flugzeug, und es gelang dem Piloten, das Bugrad vom Boden freizuhalten, bis etwa 50 ft nach Beginn der Schaumdecke. Die Aufsetzgeschwindigkeit lag bei 100 kts, das Fluggewicht bei 87500 lb, der Treibstoffvorrat war auf 200 Gallonen abgesunken.

Das Bugfahrwerk brach zusammen, und das Flugzeug neigte sich nach vorn, bis es mit dem Bug auf der Piste schliff. Es entstanden aber keine Funken, und das Flugzeug kam etwa 20 in. nach der Schaumdecke zum Stehen. Die beiden Löschwagen waren ihm auf der Piste nachgefolgt und bezogen am Haupteingang und vor dem Bug Stellung. Sie wurden aber nicht benötigt. Der Schaden am Flugzeug wurde auf weniger als \$ 1000 geschätzt.

Was ohne Schaumdecke geschehen wäre, kann niemand sagen. Der Vorfall zeigt aber ein gutes Ergebnis vorausschauenden Feuerschutzes.

(NFPA Special Aircraft Accident Bulletin,
1958/1, August.)

SAMPLE COMMENTS

... of pilots who voluntarily reported near miss incidents:

1. Aircraft under radar control or surveillance - Convair 240 reporting near-miss of Piper: "Ten miles out of Boston, we were advised by radar that unidentified aircraft at 1 o'clock, altitude unknown. At that moment copilot saw aircraft approaching 45 degrees through windshield. Visibility at time $\frac{1}{2}$ to 1 and other aircraft was flying directly into the sun. I believe without radar warning this one would have happened."
2. Difficulty recognizing other plane, its relative position or flight path - DC-6 reporting near-miss of Bonanza: "Estimate time lapse of 10-15 seconds from time aircraft first observed until we passed him below and to right. Half of this time was spent determining if it was an expected DC-4 inbound to LAX (Los Angeles), his distance and altitude. His navigation lights were very ineffective against the city lights."
3. Buzzing - Convair reporting near-miss of F-89: "This (the other aircraft) ... was an interceptor that came too close after making a run from port to starboard then pulled up from underneath. Possibly a young aviator feeling his oats. A violation will be filed."
4. VFR flight too close to clouds or in IFR weather - C-131-A reporting near-miss of Cessna: "At 2,200, ceiling varying from 2,00-2,300, we, fortunately, were clear of clouds when I just happened to glance up from instrument panel. Outlined by the copilot's windshield was a small aircraft in a steep left turn. Either this aircraft was flying in the bottom of the clouds or else had descended through the ceiling. We missed by 300 feet. I had to make a violent left descending turn."
5. Recommending changes in procedures, regulations, airways, etc. - An airline Convair and a B-25 missed by 250 feet while holding at the Hugenot VOR in instrument conditions. The Convair pilot states this was due to lack of coordination between the New York and the Steward Field tower. He suggests an effort be made to improve coordination between ATC centers and military towers.
6. Either pilot not sighting other traffic - reporting plane not identified: "I was shooting full stop landings and had just entered downwind leg from a missed approach and leveled off at 1,700 and there the Cub was - 40 feet distance. I don't see how we missed him. Recommend civilian aircraft, particularly small aircraft, not be permitted near heavily congested military traffic control zones."

7. Traffic information not received from tower - reporting plane not identified: "After landing I was informed I had passed close to an airline DC-7 (500-700 ft) on high straight-in final at a point 3 miles out. I did not see other aircraft and was not informed of his position. Due to excessive transmissions on the tower-frequency, tower had no chance to inform me of the aircraft".
8. Blind spot in cockpit - DC-7 reporting near-miss of Viscount: "How about giving us wrap-around windshields or bubble canopies? This near-miss can be attributed to blind spots in the cockpit. The other aircraft popped into view from behind the partition that separated the direct vision window from the side window."
9. High Altitude - B-47 reporting near-miss of B-47: "Missed by 100 feet. We were at 37,000 and other aircraft was 1,000 ON TOP (of cloud formation) at 37,500 according to Gage radio. I feel that 1,000 ON TOP should maintain 1,000 ON TOP of all clouds - would like to see fixed assigned altitudes for all times. High speed and closure rates of jet aircraft just don't allow for recognition and evasive action until it's too late."
10. Planes flying through airport traffic patterns - F-100 reporting near-miss of unidentified plane: "Small, light aircraft operating in vicinity of military jet operations at military bases should be required to have radio contact with the tower."
11. Instrument practice - B-47, making a practice ILS approach at Oklahoma city, came within 1,500 feet of a DC-6 taking off - altitude 1000 ft. The B-47 pilot suggests that Approach Control turn all ILS aircraft to Tower Control at the outer marker and that the Tower warn of other aircraft in pattern.
12. Miscellaneous - A DC-6 pilot first sighted a C-119 within 2,000 feet and passed within 500 feet after both aircraft turned. The C-119 was flying on a 1,000 ON TOP clearance between layers with variable top and base. DC-6 pilot said "he didn't expect VFR or 1,000 ON TOP traffic under this condition."
"Too many cockpit duties plus necessary company paper work was responsible for this near-miss. Simplification is one of the answers to this."
"Cleared to descend 13,000 to 7,000 VFR conditions - requested traffic - advised flight descending 17,000 to 9,000 in same direction. First Officer by straining neck sighted other aircraft slightly ahead and above. Had we continued would probably have arrived at same spot at same time - this would have occurred if we hadn't asked for traffic."

"Two jets came within 10 feet during touch-and-go landings. Pilot states: "Was cleared to land 'in order'. I had previously been advised to follow two A4D's breaking. I had two in sight but there was another in pattern. Mistook the single A4D and leader of section for the two aircraft I had in sight. If along with being more vigilant I had been cleared 'No.4 to land' rather than 'in order' (which does not tell the pilot the number of aircraft to keep in sight) this close call may have been averted."

(CAB, THE ADVANCE IN AIR SAFETY, May 58)

WIR HELFEN SPAREN

Der blauen Revisions- und Addenda-Mäppchen sind Legionen. Nachdem nun auch der letzte seine Wohnung, bzw. sein Haus blau tapeziert haben dürfte, stellt sich das Problem der Weiterverwendung erneut. Und siehe da: Im Manual-Office hätten sie diese blauen Umschläge ganz gerne retour. Sie sind nur etwas schüch und wollen uns nicht unnötig belästigen. Also bitte, ganz gelegentlich, wenn Sie einmal im Manual-Office vorbeigehen ... Vielleicht können wir sogar etwas einhandeln dafür: Wir bringen die blauen Umschläge zurück und dafür müssen wir pro Mäppchen nur noch einen Eintrag in den "Record of Revisions" machen, wie sich das bei den Route-Manuals schon längst bestens bewährt? Jedesmal jedes einzelne Blatt zu notifizieren ist doch reichlich mühsam, überflüssig und zeitraubend. Uebrigens: Phantasiebegabte Menschen sollen durch obige Anregungen ja nicht davon abgehalten werden, solche auch noch auf dem offiziellen Vorschlagsweg weiterzugeben. Wer weiss, vielleicht gibt's noch Stütz!

mu

SHARE YOUR EXPERIENCE!

In der Fliegerei müssen wir Nutzen ziehen aus den Fehlern, die unsere Kameraden begehen, denn wir selbst leben nicht lange genug, um sie alle selbst zu begehen. Aus dem selben Grund müssen wir, wenn uns die Vermeidung von Fehlern und Unfällen gelingt, die zur Erfolg führenden Mittel auch andern mitteilen.

(FSF-BPSP 58-208, 15.9.1958)

Beiläufig gesagt: Ich wäre gar nicht nach Farnborough gegangen, wenn ich die Zeitungsmeldung geglaubt hätte, nach welcher die Sea Hawks flogen "in the closest formation - just 15 feet apart - at 500 mph, the pilot blindfolded amidst clouds". Schööön!

(Aerius in THE LOG, October 1958)

Aus einem Diskussionsbeitrag derselben Nummer: "Captain Arthur ist ein langjähriges Mitglied mit grosser Vorstandserfahrung. Er muss doch wissen, dass es in der BALPA immer Gruppen und einzelne gibt, die mit einem neuen Vertrag oder mit andern Dingen nicht zufrieden sind. Er muss wissen, dass dann von Austritten gesprochen wird, und er muss schliesslich wissen, dass darin ein untaugliches Mittel liegt. Wenn die Politik der Vereinigung nicht die Zustimmung eines Mitgliedes findet, so muss dieses Mitglied innerhalb der Vereinigung dafür arbeiten und wenn nötig dafür kämpfen, damit die Politik geändert werde - und wenn es genügend gute Gründe hat, so ist ihm auch der Erfolg sicher."

FASTZUSAMMENSTOESSE AM BODEN

Ein Zusammenstoss von Flugzeugen auf dem Boden kann zu Ergebnissen führen, die nicht viel anders aussehen als jene einer Kollision auf 20.000 ft! Neuere Vorfälle mit Flugzeugen von vier Luftverkehrsunternehmen zeigen, dass sich Fastzusammenstösse auch am Boden ereignen. In einem Fall rollte ein Flugzeug vor einem landenden Flugzeug auf die Piste, in einem andern Fall starteten zwei Flugzeuge gleichzeitig auf sich kreuzenden Pisten. Die Untersuchung dieser und anderer Fälle zeigt die mitwirkenden Ursachen darin,

- dass die vollständige Identifikation des Flugzeugs mit Gesellschaftsbezeichnung und Kursnummer in einzelnen Funkdurchgaben unterlassen wird,
- dass Weisungen zum Warten nicht bestätigt werden,
- dass die Empfängerlautstärke nicht voll aufgedreht wird.

(FSF BPSB 58-208, 15.9.1958)

HIGH ALTITUDE INDOCTRINATION TRAINING FOR COMMERCIAL AIR CREWMEN

Presented at the Sixth Annual Air Safety Forum, ALPA, March 1958

By Charles I. Barron.

Interest in high altitude training programs for commercial air crewmen has been only recently evoked, and stems from the imminent operation of jet airliners. The parameters of performance of current reciprocating aircraft are such as to have minimized the need for intensive physiological training. The coming jet airliner with ceiling capabilities in excess of 40,000 feet raises a number of considerations, especially in connection with possible emergency situations, and defines possible critical exposure of air crewmen and passengers. Where the pilot in current aircraft has adequate time for reaction to emergency situations prior to the onset of physiological deterioration, such reassurance may not be present in the jet aircraft counterpart. What physiological indoctrination has been proffered to commercial airmen in the past has been handled by integration in existing training programs, or in many companies, by expecting the pilot to obtain this data from the literature, subject to his personal interest and ability to understand it.

The performance capabilities of the coming jets are such as to emphasize the need for a more formalized and controlled physiological or high altitude indoctrination program. This program should encompass many disciplines, including exposure to high altitude, speed and motion, and stresses relating to the mechanical characteristics of the new aircraft. Many of the problems to be encountered under routine and emergency conditions are familiar to all pilots, and vary only in magnitude and importance. Others are somewhat new and relate directly to the aircraft itself.

In addition to the physiological considerations necessitating indoctrination there exists a most urgent need for proper education of the commercial pilot in the factual realities of the problems he will face, to dispel the many rumors and erroneous information that find their way into pilot circles and all too often gain credence by constant reiteration.

The type of training necessary to provide the proper physiological indoctrination is dictated by the performance capabilities and possible emergency situations associated with the aircraft. It is generally agreed by aeromedical investigators that the most critical emergency will result from a loss of cabin pressure at altitudes above 30,000 feet. Under normal conditions of flight the jets will maintain pressurization at or below 8,000 equivalent

despite ambient altitudes of 30,000 to possibly 45,000 feet. Tremendous engineering effort is being utilized to insure maximum protection against the possibility of a cabin depressurization. Despite all efforts it must be assumed that a depressurization might occur some time during the effective life of an aircraft. A truly explosive decompression, one occurring in less than 0.5 seconds, is extremely unlikely, but should it occur, probably would result in destruction of the aircraft, and obviously pose no major physiological problem. If on the other hand a window, windshield, escape hatch, or door is lost, decompression will occur at speeds varying from an estimated 4 seconds to as high as 90 seconds, depending upon the pressure differential, size of opening, and volume of cabin. Loss of cabin pressure would be extremely rapid at first and early exposure to altitude is anticipated. How pilots will respond to this situation and the physiological effects resulting from possible exposure to conditions of reduced oxygen pressure will depend upon the total time spent above the critical altitude range of 28,000/30,000 feet. This will be determined by such variables as the speed of decompression, ambient altitude of the aircraft, total time delay at altitude, and the speed of descent. These are considerations relating directly to human reactions on the part of the pilot and are associated with the physical condition of the pilot, his ability to recognize the nature of the emergency, and his reaction time in effecting a descent. In addition, the reaction time of the aircraft itself will be additive to that of the pilot.

A pilot will be required to rapidly recognize the emergency, take the necessary protective action to avoid exposure to hypoxia, such as the donning of a mask if not previously in the secured position, evaluate the condition of the aircraft and effect a rapid descent. He must recognize the importance of hypoxia and must be completely knowledgeable and familiar with oxygen dispensing equipment.

Several methods of instruction have been proposed. Presentation of pertinent material may be accomplished through academic lectures supplemented by audio-visual aids (motion picture films and slides); observing demonstrations of hypoxia and decompressions performed on military persons or volunteers; experiencing the effects of the various stresses in a training aircraft; or actually being subjected to hypoxia and rapid decompression in low pressure chambers. Regardless of the method used the end result must be such as to convince and reassure each pilot that while these are hazards to be respected, proper precautions can be taken to minimize their effects upon air crewmen and passengers.

In addition to possible exposure to hypoxia following a rapid decompression, a number of other considerations relate to flight at high altitude. Of major importance are visual limitations occurring as a result of marked reversal of the brightness-illumination ratio at altitude. This may conceivably result in some difficulty in rapid reading of data from the instrument panel and in sighting air-

craft at altitude. This problem exists at lower altitudes in current aircraft, but becomes magnified in importance when associated with the rapid closing speeds of jet aircraft. Once again, much can be done to assist the pilot through artificial means, such as better instrument display, more adequate cockpit lighting, and the use of various devices such as radar and infrared radiation to extend the pilot's "vision". A proper understanding of visual problems at altitude and the need for mechanical assistance in enhancing vision should be included in a training program.

Human problems relating to speed and acceleration of jet aircraft center around an accurate and realistic appraisal of closing speeds, sensory organ limitations, and psychological behavior of pilots. It is not anticipated that in uneventful and routine flights the problem of acceleration will be of sufficient magnitude to warrant special consideration. However, the compressibility of time as it relates to human reactions is extremely important. The need for mental alertness, constant observation by the pilot, predetermination of action in the event of emergency situations, and the ability to respond rapidly are of critical concern. Intensive orientation and indoctrination must be given to properly alert pilots to these needs. This type of training obviously can be accomplished didactically with the aid of teaching devices.

Physiological problems associated with the mechanical characteristics of jets encompass the noise and vibration field, toxicity of fuels, et cetera. Because of the serious aspects of some of these problems, as well as anticipated community reaction to the operation of jet aircraft, a proper understanding of the magnitude of these situations is necessary. This information can be effectively disseminated through didactic means with proper demonstrations.

The need for crew indoctrination programs has been established by the military and the results, as measured in the prevention of accidents and saving of lives, avoidance of efficiency-compromising stresses, and assurance of a comfortable environment, have more than justified the time, effort and money devoted to such training. Training programs of a more limited nature have been in effect in a number of airframe industries since World War II. Lockheed has had such a program in continuous operation in its California Division since 1950, and has indoctrinated approximately 1500 persons. The indoctrination is given to all Company employees flying military aircraft in accordance with specific directives for contractor personnel, and in addition is offered in modified form to employees flying wholly-owned Company aircraft. Our philosophy of indoctrination is quite simple, i.e., to provide adequate training for our employees to alert them to the stresses associated with aircraft flight, to insure the proper use of protective equipment whenever necessary, and to minimize potential hazards that might exist under stress conditions. Our basic

program consists of 8 hours of didactic instruction and demonstrations, and a 2-hour low pressure chamber exposure is given to all personnel flying in jet aircraft, or those who might be exposed to a high altitude decompression and be required to use oxygen equipment. The pressure chamber program includes a demonstration of hypoxia at 28,000 feet, maximum ascent to 43,000 feet, pressure breathing exercises, a simulated free fall descent and a rapid decompression from 8,000 to 25,000 feet in 0.7 seconds.

Several modified and less rigorous programs are also given. Personnel flying in pressurized aircraft with maximum ceiling capabilities of 25,000 feet, and who would not ordinarily be required to use oxygen equipment, are given a short course consisting of 4 hours of instruction in the physiology of flight and an explanation of the effects of decompression. Instruction in the use of oxygen equipment and escape devices is not usually included in this program, and a chamber exposure is not indicated.

Over 1000 employees, varying in age from 20 to 55, have been subjected to the more intensive program. In relatively few cases were any significant reactions elicited, and in each case complete recovery ensued. All persons on flying status at Lockheed are required to undergo a rigorous annual physical examination, including a chest x-ray, electrocardiogram, complete blood count urinalysis. Many of the trainees exhibited physical deficiencies which ordinarily would have disqualified them under more rigid military standards. Despite a more liberal acceptance of subjects it is again emphasized that no permanent injury was induced as a result of the pressure chamber exposure.

During the past 18 months our indoctrination program has been modified to the extent that all rapid decompressions are accomplished from 8,000 to approximately 30,000 feet in 12 seconds. The majority of employees undergoing training during this period will be flying in commercial type aircraft, and such a decompression more realistically simulates that of transport aircraft. Approximately 150 subjects, varying in age from 20 to 56, including 5 who were 50 or over, have undergone this training. A routine decompression involves a 12 second rate of ascent, additional exposure of 8 seconds, and a descent varying between 4,000 and 7,000 feet per minute to 14,000 feet. A number of our subjects are routinely exposed to this simulated flight profile without supplementary oxygen. Others don their masks at various intervals and experience mild degrees of hypoxia. To date we have detected no ill effects whatsoever in the subjects so exposed.

In a more comprehensive study performed in the fall of 1956, and to be reported in greater detail at the Aero Medical Association Convention in Washington later this month, 69 subjects, with a maximum age of 51, were exposed to similar chamber flights. However, exposure at maximum altitude was varied with delays at altitude up to 60 seconds prior to initiation of descent. Exposure to

hypoxia and its effects upon mask-donning time was studied. As a result of this study, performed under most ideal conditions (complete prior orientation into procedure, no associated stresses of fear, cold, et cetera, and predesignated single function to perform) we concluded that the effects of hypoxia at or around 30,000 feet, after a 12 second decompression become quite severe at 30 seconds without oxygen, and that incapacitation would ensue within 45 to 60 seconds. Despite the severity of these exposures all subjects recovered rapidly and completely, following descent to lower altitudes. The use of oxygen during descent definitely hastened recovery.

It is my opinion that there can be no true compromise in the presentation of a training program of this type for commercial aircrews. All physicians and physiologists knowledgeable in this field are entirely convinced of the potential seriousness of altitude exposure. Consciousness times following decompressions in actual aircraft flights have invariably been shorter than those observed in controlled chamber flights, primarily because of the physical activity of the subjects and associated apprehension. In addition, despite considerable classroom discussions of this problem, the majority of persons being subjected to controlled decompressions, or experiencing the situation in flight, still exhibit considerable apprehension, and in a small but significant number of cases, actual confusion follows decompression. Apparently a single such exposure in flight, or in the chamber, gives adequate reassurance to the individual of his own personal safety and of the comparative innocuousness of the actual decompression.

It is not necessary to duplicate the military indoctrination program since this is designed for orientation and protection against stresses far exceeding those that may be encountered in commercial aircraft, nor is it entirely necessary to attempt to saturate pilots with physiological knowledge, or even to attempt to simulate the most severe emergency that could occur in a commercial aircraft. The physiological information to be presented to pilots can be effectively condensed and disseminated in a single 4-hour session, and the practical applications demonstrated by an actual low pressure chamber exposure. The latter procedure need not take over 60 minutes, and should include fitting of the pilot with his oxygen equipment, a demonstration of its usage, limited exposure to hypoxia by 1 or 2 subjects, a maximum ascent to 30,000 feet with recompression at various rates, and finally, a controlled decompression from 8,000 to 30,000 feet in 12 to 20 seconds, followed by a rapid descent of the aircraft to simulate that of jets. A decompression in the 12 to 20 second range is sufficiently rapid to reproduce the physical phenomena such as noise, fogging, movement of air and sensation of cold generally associated with decompressions, and yet is sufficiently beyond the explosive range to preclude the possibility of lung or body injury. This entire procedure should be accomplished with the pilot wearing his personal

oxygen equipment if it is to be worn during flight. There has been considerable difference of opinion concerning the advisability of exposing commercial pilots to pressure chamber exercises, and especially rapid decompressions. Much of this criticism is based upon unfortunate experiences in military indoctrination programs with resultant permanent injuries and occasionally, death of some subjects. By limiting altitude exposure to 30,000 feet the possibility of aeroembolism is greatly diminished, and by effecting a relatively slow decompression much of the hazard of this procedure is negated. It would appear only logical to question whether a pilot who can not be safely exposed to the rather minimal hazards of such a controlled program should be given the responsibility of commanding a commercial aircraft carrying over 100 passengers.

There is almost complete agreement concerning the need for physiological orientation and the belief that this training should be formalized and vigorously presented. The objections to the pressure chamber exercise are many. Some raise a question as to its actual need and value, considering precautions to be taken to prevent decompression, orientation of pilots didactically and in simulators, warning devices to alert the pilot to decompression, and possibly the actual wearing of a mask by at least one pilot when above ambient altitudes of 25,000 or 30,000 feet. It must be admitted that all these precautions and safeguards tend to minimize the risk in a decompression; however they do not and cannot psychologically prepare a pilot for the instantaneous response that will be required of him under the most extreme stress condition.

There are operational difficulties in conducting pressure chamber exercises. There are few pressure chambers available for commercial aircrew indoctrination, and those that do exist (military, aircraft manufacturers and universities) are not always available or adaptable for a commercial training program. Construction and operation of an altitude training facility involves considerable cost, and adds to an already expensive training program.

Finally, there are many medical and legal ramifications of pressure chamber training. I believe no person should be subjected to a decompression exercise without completing a comprehensive physical examination, including a chest x-ray, electrocardiogram, complete blood count and urinalysis, and an audiometric hearing test. Completion and coordination of these tests with a chamber program is not always easy to accomplish. The legal and regulatory considerations of this training are less clearly defined at this time, and require intensive study.

Everyone concerned with aviation has a great stake in coming developments in the commercial field. Whatever training methods are adopted, it is hoped they will achieve the desired objective of maximum safety and success in operation.

1956 20.1.	Blackbushe, England	BEA	V-700 (?) G-AMOM
MTCA CAR No.C.647		ICAO AR/433	

Unfall: Das Flugzeug startete um 0850 GMT bei gutem Wetter zu einem Kontrollflug zur routinemässigen Kontrolle eines Captains. Der Fluglehrer befand sich auf dem rechten, der Captain auf dem linken Sitz; dazu befanden sich drei andere Insassen an Bord. Vor dem Start hatte der Fluglehrer dem Captain seine Absicht auf Simulation einer Startpanne bekannt gegeben. Als das Flugzeug die Abhebgeschwindigkeit von 106 kts erreicht hatte und sich im Abheben befand, führte der Fluglehrer seine Absicht aus, indem er die dafür notwendigen Massnahmen für Motor Nr.4 einleitete: Hochdruckhebel auf Segelstellung, Gashebel zurück, Segelknopf drücken. Nachher kontrollierte er kurz Drehzahl- und Drehmomentanzeige von Motor Nr.4 und glaubte, dass beide auf Null ständen. Augenzeugen bemerkten, dass nunmehr der Propeller Nr.3 stillstand und das Motorengeräusch auf der rechten Seite erlosch. Der Fluglehrer sah, dass es dem Captain nicht gelang, das Flugzeug gerade zu halten, sondern dass sich dieses nach rechts drehte und neigte. Er übernahm die Steuer, während der Captain das Fahrwerk betätigte; als er sah, dass das Flugzeug nicht über 106 kts beschleunigte, drückte er - auf einer Höhe von 30 ft - leicht nach und geriet mit dem stark nach rechts geneigten Flugzeug 250 yds von der Piste entfernt auf den Boden. Das Flugzeug drehte sich um die Hochachse und schob umgekehrt noch 200 yds weiter, um dann gerade innerhalb der Flughafengrenze stehen zu bleiben. Es geriet in Brand und brannte aus, während sich die Insassen mit leichten Verletzungen retten konnten. - Die Untersuchung ergab, dass sich Propeller Nr.3 beim Aufschlag fast stillstehend in Segelstellung, Propeller Nr.4 auf kleiner Steigung drehend befunden hatte; darüberhinaus konnte nachgewiesen werden, dass Gashebel und Segelknopf für Nr.4, der Hochdruckhebel aber für Nr.3 betätigt worden waren; vermutlich hatte der Fluglehrer bei der Ablesung des Drehzahlanzeigers für Nr.4 übersehen, dass der kleine Zeiger immer noch 10.000 rpm anzeigte. - Die Rücknahme des Gashebels war nur für Start mit Wassereinspritzung ins Verfahren eingebaut worden und wäre im vorliegenden Fall überflüssig gewesen; nach dem Unfall wurde die Simulation von Startpannen nur noch ohne Wassereinspritzung erlaubt und das Verfahren entsprechend geändert.

Ursache: Höhenverlust durch doppelten Motorausfall im Start, verursacht durch irrtümliche Stilllegung eines zweiten Motors bei der Simulation einer Startpanne, verbunden mit ungenauer Instrumentenablesung.

1957 21.8.	Los Angeles, Cal., USA	American Airlines	DC-6A N-90782
CAB AIR No.1-0094, 13.10.1958			

Unfall: Das Flugzeug stand auf der Frachtlinie Boston/
 _____ San Francisco im Einsatz und wurde nach routine-
 mässigem Verlauf in Los Angeles von einer neuen Besatzung
 von drei Mann für die letzte Teilstrecke übernommen. Um 0936
 PST startete es normal auf Piste 25L. Im Abheben riss sich
 ein Propellerblatt von Motor Nr.3 los und schlug in den Rumpf
 (ein anderes Stück wurde über eine halbe Meile auf ein Auto-
 mobil ausserhalb der Flughafengrenze geschleudert). Der Kom-
 mandant brach den Start sofort ab und versuchte mit allen
 Mitteln zu bremsen; das gelang ihm aber nicht. Die Motoren
 Nr.1 und 2 drehten auf Vollgas weiter. Das Flugzeug rollte
 zuerst über die Parallelpiste nach Nord und drehte dann in
 einer langsam enger werdenden Spirale über den Platz. Im
 Motor Nr.2 brach Feuer aus, und die Massnahmen der Besatzung
 blieben wirkungslos. Dieser gelang es dann, das Flugzeug
 aus der rechten Flugdecktüre zu verlassen, und schliesslich
 konnte die Feuerwehr das Flugzeug einfangen, stilllegen und
 löschen. - Die Untersuchung ergab, dass sich das Blatt Nr.3
 von Propeller Nr.3 durch Ermüdungsbruch bei Station 31 los-
 gerissen und die Rumpfunterseite von rechts nach links
 durchschlagen hatte, wobei 38 Kabel zerrissen und 74 wei-
 tere Kabel ausser Betrieb gesetzt wurden (darunter alle
 Leistungs- und Gemischkabel, alle Treibstoffwähler, Zünd-
 schalter und Kabel für elektrische Instrumente der Motoren
 Nr.1 und 2, die Bremshydraulik- und - luftleitungen). Nach-
 her hatte das Stück eine Propellerspitze und die Propeller-
 nase von Motor Nr.2 beschädigt und ein Oelleck verursacht.
 Der Propeller (HS 43E60 mit Blättern 6895-8) wurde eingehenden
 Untersuchungen unterworfen; dabei stellte sich schliess-
 lich heraus, dass in irgendeinem nicht mehr zu bestimmenden
 Zeitpunkt und in nicht zu bestimmender Art und Weise die nach
 der üblichen Schrotbehandlung verbleibenden Restspannungen
 durch eine kalte Verbiegung gestört worden waren.

Ursache: Unbeherrschbarkeit der Flugzeugsteuerung nach
 _____ Motorausfall im Start, bewirkt durch Beschädigung
 insbesondere der Brems- und Triebwerksteuerungsorgane durch
 ein zufolge unsachgemässer Materialbehandlung unter Ermü-
 dungsbruch losgerissenes Propellerblatt.

1957 15.11.	Wight, England	Aquila Airways	S.45 G-AKNU
MTCA CAP 149, 9.7.1958			

Unfall: Das Flugzeug - ein Flugboot Short "Solent" - startete um 2246 mit 50 Fluggästen und einer achtköpfigen Besatzung in Southampton zum Flug nach Madeira. Nach dem Start stieg das Flugzeug normal, und um 2249 erstattete es die routinemässige Abflugmeldung. 2254 meldete der Funker: "No.4 engine feathered - coming back in a hurry." 2255 schlug das Flugzeug zwischen Chessel und Brook auf der Insel Wight in einen Steinbruch, worauf Feuer ausbrach. Alle Besatzungsmitglieder und 35 Fluggäste wurden getötet. - Aus Zeugenaussagen ergab sich, dass das Flugzeug einige Zeit nach dem Start eine Linkskurve eingeleitet hatte, dann aber in eine Rechtskurve übergegangen war, die es unter ständigem Höhenverlust bis zum Aufprall eingehalten hatte. - Die Trümmeruntersuchung erwies, dass beim Auftreffen Propeller Nr.4 auf Segelstellung gestanden und dass Motor Nr.3 keine Leistung mehr erzeugt hatte, ohne dass aber der zugehörige Propeller auf Segelstellung gestanden wäre. Ein mechanischer Defekt im Motor Nr.4 konnte nicht nachgewiesen werden, doch war ein Defekt in der Instrumentierung oder in einer Nebenanlage nicht auszuschliessen. Das Schliessen des Benzinahns bildet einen Teil des Vorgehens bei Motorausfall; in den Trümmern wurden die Benzinahnen beider Motoren Nr.3 und Nr.4 geschlossen vorgefunden. - Unter den gegebenen Bedingungen war bei einem Ausfall von zwei Motoren mit einem Höhenverlust von 300 ft/min zu rechnen. - Die Untersuchung führte auf verschiedene Unstimmigkeiten im Unterhalt des Flugzeuges und im Training der Besatzungen, ohne dass aber ein Kausalzusammenhang mit dem Unfall nachzuweisen war.

Ursache: Höhenverlust durch Ausfall von zwei Motoren, bedingt durch Ausschaltung von Motor Nr.4 aus unbekanntem Gründen mit gleichzeitiger irrtümlicher Unterbrechung der Treibstoffzufuhr für Motor Nr.3.

1957
20.12.

Miami, Flo., U.S.A.

Riddle Airlines

C-46R
N-3944C

CAB AIR No.1-0134, 10.9.1958

Unfall: Das Flugzeug startete um 1501 EST auf dem Flughafen Miami auf der Frachtlinie nach New York, mit zwei Mann Besatzung, unter einem VFR-Flugplan bei sehr gutem Wetter. Als es um 1503 eine Höhe von gegen 1000 ft erreicht hatte, zeigten sich Unregelmässigkeiten am rechten Motor und dann ein Brandausbruch. Der Pilot legte den Motor still und kehrte gegen den Flughafen zurück; seine Feuerlöschmassnahmen blieben praktisch erfolglos. Nach gut verlaufener Notlandung konnte das Feuer durch die inzwischen bereitgestellte Bodenorganisation gelöscht werden. Das Flugzeug erlitt erhebliche Schäden.

Ursache: Feuerausbruch zufolge Entzündung von Hydraulikflüssigkeit, die aus gebrochener Leitung verdampft; Nahrung des Feuer aus feuerbeschädigter Treibstoffleitung, bei Versagen des Nothahns zufolge Feuerschäden; Versagen einer Feuerlöschflasche, die zufolge Versehen auf CAA-genehmigter Einbauzeichnung nicht gerdet war.

1954 → 2014