

Aeropers Rundschau

Liebe Mitglieder!	2
Zuverlässigkeit von Strahltriebwerken	2
Maximalalter für Verkehrspiloten?	3
Abschluss der Fastzusammenstoss-Aufnahme	7
IATA-Unfallstatistik	8
Propellerverlust auf einem DC-7C	9
Die Sicherheit des Luftverkehrs ist gefährdet!	10
Flug im T-Effekt	11
Der geleerte Kropf	15

BEILAGEN: IFALPA MONTHLY NEWS BULLETIN

Unfallberichte: Haines, 20.8.1958
Alma, 30.3.1959
Washington, 6.5.1959

ICAO Airworthiness Committee (IFALPA Representatives'
Report)

Liebe Mitglieder!

Ich bin im Militärdienst.

Mit freundlichen Grüßen:

Der Präsident:

sig. R.Hofer

ZUVERLAESSIGKEIT VON STRAHLTRIEBWERKEN

Die TWA flog in fünf Monaten 48.380 Flugstunden mit Strahlflugzeugen, wobei nur zwei Triebwerke während des Fluges aus Sicherheitsgründen stillgelegt wurden. (Hierbei muss es sich nicht um einen Triebwerksausfall handeln, die Stilllegung kann auch lediglich als Sicherheitsvorkehrung erfolgen, um Triebwerkschäden zu vermeiden.) Die Zahl der Flugstunden mit Strahlflugzeugen bei der Pan American belief sich in 10 Monaten auf 64.000, wobei 5 Stilllegungen vorgenommen wurden. Zwei der vorgenannten sieben Stilllegungen beruhten nur auf leichten Störungen.

Bis zum 31. Juli 1959 fielen bei der TWA nur zwei von insgesamt 886 Flügen aus, d.h. 99,8 % der Flüge wurden durchgeführt. Beide Luftverkehrsgesellschaften hatten die Boeing 707 täglich etwa 9 Stunden (bei einer 7-Tage-Woche) im Einsatz. Dadurch war nicht nur eine grössere Ausnutzung als bei Flugzeugen mit Kolbenmotoren möglich, sondern überdies wurde eine doppelt so grosse Entfernung geflogen. Die 6 Strahlflugzeuge der Pan American überquerten 1273 mal den Atlantik, wobei von Oktober 1958 bis 31. Juli 1959 insgesamt 129.051 Fluggäste befördert wurden. In der gleichen Zeit haben mit der "United States" nur 45.933 Passagiere den Atlantik überquert.

In den 112.380 Flugstunden ist kein Triebwerksbrand aufgetreten.

(The New York Times, 1.9.1959)

Einem Passagier ins Reisebuch geschrieben:

Most important in a flyer's life
are running engines and a steady wife!

Meinte Rösli: Gewisse Eigenschaftswörter könnte man auch gegeneinander austauschen, ohne dass der Spruch an Qualität verlore -

MAXIMALALTER FUER VERKEHRSPILOTEN ?

Am 25. Juni 1959 veröffentlichte die Federal Aviation Agency eine Notiz über vorgesehene neue Vorschriften betr. Altersbegrenzung für Verkehrspiloten. Um die Tauglichkeit der Piloten im kommenden Düsenzeitalter zu gewährleisten und die Sicherheit zu vergrössern, sollten

- alle Piloten mit dem sechzigsten Geburtstag vom Streckeneinsatz ausgeschlossen werden,
- alle Piloten mit 55 und mehr Jahren als Jet-Kommandanten nicht mehr eingesetzt werden, ausser sie hätten sich schon vor Erreichung des 55. Altersjahrs für einen solchen Flugzeugtyp qualifiziert.

Nachstehend die leicht gekürzte Stellungnahme der ALPA zu diesen FAA-Vorschlägen (aus "The Air Line Pilot" August 1959).

DIE FAA-VORSCHLÄGE LÖSEN KEINE SICHERHEITSPROBLEME, DENN SIE SIND AUF EIN GEBIET GERICHTET, DAS GAR KEINE PROBLEME ENTHÄLT!

Diese Frage wurde während vielen Jahren sorgfältig studiert. Der einzelne muss den vorgeschriebenen physischen und geistigen Anforderungen genügen. Indessen ist es niemandem gelungen, ein Sicherheitsproblem, das einzig allein im Zusammenhang zum chronologischen Alter steht, aufzustellen. Die FAA hat keine neuen Anhaltspunkte und Beweise erbracht, die das Bestehen eines solchen Problems anzeigen würden. Der Präsident der American Medical Association und andere Behörden haben sich energisch gegen eine zwangsmässige Pensionierung, die sich allein auf das chronologische Alter stützt, ausgesprochen.

GESUNDHEIT UND TÜCHTIGKEIT, NICHT ALTER, BESTIMMEN, OB EIN PILOT SICHER FLIEGEN KANN!

Ein Pilot muss sich mindestens 4 Checks pro Jahr unterziehen: 2 halbjährlichen medizinischen Untersuchungen und zwei home base checks. In vielen Fällen kommen noch mehr Checks hinzu (Umschlungen, route checks etc.). Er muss den verlangten geistigen und körperlichen Anforderungen genügen. Es ist der einzige Beruf, bei dem Gesundheit und Tüchtigkeit ständig überwacht werden. Um mit 60 im Cockpit zu bleiben, muss der Pilot den gleichen Standard aufweisen wie der Kollege von 30 Jahren.

DIE BESTEHENDEN VORSCHRIFTEN BEZWECKEN DAS GLEICHE, OHNE ABER UNGERECHTERWEISE DEN PILOTEN ZU STRAFEN, DEM ES GELUNGEN IST, GESUNDHEIT UND TÜCHTIGKEIT AUF EINEM ANNEHMBAREN NIVEAU ZU HALTEN!

Nach den bestehenden Vorschriften kann ein Pilot im Flugdienst eingestellt werden, sobald er den körperlichen und geistigen

Anforderungen nicht mehr genügt. Es ist unnötig, Jet-Piloten eine Altersgrenze zu setzen, denn wenn es ihre Gesundheit und Tüchtigkeit nicht zulassen, werden sie für solches Fliegen gar nicht qualifizieren. Ihr körperlicher Zustand und fliegerisches Können müssen von der Gesellschaft und von der FAA anerkannt werden, bevor sie auf einem gewissen Flugzeugtyp zugelassen werden. Tatsächlich sehen die bestehenden Bestimmungen eine zwangsmässige Pensionierung vor, sobald der Pilot dem Standard nicht mehr genügt, ob dies nun mit 20, 30, 45, 60 oder 65 Jahren vorkommt.

DIE CAB-AKTEN BEWEISEN, DASS KEIN BEDARF FUER EINE SOLCHE VORSCHRIFT BESTEHT.

Laut Civil Aviation Board gab es von 1946 bis zum 1. Januar 1959 87 Unfälle von Verkehrsflugzeugen. 27 der Unfälle wurden dem PIC zugeschrieben. Die Alter waren wie folgt: Ein Pilot war in den 20er, 16 in den 30er, 9 in den 40er Jahren; der älteste war 50 Jahre alt. Seit 1946 bis heute passierten laut CAB nur zwei schwere Flugzeugunglücke, in die PIC im Alter von 50 oder darüber verwickelt waren. Kein Vorfall oder Unglück konnten auf das Alter oder einen körperlichen Zusammenbruch des Piloten zurückgeführt werden, und kein Pilot über 50 ist je im Fluge gestorben.

DIE UMSTELLUNG AUF JETS HAT KEINE PROBLEME IN BEZIEHUNG AUF DAS ALTER GEZEIGT!

In jenen Gesellschaften, die über Simulatoren und gut ausgebaute Trainingsprogramme verfügen, ist die Umschulungszeit auf Jet sogar kürzer als vorgesehen. Ohne solche Einrichtungen musste etwas mehr Zeit aufgewendet werden. Verkehrspiloten, welche durch den FAA-Vorschlag ausgeschlossen würden, benötigen heute für die Umschulung auf Jets ein Viertel bis zur Hälfte der Zeit, welche von der USAF für ihre Piloten aufgewendet wird. Für die Umschulung auf B-47 benötigt die USAF 300 Stunden Theorie und mindestens 40 Flugstunden. Berichte der Air Force zeigen an, dass sie ihr Programm auf 105 Flugstunden erweitern wird, hauptsächlich für Manöver. Der Vergleich zeigt, dass die Ausbildungszeit eines Verkehrspiloten durchschnittlich aus 160 Stunden Theorie und 10-20 Stunden fliegerischem Training besteht. In Gesellschaften, die mit Simulatoren und anderen modernen Vorrichtungen versehen sind, wurden Piloten mit weniger als 10 Flugstunden qualifiziert.

(Anmerkung der Redaktion: Diesen Vergleich zur Ausbildung der USAF, speziell im Strategic Air Command, finde ich als Massstab etwas unglücklich gewählt. Die Ausbildung zu B-47- oder B-52-Kommandanten beansprucht bestimmt mehr Zeit als eine Umschulung auf Boeing 707 oder DC-8 (technisch, elektronisch und fliegerisch komplizierter, Betankung im Fluge usw.). Hingegen ist erwähnenswert, dass die jüngsten Bordkommandanten im Strategic

Air Command mindestens schon im schweizerischen Zielfliegerkorps-Alter stehen. Schi.)

DER FAA-VORSCHLAG WIRD NICHT GEGEN EINEN PILOTENAUSFALL WAEHREND DES FLUGES SCHUETZEN!

Da die bestehenden Vorschriften vom Piloten verlangen, allen geistigen und körperlichen Anforderungen ungeachtet des Alters gerecht zu werden und für den Flugzeugtyp, dem er zugeteilt wird, zu qualifizieren, ist der Vorschlag sehrwahrscheinlich als Schutz gegen Pilotenausfall im Fluge gedacht. Laut ausführlichen Untersuchungen der AMA steht Versagen während des Fluges in keinem Zusammenhang zum Alter oder zur allgemeinen Gesundheit. Es handelt sich vielmehr um alltägliche Dinge, die nicht vorhergesehen werden können, wie z.B. Magenweh, Magenvergiftung, Durchfall usw. Der Vorschlag würde gar keinen Schutz gegen solche Vorkommnisse bieten.

VON MEDIZINISCHER SEITE LIEGEN KEINE VORSCHLAEGE UEBER DAS CHRONOLOGISCHE ALTER DER PENSIONIERUNG VOR!

Viele Mediziner sind der Meinung, dass der ältere Pilot mehr Gewähr für konservatives und sicheres Fliegen bietet.

PILOTENAUSFAELLE WAEHREND DES FLUGES KOMMEN UNGEACHTET DES ALTERS UND DES KOERPERLICHEN BEFINDENS VOR UND STELLEN EIN GEBIET DAR, IN DEM FUER SCHUTZ GESORGT WERDEN MUSS!

seit Jahren haben die Piloten ihre Gesellschaften und die Luftämter darauf aufmerksam gemacht, dass auf gewissen modernen Flugzeugen keine Sicherheitsmarge für den Ausfall eines wichtigen Besatzungsmitgliedes während des Fluges aufrechterhalten wird.

ALPA hat detaillierte studien über die Ursachen des Ausfalles während des Fluges angestellt und ist auf Grund der Nachforschungen und jahrelanger fliegerischer Erfahrung zu folgenden Ergebnissen gekommen:

- 1) Es besteht kein Zusammenhang zwischen dem Alter des Piloten und der "inflight incapacitation".
- 2) Pilotenausfall während des Fluges kann in jedem Alter und jedem Piloten passieren.
- 3) Die Hauptursachen sind meistens auf alltägliche Vorkommnisse zurückzuführen, wie akute Darmstörung, Durchfall, Lebensmittelvergiftung, Scheibenbruch im Cockpit etc.
- 4) Inflight incapacitation ist medizinisch nicht voraussehbar.
- 5) Der einzige Schutz bietet die "fail-safe" crew. Diese Auffassung ist seit vielen Jahren für das Flugzeug, seine Motoren und seine Bestandteile durch Vorschriften anerkannt

worden und sollte nun auch durch entsprechende Bestimmungen auf die Besatzung ausgedehnt werden. Heute werden zwei voll qualifizierte Piloten mit zeitweiser Mithilfe eines dritten Besatzungsmitgliedes benötigt, um Jets mit modernsten elektronischen Einrichtungen und der gesamten Flugsicherung zu operieren. Indessen verlangen die Bestimmungen nicht, dass der Copilot qualifiziert sein muss, das betreffende Flugzeug, auf welchem er fliegt, zu operieren oder dass das dritte Besatzungsmitglied überhaupt fliegerisch qualifiziert sein muss!!!

Am 26. Juni 1959 gab die FAA bekannt, dass sobald als möglich die Copiloten auch im Besitz einer Lizenz für den entsprechenden Flugzeugtyp sein sollten. Verschiedene Gesellschaften gehen über die Bestimmungen seit vielen Jahren hinaus und verlangen, dass das dritte Besatzungsmitglied Pilot sei. Demzufolge fliegen nun bei allen Gesellschaften drei qualifizierte Besatzungsmitglieder auf Jets mit. Die FAA-Bestimmungen enthalten aber immer noch keine solche Forderung.

DER FAA-VORSCHLAG LÖST KEIN SICHERHEITSPROBLEM, SONDERN STOERT HOECHSTENS DAS VERHAELTNIS ZWISCHEN ARBEITGEBER UND ARBEITNEHMER, WELCHES DURCH DAS EISENBAHNGESETZ GEREGLT IST!

Die FAA ist nur ermächtigt, Bestimmungen im Interesse der Sicherheit anzunehmen und hat kein Recht, sich in Probleme, die unter das Eisenbahngesetz fallen, einzumischen. Einige Gesellschaften beharren buchstäblich darauf, dass ihre Piloten bis zum 65. Altersjahr fliegen sollen, andere wiederum haben keine Altersgrenze festgesetzt und verlassen sich auf den körperlichen und geistigen Standard. Währenddem Piloten über 60 seit Jahren geflogen sind, hat niemand eine Schiedsgerichtsordnung vorgeschlagen, bis gewisse Gesellschaften einige Fälle unter dem Eisenbahngesetz verloren. Sie wollten eine verfrühte Pensionierung von Piloten, die gesund und tüchtig waren. Ein gesunder und tüchtiger Pilot, der gezwungen wird, 5 Jahre vorzeitig in den Ruhestand zu treten, würde, den Verlust des Einkommens und die Verminderung der Pensionsauszahlungen einbezogen, mehr als \$ 200.000 verlieren. Um die Stellung des Piloten zu schützen, müssten diese Probleme unter dem Eisenbahngesetz behandelt werden.

Die Gesellschaften würden einer unnützen finanziellen Bürde ausgesetzt:

- 1) durch den Verlust von gesunden und fähigen Piloten, in welche sie Tausende von Dollars in Training investiert haben und für welche sie wieder Ersatz trainieren müssten, und
- 2) indem sie den möglichen Gesamtverdienst des Piloten über eine kürzere Tätigkeitsdauer wiederherstellen müssten.

ALPA SORGT FUER SCHUTZ UND SICHERHEIT, OHNE DEN EINZELNEN ZU BELASTEN, DIE AUSNUETZUNG DES PILOTEN DURCH DIE GESELLSCHAFT ZU VERKUERZEN ODER DEN GESELLSCHAFTEN UNVERNUEFTIGE FINANZIELLE BUERDEN AUFZUERLEGEN.

Die ALPA schreibt die Aufrechterhaltung eines hohen körperlichen und beruflichen Standards der Piloten vor. Hingegen sollte es einem Piloten möglich sein, weiterzufliegen, solange er den gestellten Anforderungen genügt. Die Fähigkeit, den gestellten Anforderungen zu genügen, wird nach unserer Meinung und derjenigen von massgebenden Fachleuten eher durch das funktionelle als das chronologische Alter bestimmt. Einzelne sind funktionsmässig jung mit 65. Ein Pilot, der die geistigen und körperlichen Anforderungen mit 35 oder 45 nicht erfüllt, sollte und wird auch das Cockpit verlassen. Einem Piloten, der mit 55 oder 60 noch tüchtig und gesund ist, sollte es ohne weiteres erlaubt sein, weiterhin zu fliegen.

Der Kern des Problems - die Möglichkeit eines Pilotenausfalles während des Fluges - kann nur durch das "fail-safe"-Prinzip gelöst werden.

Die Annahme des Vorschlages ohne die "fail-safe"-Besatzung lässt das Publikum ohne den nötigen Schutz und setzt die Gesellschaften grossen Auslagen ohne positiven Gegenwert aus.

ABSCHLUSS DER FASTZUSAMMENSTOSS-AUFNAHME

FAA und CAB haben das nunmehr drei Jahre alte CAB-Programm zur Berichterstattung über Fastzusammenstösse, unter welchem den Meldenden Straffreiheit für eigene Verstösse zugesichert worden war, aufgehoben. CAB führte aus, dass es keine weiteren Daten mehr benötige. FAA und vorher CAA hatten ihrerseits nie Straffreiheit für entsprechende Verstösse zugesichert, stellten aber dafür auch auf eigene Quellen und eigene Erhebungen ab.

(AIRPILOT, August 1959)

TAILPIECE

The following signal has been received at London Airport after a BOAC aircraft carried a party of schoolchildren to Lagos for the holidays:

'FOUND LAGOS EX BA 259/068 ONE BLACK AND WHITE SCHOOL TIE STOP ONE SCHOOL MACINTOSH BLUE STOP ONE BOOK ENTITLED "HOW TO AVOID MATRIMONY" STOP PLEASE ADVISE DISPOSALS.'

IATA-UNFALLSTATISTIK

Die IATA hat folgende Unfallzahlen für die Zeit von 1952 bis 1957 veröffentlicht. Der Uebersicht ist zu entnehmen, dass in dem betrachteten Zeitabschnitt die wenigsten Unfälle im Jahre 1957 registriert wurden. In diesem Jahr hatte auch die Zahl der Unfälle mit Todesfolgen seit 1946 ihren tiefsten Stand.

	1952	1953	1954	1955	1956	1957
IATA-Mitgliederzahl	67	70	71	73	76	81
Zahl der Mitglieder, über die Angaben vorhanden sind	64	68	70	72	74	71
Zahl der Mitglieder, bei denen keine tödlichen Unfälle vorgekommen sind	52	48	54	53	55	56
Flugmeilen (in Mio)	805	921	984	1094	1222	1351
Fluggäste (in 1000)	32.638	39.485	44.296	51.666	58.368	64.508
Tödliche Unfälle	16	25	21	23	24	20
Todesopfer - Besatzung	61	80	81	81	86	62
- Fluggäste	295	299	318	355	491	273
- insgesamt	356	379	399	436	577	335
Todesopfer - Fluggäste						
- Durchschnitt						
pro Unfall	18.4	12.0	15.1	15.4	20.5	13.6
- pro Mio beförderte Fluggäste	9.04	7.57	7.18	6.87	8.41	4.23
- pro 100 Mio Fluggastmeilen	1.41	1.19	1.12	1.06	1.27	0.63

(Airlift, August 1959)

IF CONFUCIUS HAD BEEN A PILOT, HE MIGHT HAVE SAID:

Pilot who transmits unnecessarily can miss necessary transmissions!

PROPELLERVERLUST AUF EINEM DC-7C

Am 22. April 1959 verlor ein DC-7C der Alitalia auf der Strecke Mailand - New York den Propeller Nr. 2. Cpt. C. Schreiber führte in Shannon eine glatte Notlandung aus. Der folgende Bericht gibt Einzelheiten über den Ablauf:

1. Der Defekt kündigte sich mit zwei oder drei knallenden Schlägen an, die von raschem Ölverlust und von einem sofortigen Steigen der Drehzahl von 2400 auf 2950 gefolgt waren.
2. Die Geschwindigkeit wurde sofort vermindert; der Versuch, den Propeller zu segeln, war erfolglos.
3. Die Geschwindigkeit wurde weiter vermindert, der Propellerkippschalter betätigt und auf 16500 ft abgestiegen, um auch dadurch die Geschwindigkeit zu vermindern. Die Drehzahl fiel auf 2400, dann auf 1600, um bald wieder auf 2400 zu steigen.
4. Unter Betätigung des Feuerlöschers wurde genau nach Check-list vorgegangen.
5. Die Stirnseite des Untersetzungsgetriebes erschien weiss glühend, und Metallfunken wurden weggeschleudert. Seit Beginn waren nun etwa vier Minuten vergangen.
6. Jetzt brach die Propellerwelle mit einem Schlag, und der Motor blieb sofort stehen. Der Widerstand des frei drehenden Propellers machte es schwierig, die Höhe zu halten. Die Besatzung rechnete mit einem baldigen Losreißen des Propellers.
7. Der Pilot handelte instinktiv und vergrösserte den Anstellwinkel, um eine Verzögerung herbeizuführen. Der Propeller kann als Kreisel betrachtet und einer äusseren Krafteinwirkung ausgesetzt werden, um so die Flugrichtung nach dem Losreißen zu beeinflussen. Diese Theorie sollte überprüft, und es sollten die Piloten mit den Schlussfolgerungen daraus vertraut gemacht werden.
8. Als sich der Propeller losriss, flog er nach Augenzeugenberichten aus der Kabine unter dem Flügel weg. Jetzt waren etwa $6\frac{1}{2}$ Minuten seit Beginn vergangen.
9. Eigentlich war beabsichtigt gewesen, Propeller Nr. 1 zu segeln, aber dazu reichte die Zeit nicht mehr, und Propeller Nr. 1 wurde von Propeller Nr. 2 nicht getroffen.
10. Der Kasten des Untersetzungsgetriebes glühte noch etwa 16 Minuten lang weiter und erhellte die Kabine mit der Intensität von Sonnenlicht.
11. 40 Minuten nach Beginn konnte das Flugzeug gelandet werden, die Landung erfolgte mit Uebergewicht, da auf Treibstoffablass wegen der Feuersgefahr verzichtet worden war.

12. Ein wichtiger Faktor für die Beherrschung der Notlage war der Umstand, dass der Pilot den USAF-Bericht von Major Tyson gründlich studiert und selbst einen Artikel über dieses Thema geschrieben hatte.

(IFALPA)

DIE SICHERHEIT DES LUFTVERKEHRS IST GEFÄHRDET!

Zusammenstösse häufen sich, Beinahe-Zusammenstösse sind fast an der Tagesordnung.

Durch unverantwortliche Kürzungen der Flugsicherungs-Haushalte hinkt die Flugsicherung weit hinter der Entwicklung der Luftfahrt her.

Die Personallage im Flugsicherungs-Kontrolldienst ist äusserst kritisch - ohne Aussicht auf baldige Besserung.

Die Flugleiter müssen mit veralteten Methoden und ungenügenden technischen Hilfsmitteln arbeiten. Dadurch werden unnötige Verzögerungen und die Gefahr verhängnisvoller Fehler heraufbeschworen.

Für die Sicherung und den reibungslosen Einsatz der Düsen-Verkehrsflugzeuge ist bei uns noch immer nicht ausreichend gesorgt.

Durch die Zersplitterung der Zuständigkeiten in der Luftfahrt kann keine einheitliche und wirkungsvolle Arbeit geleistet werden.

FLUGSICHERHEIT IST SACHE DER OEFFENTLICHEN SICHERHEIT

In anderen Ländern wurde dies erkannt, und man versucht dort, unter Bereitstellung grosszügiger Mittel Versäumtes nachzuholen.

Bei uns aber hat sich diese Erkenntnis noch nicht überall durchgesetzt. Man ignoriert die Fehler anderer, statt aus ihnen den einzig richtigen Schluss zu ziehen: Durch grosszügige Sofortmassnahmen und weitsichtige, vernünftige Planung muss der Flugsicherung die Möglichkeit gegeben werden, die an sie gestellten und ständig wachsenden Anforderungen zu erfüllen.

(Aus einem Aufruf des
Verbandes Deutscher Flugleiter)

FLUG IM T-EFFEKT

In einem Zeitungsbericht wurde über den bekannten Flug von Major Samuel Tyson, der am 8. August 1957 einen defekten C-97 mit 67 Personen an Bord noch mehr als 1000 Meilen über den Pazifik flog, folgendes ausgeführt:

"Der äussere Propeller auf der linken Seite hatte sich ganz losgerissen, und am inneren Propeller fehlte etwa die Hälfte von einem der vier Propellerblätter. Der Pilot liess alles Gepäck zum Flugzeug hinauswerfen und stieg dann von 8000 auf 100 ft ab, um bessere Winde zu erreichen ..."

Das meiste an diesem Bericht stimmt - aber Sam Tyson stieg nicht auf 100 ft ab, um bessere Winde zu erreichen, sondern er suchte jene dünne Luftschicht, die als T-Schicht bezeichnet werden kann. Er wusste, dass er genügend Geschwindigkeit und genügend Treibstoff hatte, um Hilo zu erreichen, wenn er diese Schicht finden könnte.

Ueber die Vorteile des Bodeneffekts ist schon viel geschrieben worden. Wer fliegt, hat wahrscheinlich schon etwas von diesen Theorien gehört, und bei jedem Start und jeder Landung kann man den Bodeneffekt verspüren. Im folgenden wollen wir uns aber nicht damit beschäftigen, sondern mit jener andern Erscheinung, die man eben als T-Effekt bezeichnen kann. Einige ziehen die Bezeichnung "Wasser-Effekt" vor. Aber wie immer man ihm sagen will, es handelt sich um einen Teil der Luft, der über einer Meeresfläche liegt, und es ist nicht wie der Bodeneffekt etwas, was vom Flugzeug selbst erzeugt wird. Nach unserer Erfahrung kann der T-Effekt auf Höhen vorgefunden und ausgenützt werden, die weit über dem "Bodenkissen" des Bodeneffekts liegen. Die Bodeneffekts-Theorien, die auf die Flügel-tiefe Bezug nehmen, können auf den T-Effekt nicht angewandt werden.

In der Diskussion, die der Landung in Hilo folgte, wies Major Tyson darauf hin, dass er den Effekt schon mehrere Jahre kannte, dass er aber bisher nie Gelegenheit gehabt habe, ihn richtig auszunützen. Vielleicht würde man besser sagen, er habe ihn nie bewusst ausgenützt. Das gilt auch für viele B-29-Flüge über den Pazifik während des zweiten Weltkrieges. Manche erinnern sich der Tiefflüge, die auf 100 ft über Hunderte von Meilen führten. Heute darf man annehmen, dass die Piloten damals unbewusst den T-Effekt ausnützten.

Um den Nutzen zu veranschaulichen, den Major Tyson auf seinem Flug aus dem T-Effekt zog, seien die folgenden Ablesungen an den Instrumenten wiedergegeben:

Höhe	Druck	RPM	IAS	Benzinverbrauch/h
150 ft.	44	2350	150	3000
50	42	2350	150	2800
100	39	2350	165	2600

Man sieht aus diesen Zahlen, dass er auf 100 ft im Bereich des T-Effekts lag; hier konnte er den Ladedruck auf 39" reduzieren, 15 mph Geschwindigkeit gewinnen und den Treibstoffverbrauch auf 2600 lb/h vermindern. Hätte es sich um den Bodeneffekt gehandelt, so hätte er auf niedrigerer Höhe noch grössere Vorteile gehabt. Die Zahlen beweisen aber, dass es nicht so war.

Nach diesem Vorfall äusserte der Kommandant PACAF den dringenden Wunsch nach einer genaueren Jeberprüfung der Theorie; die Firma Boeing leitete zusätzliche Windkanalversuche ein, und der Kommandant MATS ordnete eine Reihe von Versuchsflügen an.

Dieser Bericht beruht darauf, was wir zuverlässig kennen und was wir in der Folge beobachtet haben. Wir glauben nicht, dass Windkanalversuche eine genügende Antwort geben, und wir glauben nicht, dass Flugversuche über einem See genügen - es gibt nur eine Antwort: Aufs Meer hinaus fliegen und die Dinge dort überprüfen. Und das ist es, was wir unternommen haben - und dabei gerieten wir in Schwierigkeiten!

Eine erste Versuchsreihe mit einem C-54 des Rettungsdienstes führte auf folgende Zahlen:

Höhe	Ladedruck	RPM	Temp.	IAS	TAS
500	25	2300	25 C	136	139
100	25	2300	25	135	138
80	25	2300	25	132	135

Etwas enttäuschend! Wir führten verschiedene Flüge mit verschiedenen Varianten aus, die Ergebnisse änderten sich nicht wesentlich. Sobald wir gegen die Wasseroberfläche kamen, machten sich zwei Erscheinungen geltend: Die erste lag in einer Geschwindigkeitsverminderung, die zweite in einem sozusagen Saugmoment, welches das Flugzeug gegen das Wasser zog. Nicht sehr gemächlich, um es milde auszudrücken!

Dazu kam ein dritter Faktor, den wir zunächst gar nicht richtig bemerkten, sondern erst bei der Auswertung der Flüge: ein Kippmoment verhältnismässig nahe über dem Wasser. Wie sich herausstellte, hatten wir gerade diesen Faktor vernachlässigt und hatten gerade deshalb den T-Effekt nicht erkannt, als er sich geltend machte.

Bei jedem Tiefflug bemerkten wir nach Leistungsstabilisierung, dass das Flugzeug wechselweise kopf- und schwanzlastig wurde und passten dann die Trimmung an. Sofort sank dann die Geschwindigkeit, und verschiedentlich bemerkten wir, dass wir auf der falschen Seite der Leistungskurve flogen.

Als wir unsere ersten Ergebnisse mit Major Tyson diskutierten, wies er uns darauf hin, dass wir eine falsche Technik angewandt hätten: "Sie müssen das Biest von Hand fliegen! Sobald Sie das Flugzeug auf dem Höhensteuer austrimmen, verfehlen Sie den Zweck der ganzen Angelegenheit, denn die Trimmung ändert den Anstellwinkel und vergrössert den Widerstand. Das Ergebnis: sinkende Geschwindigkeit, zuletzt bis auf die Rückseite der Leistungskurve!"

Am 3. Oktober 1957 wurde mit einem C-54 der PACAF ein weiterer Versuchsflug ausgeführt. Wir benötigten fünf Stunden, um jedem der anwesenden Piloten seine Chance zu geben, den T-Effekt aufzufindig zu machen und in ihm zu fliegen - so dass schliesslich alle von seiner wirklichen Existenz überzeugt waren. Folgendes sind die Daten dieses Fluges:

Flugstrecke: 626 Meilen. Flugzeit: 5 Stunden. Flughöhen: 500-30 ft. Flug auf Gegenkursen, um Windeinflüsse auszugleichen. Seegang: gleichmässig ca. 5 ft.

Höhe	Ladedruck	RPM	IAS	OAT	TAS
500	31.5	1600	147.5 kt	26°C	152 k6
400	31.5	1600	148	26	152
300	31.5	1600	147.5	26	151.5
200	31.5	1600	147.5	26.5	151
100	31.5	1600	152	26	155.5
50	31.5	1600	143	26	146
125	31.5	1600	147.5	26.5	151.5
75/90	31.5	1600	155.5	26	159

Bemerkenswert ist der ausserordentliche Geschwindigkeitszuwachs. Er mag teilweise zusammenhängen damit, dass wir in eine Zone zusätzlicher Feuchtigkeit gerieten, denn der Geschwindigkeitsmesser nahm einen entschiedenen Sprung gerade bevor wir in einen kleinen Regenschauer einflogen. Möglicherweise erhöhte die zusätzliche Feuchtigkeit die Flugleistungen. Allerdings zeigt auch die zweite Leistungssteigerung in Tabelle Nr. 2 eine leichte Steigerung des Wirkungsgrades im T-Effekt. Wir werden sogleich auf diesen Unterschied zurückkommen.

Mit dem Absinken gegen 100 ft erhöhte sich die Geschwindigkeit. Der Vollständigkeit halber sei bemerkt, dass wir 10 Minuten auf jeder 100 ft-Stufe flogen. Mit andern Worten: die Geschwindigkeitserhöhung ist nicht auf die Fluglage im Abstieg zurückzuführen. Die Leistung wurde reduziert und dann wieder erhöht und die Geschwindigkeit stabilisiert, bevor wir die Ablesungen notierten. Wir verloren 9 Knoten, als wir von 100 auf 50 ft absanken, aber als wir wieder auf 125 ft gingen, stieg die Geschwindigkeit auf 147.5.

Hier griff Major Tyson ein und wies darauf hin, dass wir die T-Schicht zweimal durchflogen hatten. "Jetzt fliegen Sie sehr

fein auf 90-70 ft hinunter, ohne Ladedruckänderung und ohne Nachtrimmung. Setzen Sie den Radiohöhenmesser auf 75 ft und benützen Sie das Mittellicht zur Führung. Dann beachten Sie den Geschwindigkeitsmesser!" Und wirklich: Auf etwa 80 ft sprang die Geschwindigkeit auf 155.5 Knoten! Wir lagen richtig im T-Effekt!

Hier ein Hinweis darauf, wie man in dieser dünnen Schicht fliegen soll: Trimmen Sie das Flugzeug aus, bevor Sie in Wassernähe gehen, mit letzter Trimmung nicht unter 200 ft. Wenn Sie in die ungestörte T-Schicht einfliegen, wird der Steuerdruck praktisch null sein; sobald Sie aber unter die Schicht geraten, werden Sie ein kopflastiges Moment verspüren. Und umgekehrt: Wenn das Flugzeug über die Schicht hinaus steigt, wird das Flugzeug sofort schwanzlastig. In beiden Fällen vermindert sich die Geschwindigkeit. Das allein sollte als Warnung dafür genügen, dass Sie den helfenden T-Effekt zu verlieren im Begriffe stehen.

Um ganz genau zu sein, haben wir in die vorstehende Tabelle die wirklichen Geschwindigkeiten aufgenommen. Tatsächlich aber wird man in einem solchen Fall nur an der angezeigten Geschwindigkeit interessiert sein, und darauf wäre die Motorleistung abzustellen. Einmal im Bereich des T-Effekts wird man den Geschwindigkeitsmesser benützen, um zu bestimmen, wie stark der Ladedruck reduziert werden kann (zur Schonung des Motors und zur Erhöhung der Reichweite).

Nach dem geschilderten Versuch führten wir eine ganze Reihe weiterer Versuche aus. Die Bedingungen blieben im allgemeinen dieselben, und im T-Effekt waren Geschwindigkeitserhöhungen von 8-10 Knoten festzustellen. Das Ergebnis des letzten Versuchs ist in der folgenden Tabelle festgehalten:

Höhe	Ladedruck	RPM	IAS	OAT
500 ft	30.5	1600	146	24 ⁰ C
400	30.5	1600	145	25
300	30.5	1600	146	26
200	30.5	1600	146	26
100	30.5	1600	148	26.5
50	30.5	1600	146	26.5
125	30.5	1600	148	27
75/90	30.5	1600	150	27

Wenn man die beiden Tabellen vergleicht, so sieht man sofort, dass die Aussentemperatur im zweiten Fall höher und entsprechend die Geschwindigkeit tiefer liegt. Aber weder Feuchtigkeit noch Temperatur können für sich allein einen solch entschiedenen Geschwindigkeitsverlust verursachen. Als wir uns an Major Tyson wandten, wies er nach der vor uns erscheinenden Insel Oahu:

"Hier liegt die Antwort! Sobald Sie in die Nähe einer Landmasse fliegen, verflüchtigt sich der T-Effekt. Ich kann darüber nicht
viel

sagen, aber es ist schon so: Wenn man in Landnähe kommt, geht der T-Effekt verloren. Das kann verschiedene Ursachen haben, Luftströmungen, Aufwinde, Druck- und Feuchtigkeitsveränderungen. ..."

Bevor wir diese Tabelle verlassen, sei immerhin darauf hingewiesen, dass der Einflug in die T-Schicht noch mit einem kleinen Geschwindigkeitsgewinn von 146 auf 150 IAS verbunden war; obwohl die Temperatur stieg, konnte der Ladedruck etwas vermindert werden. Eine weitere Verminderung, die zu einer Verminderung des Treibstoffverbrauchs und zu einer Erhöhung der Reichweite geführt hätte, wäre wohl noch möglich gewesen.

Der T-Effekt existiert, auch wenn die theoretische Begründung noch nicht fixiert werden kann. Man wird ihn irgendwo zwischen 70 und 125 ft über der Meeresfläche finden, je nach Wind und Wetterverhältnissen. Hoffen wir, dass Sie nie in den Fall kommen, ihn suchen zu müssen!

(Major Joseph B.P. Tracy,
THE AIR LINE PILOT, März 1958)

DER GELEERTE KROPF

Eine bekannte Wochenzeitung führt eine Rubrik Blitzableiter, in welcher dem Tit.Publikum Gelegenheit zur Entladung von Zornesblitzen geboten wird. Im Schoss der Redaktionskommission ist der Gedanke aufgekommen, dass so etwas auch im Kreise der Aeropers nützlich sein könnte. Der Start wird hiemit freigegeben: Wer seinen Kropf leeren bzw. seinen Zorn auf irgend etwas in einem kurzen Blitz entladen will, ist freundlich eingeladen, den Niederschlag unter obigem Titel zuerst auf eine halbe Seite weissen Papiers und dann in den Aeropersbriefkasten zu werfen, von wo aus er zur Auswertung an Herrn Richard Schilliger gelangt. Zur Veröffentlichung geeignete und gelungene Beiträge werden prämiert!

IFALPA - MONTHLY NEWS BULLETIN

59/4 - Oktober

1. Editorial - A Message from the President

I have been asked to express my opinion on the new monthly IFALPA News Bulletin inaugurated in July. The first several issues have, in my opinion, been excellent and the editors have done a fine job. The Bulletin will certainly answer a long standing need of the Federation.

As the International Federation of Air Line Pilots Associations has expanded and grown in stature as the air line pilots' "voice" in international aviation, communications have become increasingly important in proportion. The individual air line pilots associations which compose the Federation have during their own growth experienced a similar need of providing adequate information to membership, to tell them what they are doing, why they are doing it, and how it is of importance professionally to the individual pilot.

Year by year, IFALPA has become a more complex organization. Its effectiveness in shaping international regulatory and operational policy has grown, and consequently, its effect on pilots. There has probably been more recognition of this in industry and governmental circles than among the pilots themselves.

The Federation has for some time recognized the need for an increased flow of information to the membership so that they may know the manner in which they are being represented internationally on safety as well as on sociological and industrial aspects pertaining to their profession. The monthly News Bulletin of IFALPA was inaugurated in July as a step towards accomplishing this.

The Bulletin itself, however, is just that - the starting point toward better communications. Communications require reception as well as transmission. The Bulletin's effectiveness will depend to a large degree upon the use which member organizations make of it and the distribution its contents are given through their organizational channels. It is hoped, as time goes on, the scope of the Bulletin will be increased and its usefulness expanded consistent with the needs of IFALPA.

As President of the Federation, I heartily endorse this new venture as a step forward in IFALPA's maturity and add my hopes to those of the other officers that all member organizations will make the fullest use possible of this new vehicle of communication by incorporating all or pertinent portions of it in their magazines or papers, or, if they do not have periodical publications, will explore means by which they may be distributed to their members. With this co-operation, the success of the

IFALPA Bulletin will be assured and the benefits inherent in IFALPA to member organizations greatly enhanced.

Clarence N. Sayen.
President, IFALPA.

2. Radiation Hazards

The Federation is conducting an investigation into the additional radiation dose which a pilot may receive as a result of his occupation. The two most commonly met sources of this additional are 1) cosmic rays - the radiation effects from which increase with altitude up to a maximum at approximately 100,000 ft., and 2) radioactive instruments and panels in the cockpit.

At the heights at which jet aircraft are operating at the present time, cosmic rays cause only a very slight increase in radiation. When operating altitudes reach the region of 70,000 ft., however, a further assessment may be required.

Results of IFALPA tests made in the cockpits of various British and American aircraft show that radioactive luminous paint is used only to a limited extent and that, in general, the radiation level from this source is not dangerous. The levels shown in one or two spot check were, however, found to be comparable with the maximum tolerance dose of an "exposed worker" and we consider, therefore, that as the use of radioactive paint in cockpits is not essential, operating companies should take means to eliminate it.

It has been estimated, on a theoretical basis that the combined effect of radiation dose received from cosmic rays and instruments when flying a typical jet is to increase the likelihood of developing leukaemia by about one tenth. However, since the likelihood of developing this disease in the normal way is 1 in 10,000, the increase is slight.

A further source of radiation which we are investigating is that due to the radioactive particles which are in the atmosphere as a result of nuclear explosions. These particles adhere to the external surfaces of high flying aircraft which are oily or greasy and may possibly enter the cabin via the pressurisation system. The latter possibility is being investigated but the surface contamination has little, if any, effect on those inside the aircraft. Personnel cleaning the outside of the aircraft may receive a comparatively high degree of contamination but this can be reduced to a safe level by keeping the aircraft spotlessly clean and ensuring personal hygiene so that particles do not enter the body by way of the mouth.

Our present research programme includes the use of film badges and a geiger counter. The film badges, which are being worn by a number of pilots throughout the world for a period of sixty days, will show, by the amount the film is blackened, the total

radiation dose received during that period. The geiger counter is being used to monitor the temporary increase in radiation which may be expected locally if weapon testing is renewed and to check the effectiveness of the screening of radioactive cargo.

3. Vertical Separation

P.C.R.

For years pilots have known that their altimeters seriously misread in the higher altitudes. However, in the hey-day of the DC3 and off-airways flying, it was rare to fly above 15000 ft. If you did so, nobody much was up there to encounter, and hence the fact that your altimeter might then be anything up to 500 ft. in error was not too troublesome. However, when pressurised aircraft were introduced and airways flying became the order of the day, near head-on collisions became too common to pass unnoticed (though probably a lot did!) and it was found that these often occurred with the pilots of each aircraft flying flight levels nominally 1000 ft. apart. Partly this was accounted for by the different static system error of various aircraft (the difference accounting for some 600 ft. as between Constellation and DC6) and partly by the different errors of the instruments themselves (BEA Viscounts, flying on a Decca-defined airway had to adopt the practice of flying to the right in order to avoid opposing Viscounts on the airway - supposedly separated by 1000 ft.). At this stage, therefore, the problem thrust itself forward in the international field and in 1955 the ICAO Vertical Separation Panel was set up.

The first two meetings of the Panel analysed the various sources of height-keeping error, and found that these fell under three broad categories: Instrument Error, Static System Error and Flight Technical Error (i.e. the inability of the pilot or the autopilot to maintain the desired flight level even though the altimeter might be reading accurately). A good deal of judgment had to be exercised in determining the magnitude of the errors but reasonable assessments were arrived at and these pointed to six main conclusions:-

- (a) 1000 ft. separation was definitely unsafe above 15000 ft. (approx);
- (b) immediate improvement was possible by employing refined instrument calibration procedures;
- (c) immediate improvement was possible by calibrating and allowing for the static system error both on the basis of aircraft type and individual aircraft;
- (d) early improvement could be obtained by fitting the new precision or servo-assisted altimeters as soon as these were generally available;
- (e) auto height locks, if suitably adapted to an aircraft, usually (but not always) reduced the Flight Technical Error to a very small amount, \pm 50 ft.;

- (f) in spite of the improvements anticipated from (b), (c), (d) and (e), the total height keeping error increased with altitude.

At that point in the Panel's discussions it would have seemed reasonable to suppose that definite recommendations would be made for an increase of the vertical separation interval in the higher levels. Indeed, the EUM, MID and SEA Regions, anticipating this sort of recommendation, proposed a 2000 ft. separation in their regions at all altitudes above 22,000 ft. However, the Third Meeting of the Panel made no such recommendation and the above Regions have therefore quickly backtracked on their proposals. The Panel advised that there appeared to be no immediate case for increasing the separation. The reason for this volte-face are not very clear from the report of the Panel. Ostensibly, the reasons given are that the improvements referred to in (b), (c), (d), and (e) would enable 1000 ft. separation to be carried safely up to 50,000 ft. However, IFALPA is seriously questioning this since there are substantial grounds for believing that wishful thinking is playing an undue part here. For example, in relation to: (b) as far as we can ascertain, only a few companies are in fact employing the ICAO refined calibration procedures or arranging to do so; (c) few are fitting type correction cards and none is bothering about individual variations; (d) only the big jets are having the new type altimeters - hence the zone 15000-29000 ft. will continue for many years populated by aircraft carrying the old 1A and 1B type altimeters. Additionally, and more important, the Military, who share the airways, have indicated that they will do nothing about (c) and, after 25000 ft., cannot keep their height holding to the ± 500 ft. figure so far assumed. We are therefore advocating, as an interim measure -

- (i) Type 1B altimeter to be mandatory for aircraft flying over 15000 ft.;
- (ii) 1000 ft. separation up to 15000 ft.;
- (iii) 1500 ft. separation above 15000 ft.

As a final solution we advocate

- (i) the use of a flight level indicator calibrated to eliminate the abrupt step at 15000 ft. (and, incidentally, setting errors and metre/feet conflicts);
- (ii) the selection of greater separation on airways where conflicts are "guaranteed" than off-airways, where conflicts are "diluted" due to natural scatter.

C.C.J.

Name, Kennwort
oder Kennziffer:

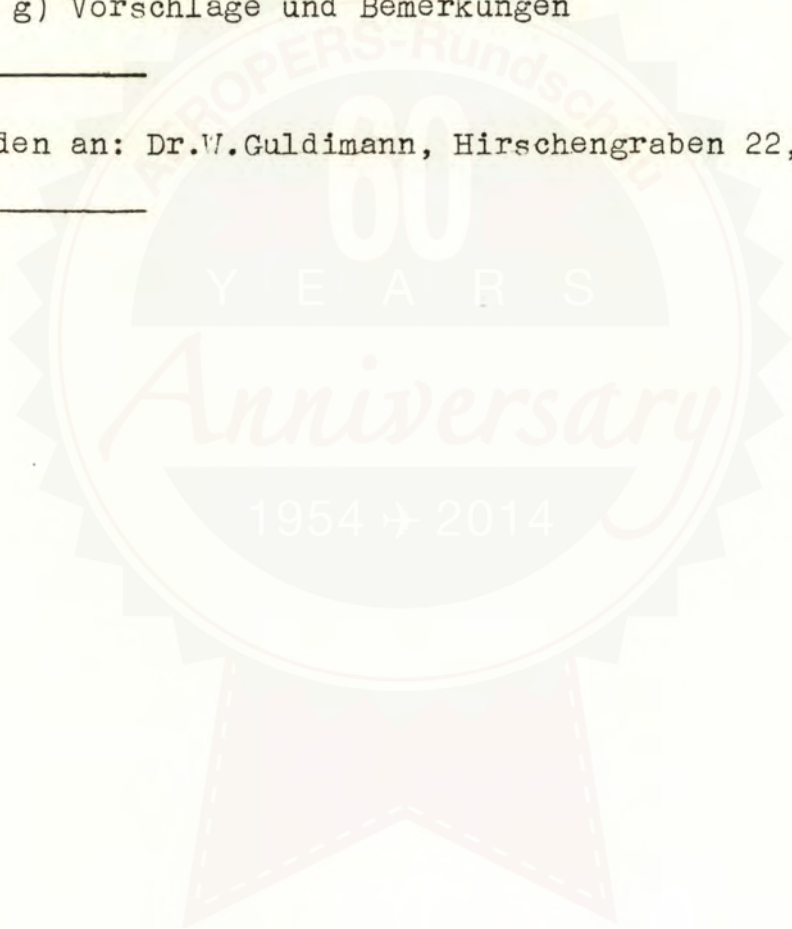
.....

PILOTENFEHLER ?

(siehe Rundschau September 1959, S.13!)

- Schema: a) Flugzeugmuster
b) Allgemeine Situation
c) Fehler
d) Ursache des Fehlers
e) Feststellung des Fehlers (wann und wie?)
f) Auswirkung des Fehlers
g) Vorschläge und Bemerkungen

(Einsenden an: Dr.W.Guldemann, Hirschengraben 22, Zürich 1)



1958 20.8.	Haines, Alaska	Alaska Coastal	G-21-A N-4774-C
CAR AAR No.1-0161/28.8.1959			

Unfall: Das Flugzeug startete um 1453 PST auf dem Wasserflugplatz Juneau zu einem Kursflug nach Haines, mit einem Piloten und acht Fluggästen an Bord. Das Streckenwetter war durch niedrige Wolken- und Nebelfetzen, leichten Regen und ausgesprochen ruhige See gekennzeichnet und entsprach knapp noch den Sichtflugbedingungen. Um 1525 wurde das Flugzeug über dem Lynn-Kanal bei Eldred Rock, 65 Meilen NNW Juneau, beobachtet, wie es aus einer Höhe von 150-200 ft in einen leichten Stechflug überging, bis es - ohne Leistungsverminderung - leicht nach rechts geneigt auf die glatte Wasseroberfläche aufprallte. Sechs Fluggäste und der Pilot wurden schwer verletzt, doch konnten alle Insassen geborgen werden; das Flugzeug wurde schwer beschädigt und versank. - Die Sichtbedingungen an der Unfallstelle waren durch leichten Regen und tiefhängende Wolken so beeinträchtigt, dass in Flugrichtung kein Horizont zu erkennen war; der einzige Anhaltspunkt lag im Ufer einer Insel, die etwa eine halbe Meile links vom Flugzeug lag.

Ursache: Ungenügende Kontrolle der Fluglage bei schlechten Sichtbedingungen über glatter Wasserfläche.

1959 30.3.	Alma, Georgia	Riddle	C-46-R N-7840-D
CAB AAR No.1-0014/26.8.1959			

Unfall: Das Flugzeug startete nach routinemässiger erster Zwischenlandung auf der Frachtlinie Miami-Chicago um 2235 EST in Orlando, Fla., zum Weiterflug nach Atlanta. An Bord befanden sich zwei Mann Besatzung und gegen 10.000 lb Fracht; der Frachtraum G (hinten unten) war vollständig mit Textilien aufgefüllt. Nach routinemässigem Verlauf bemerkte ein Angehöriger der Verkehrsleitung, wie das Flugzeug um 2340 den Flughafen Alma in nordwestlicher Richtung überflog. Etwa eine Minute später sah er ein helles Licht vom Flugzeug fallen, und unmittelbar darauf hörte er die Meldung "MAYDAY AIRCRAFT ON FIRE UNABLE TO CONTROL!" Weitere Meldungen gingen nicht mehr ein; vor die Türe hinaus-tretend, sah er zunächst brennende Stücke und einige Sekunden später, um 2346, das Flugzeug selbst brennend zu Boden stürzen. Durch Aufschlag und Explosion wurde das Flugzeug zerstört; die Besatzung kam ums Leben. Versuche und frühere Branderfahrungen zeigten, dass das Feuer wahrscheinlich zufolge Erhitzung im Frachtraum G durch eine ungeschützte brennende Lampe entstanden war, dann die Aluminiumwand durchbrannt, später eine hydraulische Leitung und mit weiterer Näherung und Ausdehnung das Steuersystem zerstört hatte. - Die betreffende Lampe war in Verletzung einer bestehenden Vorschrift ungeschützt geblieben, und die Unternehmung hatte durch keine interne Vorschrift und Kontrolle sichergestellt, dass Lampen in den Frachträumen vor dem Start gelöscht würden.

Ursache: Zerstörung des Steuersystems durch Feuer, eingeleitet durch Brandausbruch in einem Frachtraum zufolge Erhitzung brennbarer Fracht durch vorschriftswidrig ungeschützte und versehentlich brennengelassene Lampe.

1959 6.5.	Washington D.C.	EAL	DC-7B N-824-D
CAB AAR Nr.1-0042/19.8.1959			

Unfall: Das Flugzeug stand, auf der Linie Newark-Jacksonville eingesetzt, unter besten Wetterbedingungen im Anflug zur ersten Zwischenlandung auf Piste 18 des Washington National Airport. Nach routinemässiger Anflugkurve auf 500 ft folgte der Endanflug über den Potomac. Bei Annäherung an das Ufer rief der Copilot: "SNUFFY IT LOOKS A LITTLE LOW." Jetzt bemerkte der Kommandant, dass er unmittelbar gegen das Häuschen für den ILS-Landekurssender flog, das sich 175 ft vor der Pistenschwelle befindet und eine Höhe von 10 ft über Grund aufweist, und versuchte, das Flugzeug noch hochzuziehen. Trotzdem durchstiess es den oberen Teil des Häuschens mit dem Hauptfahrwerk und hatte 80 ft vor der Pistenschwelle erstmals Bodenberührung. Nach einem Sprung von 185 ft setzte es endgültig auf. Kurz darauf verlor es den Unterteil des rechten Fahrwerks, drehte langsam nach rechts ab und blieb schliesslich schwerbeschädigt auf einem Rollweg liegen, 3400 ft von der Pistenschwelle entfernt. Von den 69 Insassen erlitt niemand schwerere Verletzungen. - Die Untersuchung ergab weder bezüglich des Piloten noch bezüglich des Flugzeugs irgendwelche Besonderheiten, und auch der Pilot machte keine mildernden Umstände geltend.

Ursache: Fehlbeurteilung der Höhe im Endanflug zufolge ungenügender Aufmerksamkeit nach routinemässigem Flug unter besten äusseren Bedingungen.

ICAO AIRWORTHINESS COMMITTEE

3rd Meeting, Stockholm - July 14th - August 10th, 1959.

Report of IFALPA Representatives Capt.E.C.Miles and
Capt.C.C.Jackson

.....

2. Flight Group - The Provisional Acceptable Means of Compliance (PAMC), (Agenda Item 1.1)

The main work of the Flight Group was to finalise the Provisional Acceptable Means of Compliance (PAMC) for Aircraft Performance so that it could receive full ICAO approval and form the basis of national Airworthiness Codes in the immediate future. It was apparent from the start that the members of the Committee were determined to carry that objective through and in this they were successful. This general determination to reach a successful conclusion carried with it as a corollary a rather unusual readiness to compromise and, in view of experience at most recent ICAO meetings (e.g. COM/OPS/RAC), the outside observer might be forgiven if he connected this camaraderie with a sense of relief on the part of individual certificating authorities in being able to share the responsibility of certificating the new generation of jet aircraft to standards which were to a marked degree conjectural. At the beginning of the Meeting the IFALPA observers held that view and, for the first fortnight, maintained a strictly non-committal attitude. However, as the Meeting progressed, substantial gains were made in the direction of IFALPA policy and it became possible to share in the work of the Committee with somewhat more enthusiasm. These gains will be commented as each significant section of the revised PAMC is dealt with below.

2.1 General

The following safeguards appear throughout the final version of the PAMC. They originated in former versions and are listed here merely to remind readers of former IFALPA gains:

- Full temperature and humidity accountability is applied throughout;
- A conservative assessment of power or thrust is applied ("approved" or "fleet mean" power);
- Time delays (as in feathering, etc.) are such "as may reasonably be expected to occur during service";
- An all engines operating margin is provided for the take-off.

2.2 The Connection Between the Various Speeds Used in Certification and Operation

The following speeds are important since, taken together, they govern the take-off performance of the aeroplane and thus have a predominant influence on the safety of flight. It will be seen that there are introduced new terms and new concepts. A brief outline of each is therefore given together with comment on their significance in operations.

2.2.1 Stalling Speed

Previous certificating procedures had been based on the datum of a stalling speed which was substantially (within 4 kts.) the same as the zero-rate-of-climb speed, the minimum speed in steady flight or the speed at which maximum lift was obtained. However, the new generation are said to provide a consistently repeatable datum only on the basis of "the minimum speed in the stall" and our information is that this can be (and has been during recent certification trials) appreciably below what line pilots have always called "the stalling speed". The difference in the case of the Comet is 5 kts; the DC7, 7 kts., and a "military transport" (believed to be the KC135), 9 kts. These discrepancies in stalling speeds would adversely affect all the take-off and landing margins and were, therefore, strenuously opposed by the IFALPA Representatives. With support from the U.K. and others the following protective paragraph was inserted:-

"Where the minimum speed in a stall (V_S) and the speed at which maximum lift is obtained in flight at 1 g normal acceleration differ significantly, suitable measures should be taken to ensure that V_S is not unconservative."

Although not quite so firm a specification as we would have liked, a gain of this significance, affecting as it does so many vital segments (e.g. threshold speed at $1.3 V_S$ may be some 10-12 kts. safer), had a considerable effect on the attitude of the IFALPA Representatives to the later discussions. However, its application needs watching closely, especially in the case of presently certificated aeroplanes.

In this connection a general point should be noted. There is frequently a reluctance to spell out detail in International Specifications. When this occurs it is up to Member Associations to ensure that the detail is written in by the National Authority in some cases, or applied by the Operator in others.

2.2.2 Engine Failure Recognition Speed (V_1)

This is really the old V_1 except that a differentiation is made between the point at which an engine actually fails

and that at which the pilot becomes aware of the failure. The new concept of V_1 as a recognition speed prevents the certification manoeuvre being carried out with test gadgetry to give instant warning of the failure. The change is thus in the direction of safety. It should also be noted here that a further delay is allowed for between the point at which the failure is recognised (now V_1) and the point at which action is initiated to stop the aeroplane in the accelerate/stop manoeuvre.

Nevertheless, in spite of this step in the direction of realism, there was increasing awareness at the meeting (as there has been among pilots for some time) that the V_1 speed is not very meaningful in day-to-day operations. It means that somehow, on a good hard-surfaced runway, with new brakes and tyres, on a fine, dry day, a clever pilot once or twice got the aeroplane to that speed and stopped it with its nose hanging over the end of the runway. We would not give it much more than that; that is why the IFALPA Representatives pressed strongly for a take-off monitoring device (see para. 2.2.4 and item 1.3) so that the decision to stop can be made at a point where, in day-to-day operations, it is in fact safe to stop. Until such time as a thoroughly satisfactory method of indicating take-off performance is devised (i.e. a reliable take-off monitor) and used to cross-check on the V_1 speed, the present concept of V_1 will have to be continued. It is not sufficient, but the IFALPA Representatives had to leave it as it was, with a small gain in name and virtue as "engine failure recognition speed".

2.2.3 Minimum Unstick Speed (V_{MU})

The certification of the take-off is now based upon a concept which might be described as "the worst possible (just) safe take-off". This is more conventionally called the "Minimum Unstick Manoeuvre" and it takes place at the Minimum Unstick Speed. This is a speed not used in operations but it is said to provide a more realistic datum on which to build the take-off margins than was the old datum of the stalling speed (V_{S1}). This is because it is intended to be representative of an actual (though extreme condition) take-off and thus takes the advantage (as in most aircraft) of ground effect or (as in some cases) the disadvantage of that effect.

The manoeuvre consists of the completion of a take-off from start-to-roll to the 35 ft. height point, unsticking at the lowest speed at which the aircraft can be climbed away. This speed is the V_{MU} speed. As originally conceived, it had to be performed on the ground and thus it did provide a datum which could not be challenged. However, it was a somewhat risky demonstration and manufacturers have not been slow to request

permission to perform the manoeuvre by free air tests. It is understood that, in the U.S., this is being granted for the greater part of the tests. The IFALPA Representatives questioned this closely and did gain some satisfaction since, although the U.S. delegates did not positively state in committee that the "confirmatory" take-offs from the ground would include any at maximum weight, they did do so informally. The U.K., on the other hand, gave formally that specific undertaking. It is an important point to watch since the credit derived from ground effect may vary appreciably with the weight of the aircraft (we have not found anyone who knows why, but it was stated at the meeting to have been proven so in the case of the Comet 1 - see IFALPA early work on Comet accidents - and the early DC8 during design checking.)

Anyhow, somewhere, somehow, the test pilot gets the aeroplane to scramble into a climb at various weights, and the speeds at which he does this are recorded. He will, of course, get them as low as possible, but he is precluded here from going too far down the scale. This is because, having made the "unstuck", the aircraft must continue to climb; it cannot just waltz along level in a semi-stalled condition. Thus there is a substantial margin here above the power-on ground stall. The suggestion for the agreed wording, "Maintaining a positive climb" came from the IFALPA Representatives. As it did not exist in the earlier draft PAMC, it was another substantial gain since, as will be shown in para. 2.2.4, the operational speed at which unstuck is made is a factor times V_{MU} .

2.2.4 Rotation Speed (V_R) and Lift-off Speed (V_{LOF})

The Rotation Speed is the really new member of the family which will be used in day-to-day operations. Many pilots will already be familiar with the term and some will be using the procedures associated with it. The Comet IV is certificated to Rotation Speed procedures, but the Boeing 707-120 was certificated under the old U.S. Special Regulation 422 and, though it goes through the same process of rotation on take-off, this is associated with the old concept of V_2^* (the new V_2 is described in para. 2.2.5). It is understood that the 707-120 may be recertificated to the new procedures under SR422B, just issued (or its successor SR422C?).

The Rotation Speed is the vital speed in the new procedures since, in normal operations (as distinct from certification tests), the pilot will have little control of the actual point at which the aircraft becomes airborne. It is therefore essential to safeguard this speed with various protective devices.

The lift off speed (V_{LOF}) is simply the speed at which the aircraft first becomes airborne if rotation is made at V_R speed at the maximum practicable rate.

* V_R is believed to be 5-10 kts. before V_2 , depending on the operator

The first, and probably the most important, protective device is that the rotation speed (V_R) must result in a lift-off speed (V_{LOF}) which is the greater of (a) 1.12 V_{MU} all engines operating or (b) 1.06 V_{MU} in the engine inoperative condition. However, this is a determination of V_R for certification purpose only. In the Flight Manual only one V_R speed will appear and this will be based on the higher figure.

In view of the Helsinki directive to preserve at least as satisfactory margins at the new lift-off speed (V_{LOF}) as at the old operational lift-off speed (V_2 plus a little acceleration), the IFALPA Representatives examined these factors (1.12 and 1.06) in great detail. It was, however, far from easy to make an exact comparison with past margins because of the change of the primary datum (from V_{S1} to V_{MU}), the use of unrealistic stall speeds in the past (see para. 2.2.1) and the difference between the air line use of the old V_2 (i.e. initiation of lift-off) and the certification use (i.e. actual lift-off). Nevertheless, comparisons were made by the IFALPA Representatives at both the V_R point and the lift-off point and it was our agreed conclusion that, provided certification is conservative (e.g. (a) includes a ground test max. weight V_{MU} manoeuvre, (b) is based on a truly "operational" stall speed), both points had protection substantially equivalent to that existing under the old operational techniques and that the numerous protective factors introduced for the first time would eliminate the really sub-standard operation occasionally met with under the old rules. Both the U.S. and the U.K. certificating authorities attending the Meeting assured us that we had very much more protection than previously, but as there are many inadequately investigated factors to take into account (e.g. the use of stopways and clearways and the fact that the all engines lift-off point will be closer to the end of the concrete than previously, the IFALPA Representatives would not go that far and, as a cross check, recommended that the V_R and V_{LOF} speeds and distances should be photographically recorded during the introductory era. This was, with qualifications, agreed to by the U.S. and the U.K.

However, further safeguards exist at V_R and V_{LOF} . V_R must be at least 1.05 times the minimum control speed (V_{MC}), which prevents the aircraft getting into the air at a speed too slow for directional control to be maintained in the event of losing an engine. It must also be at least 1.1 times the stall (see para. 2.2.1) and it must be such that, if the pilot initiates rotation 5 kts. prematurely, the take-off distance must not be worse. This latter is particularly useful, because it is, of course, not easy to read the airspeed indicator exactly at the V_R speed and the indications given are not very reliable.

Incidentally, all literature and advice at the Meeting indicated a greater danger of reduced performance if one rotated too early than if one rotated too late. However, very late rotation also has its problems, one being to lead to a low and fast climb-out and a corresponding reduction of the climb-out obstacle clearances, which are already low. Thus it will be seen that the new techniques call for greater precision on the part of the pilot.

Although it appears likely that the new PAMC offers as good, if not better, performance safety than previous regulations, it may be that pilots will decide that this level is not sufficient. If we do so decide, it must be made clear that we are talking about a different level of safety from that which is acceptable to the Airworthiness Committee and the national Airworthiness Authorities.

There is at the moment, on every critical length take-off, an area of risk. If the aeroplane is down on performance but all engines keep operating, it should get off safely.

If the aeroplane has its scheduled performance and loses an engine in the neighbourhood of V_1 , it should also get off or stop safely. But if it is down on performance and loses an engine, then there is in the region of V_1 a segment where it will not be safe. This segment at the moment is considered to be covered by the probability of the above adverse combination being infinitesimally small. Statistics supply a useful argument for those who wish to continue relying on probability. However, it may be that the pilots will consider that this area of risk has no place in air transportation. Should the pilots decide so, they can probably remove it. To do so, however, they will have to enlist the support of the public. In the past to have removed the risk might have meant creating large economic penalties - either payload or runways. In the future an efficient means of removing the risk is coming in the form of take-off monitors. However, for the present the IFALPA Representatives have accepted the PAMC on a trial basis.

2.2.5 The Minimum Take-off Safety Speed (V_2 min) and the Initial Climb-out Speed (V_2)

After rotation at V_R the aircraft accelerates a few knots and leaves the ground at or near speed V_{LOF} . From the V_{LOF} point the speed is not defined (except that it must not be less than V_{LOF}) until 35 ft. is reached at which point the minimum Take-off Safety Speed (V_2 min) must be attained. V_2 min is related to the free air stall ($1.2 V_S$ for pure jets, $1.15 V_S$ for piston and turbo-prop engined aircraft) and thus corresponds to the old V_2 , which had the same factors but which was achieved at lift-off and not at 35 ft. Between V_{LOF} and V_2 min the aeroplane will be leaving the (normally) advantageous regime of

ground effect and entering the free air environment and it is for this reason that climb speed factors at 35 ft. and onwards are related to the free air stall (V_{α}). However, the transition from the ground effect regime to the free air regime is subject to some variation from one aeroplane to another, and hence, though this is a purely transitional segment and lasts only a few seconds, it could conceivably have only marginal protection. But once 35 ft. is reached the climb speeds should be quite well protected since, as already stated, V_2 min must be at least 20% above the free air stall V_{α} for pure jet aircraft (15% for piston engined aircraft and prop-jets). After 35 ft. the aircraft is climbed at V_2 speed, which is now called the "initial climb-out" speed. It must be equal to or greater than V_2 min and must not be confused with the old V_2 .

Before leaving the take-off and climb speeds, it may be as well to recall a remark made by Mr. L. Hall (U.K.) both at the IFALPA meeting on Take-off Monitors and at this meeting, namely that the greater part of the variability of performance in respect of take-off speeds and distances occurs after V_1 - i.e. after a monitor (as presently conceived) is useful. He therefore advocated a "take-off director" to deal with such things as speed of rotation (i.e. rate of change of angle of attack), speed at rotation, attitude after rotation and speed on climb. He may well be right but our view was that such instruments were a long way ahead and that meantime nothing should deprive us of the assistance of a reliable monitor or marker board system, which we could probably get in the immediate future. Nevertheless, Mr. Hall's remarks are worth noting because they show the extreme importance which a certificating authority places on close adherence to the prescribed techniques. Due to the introduction of these new terms and the fact that the take-off techniques must comply with them exactly, it is essential that pilot education on their meaning and use be very thorough. On the suggestion of IFALPA, the Committee has made recommendations for such education and some Committee members are already working on suitable literature.

2.3 The Take-off and Climb Distances and Gradients

Having dealt with the critical speeds, it is now proposed to deal with the critical distances.

2.3.1 Accelerate-Stop Distance

As indicated previously (para. 2.2.2), the IFALPA Representatives found the Meeting unwilling to look at accelerate-stop distances except for the small improvement associated

with V_1 becoming an engine failure recognition speed. However, the "conservative" interpretation of the amount which reverse thrust can be used (a gain by our Representatives at the last meeting) was retained against the attack of IATA and, additionally, there is inserted the following reservation as to the reliability of the take-off distances of the PAMC for surfaces other than hard dry concrete:

"In the specifications concerning take-off distances the scheduled data relate to the performance on a smooth, dry, hard surface. It has not been determined to what extent these data are applicable to take-offs from runways on which water or slush are present."

2.3.2 Take-off Path

This is simply a term to embrace all stages of the take-off from start-to-roll to 1,500 ft. (or to the attainment of the en-route configuration whichever is the earlier). It is divided into the take-off run, the take-off distance and the take-off flight path (not to be confused with the take-off path).

The take-off path is based on the failure of the critical engine in such a position that it would be recognised by the pilot at V_1 . Hence it is a one-engine-out flight path throughout. The all engines operating path is not fully described, but a presumption that operational procedures will ensure that this flight path is above the one-out path is included in a note in the PAMC.

2.3.3. The Take-off Run

The take-off run scheduled in the Flight Manual is based primarily on the distance to lift off (i.e. point at which V_{LOF} is attained), one engine inoperative at V_1 , or 1.15 times the all engines distance to V_{LOF} , whichever is greater. The IFALPA Representatives spent much time considering this factor (which was the same as in the previous draft of the PAMC), since there appeared to be somewhat inadequate assurance that the scatter of all engines operating lift-off points, as achieved in service, would not consume the 15% margin on quite a number of occasions and leave some aircraft with wheels on the ground when they reached the end of the concrete. However, there was no proof that this would be the case and, moreover, no reason why it should be so, provided that the speed margin was adequate at V_R so that, if the pilot found himself coming up to the end of the concrete while his wheels were still on the ground, he had ample manoeuvring speed to pull the aircraft off. Further, a margin is added when stopway or clearway is credited, in that one half of the distance from V_{LOF} to 35 feet must be runway.

Finally, therefore, the figure was accepted by the Federation's Representatives, subject to the photographic checks on the take-off referred to in para.2.2.4.

2.3.4 The Take-off Distance

The take-off distance is the distance from start-to-roll to the point at which 35 ft. is attained, with one engine inoperative, or 1.15 times the distance to 35 ft. with all engines operating, whichever is the greater.

It can include clearway and stopway (see para.2.3.6). From the lift-off point to the 35 ft. height point the engine-out gradient of climb in free air, with landing gear down and at speed V_{LOF} , must be at least .5% for four engine aircraft and "positive" for twins.

2.3.5 The Take-off Flight Path

As described in para. 2.3.1, the take-off flight path begins at the 35 ft. height point and ends at 1,500 ft. (or on attaining the en route configuration, whichever is earlier). The speed must be at least V_2 min at 35 ft. and V_2 thereafter. The engine-out gradient of climb in free air with landing gear up must be at least 3% for four engined aircraft (2.4% twins) at take-off power (less water injection augmentation if this could cut out before 400 ft.)

From the attainment of the en route configuration (flaps up) to the end of the take-off path the gradient must be at least 1.5% (fours) and 1.2% (twins).

All the above climb gradients are "certification" (gross) gradients. The gradients scheduled in the Flight Manual will, however, be less by 1% (fours), .8% (twins), to provide a safety cushion (margin) for the below-average aircraft. Thus an aircraft in service should normally give a performance rather better than the Flight Manual figure.

2.3.6 Stopways, Clearways and Obstacles Clearances:

Stopways have been used for some time by the U.K. but only rarely (under "Manual Authority") in the U.S. All States now accept them but IFALPA policy has not agreed with the use of stopways for scheduling performance owing to the difficulty of prescribing their braking coefficient of friction and their bearing capacity. However, the Meeting went a long way to remedy these deficiencies and agreed to the following protective paragraph:

"If the accelerate-stop distance is intended to include a stopway with surface characteristics substantially different from those of the runway, the take-off data should include operational correction factors for the accelerate-stop-

distance to account for the particular surface characteristics of the stopway and for the variations in such characteristics with seasonal weather conditions (i.e. temperature, rain, snow, ice, etc.) within the operational limits established by the applicant."

It is believed that the conscientious application of this paragraph will require such experimental work on the part of the operators in order to determine the correction factors for the braking coefficient that they will in fact be used only in exceptional circumstances.

Clearways can be in the form of an extension of the stopway (provided that the latter has only minor surface irregularities) but do not have to bear the weight of the aircraft.

In determining the take-off distance at an aerodrome having clearways, or both stopways and clearways, the aircraft need reach the 35.ft. height point only by the time it gets to the end of the clearway. A limit is, however, placed on the extent to which this "stretching" of the runway may be permitted; this is effected by (a) in the case of the take-off distance restricting the stretch to half the runway length and (b) in the case of take-off run prescribing that one half the distance from V_{LOF} (one-out) to 35 ft. must be runway. This means that an aeroplane at maximum weight will be at approximately 10 feet at the end of the runway itself when it is operating right down to the margins or when it has lost an engine at V_1 . However, as long as the aircraft is decisively (i.e. by means of speed margins providing the safety intended by the specifications of V_{MU} , V_R , V_{LOF} and V_{2min}) clear of the surface at a safe margin before the end of the concrete, there should be no difficulty since obstacles are not permitted over the area of "stretch" as defined above.

From the 35 ft. height point to the end of the take-off path the aeroplane should, in the one-engine-out condition, clear all obstacles in a straight path by at least 35 ft. In service with an average, or not far below average, aeroplane this should be somewhat greater because, as stated in para. 2.3.5, the Flight Manual curves for this segment are 1% (four conservative and .8% (twins)). On either side of the centre line it should clear them, not be 35 feet vertically but by 300 ft. laterally, plus 1/8 of the distance travelled from the aerodrome boundary. This "expanding lateral clearance", however, is limited to a maximum distance from the extended centre-line, as follows:-

	Lateral Clearance from Obstacles
(a) VMC by day, or IMC but track guidance to equal VMC accuracy (aid unspecified)	1,000 ft.

Lateral Clearance
from Obstacles

- (b) VMC by night, or
IMC and no track guidance, or
VMC by day with 15 degree or more
heading change 2,000 ft.
- (c) VMC by night with 15 degree or
more heading change, or
IMC with 15 degree or more
heading change 3,000 ft.

The above lateral clearances can hardly be considered satisfactory and the U.K. proposed clearances up to a 5,000 ft maximum. The U.S., however, mentioned the difficulty of surveying low profiles up to the end of the take-off path (about 20 mls.) and the final figures were a compromise. In view of the conservatism of the one-out scheduled climb there should, it is thought, be no difficulty in VMC engine-out take-offs, provided there is close adherence to the recommended techniques. However, the take-off path of a jet is very sensitive to the maintenance of correct attitude and, in the conditions often associated with engine failure during take-off (e.g. fire warning), this may not be easy to maintain in IMC. A strong case exists, therefore, for a positive cloud-base clearance during take-off and also for the effective marking and lighting of excrescences and ground plane.

With regard to the difficulties of survey, the Australian member suggested, and is working on, an angular measurement of clearances similar to that discussed in IFALPA, and this work should receive our support.

2.4 En Route

The en route stage permits drift-down procedures and its safety is therefore more connected with the operational rules than with the airworthiness rules. However, the latter prescribe a conservative scheduling of the flight path by reducing the measured path by 1.4% (fours) and 1.1% (twins) with one engine inoperative.

The operational rules require a one-engine-out flight path (after the 1.4% reduction) which is positive at 1,000 ft. above the worst terrain within 5 miles of track or which clears this terrain by 2,000 ft.; in either case a positive climb at 1,500 ft. above the destination or designated alternate is also required.

In the two-engines-out condition (fours) the aircraft does not have to have a positive climb over en route obstacles but the flight must be planned so as to clear them, using drift-down if necessary, by at least 2,000 ft. and must show a positive climb at the destination or at an aerodrome "where it can reasonably be expected that a safe landing can be made". (This wording

was proposed by IFALPA as an improvement on the previous wording, which gave no description of the aerodrome and on the IATA wording which related suitability only to the landing length. It enables purely emergency aerodromes to be used.)

However, this two-engines-out requirement does not have to be met for flights of less than 90 minutes (normal cruising speed) from an aerodrome "where it can reasonably be expected that a safe landing can be made", including landing in 70% of the runway. This is said to be justified on the grounds that the risk of two engines failing in a short time is small.

Fuel dumping is permitted when showing compliance with both the one-engine-out and two-engines-out conditions.

On the whole, these en-route requirements are, for several reasons, considered to be doubtful - for example, fuel dumping is assumed to be instantaneous and, in the two-engines-out case, leaves 15 minutes holding reserves (at cruise power). Moreover, in few places in the world does the two-engines-out rule have to be complied with, since few jet aeroplanes are ever outside a 90 minute range of an aerodrome of some sort. If this rule is applied unconservatively, it may be that pilots will have to ensure that all such aerodromes as are used to avoid compliance with the rule are above limits for the times when they might be required for a two-engines-out landing.

2.5 Landing

Landing requirements were briefly discussed with the PAMC under Item 1, but were also discussed (and much more fully) under the separate item 1.2. The reason for this dual treatment was that the PAMC had been drafted in near final form by the previous meeting and this meeting agreed that it would not change any figures of this (or any other) specification unless new substantiating data were meantime provided.

Nevertheless our case for greater landing distances in the PAMC was presented forcefully and the U.S. charge that we had no overruns to quote was countered by reference to the official statistics on underruns - due, at least in part, to the pilot approaching the threshold on the low (and sometimes slow) side because of his preoccupation with limited landing distance. This argument was further substantiated by Australia and Sweden and was well received by the majority of the Flight Group. However, the Committee, probably as a result of the somewhat intransigent attitude of the U.S. and the desire to get the PAMC through without any reservations, was not prepared to modify the landing requirements at that time.

The IFALPA Representatives discussed whether under the circumstances they should table a formal protest at the continuance

for a further year of operations with marginal landing distances - at least in the case of pure jet aircraft. However, on canvassing friendly opinion at the Meeting, they reached the conclusion that, if the issue were forced, the Meeting would do not more than add a very small margin to the existing 40% (destination) and 30% (alternate) rule and would then assume the landing distance problem as having been "fixed". This would have jeopardised the chance of drafting a completely new and realistic specification for the future. It was decided, therefore, not to table a formal protest but to accept the verbal assurances given by the certifying authorities that they would, during the gestation period of the new landing PAMC, apply greater margins; for example, the U.K. promised a 45% margin for pure jets and no alleviation as between destination and alternate. In addition, as stated in the report on Agenda Item 1.2, "the Committee felt that its activities would accelerate the introduction of improved landing distance specifications into the various national codes". The official rule remains that, on departure, the calculated landing weight must show compliance with distances based upon:

- (a) the most favourable runway at the destination assuming still air; and either
- (b) the most favourable runway at the destination, assuming the forecast wind, or
- (c) the most favourable runway at the designated alternate, assuming still air and the most favourable runway assuming the forecast wind.

Thus, despatch may be made showing compliance with (2), but with the knowledge that unfavourable wind will (assuming the forecast to hold good) make a landing impossible at the destination. In this case a usable alternate must be specified; this, however, while fulfilling the wind requirement, need only fulfil the less stringent requirements for landing length as applied to alternates - i.e. the aircraft has to be shown to be able to land in 70% of the runway, not 60% as at the destination. To this extent, therefore, the rule permits an undesirable despatch, and some members were of the opinion that there should be at least one runway at the destination aerodrome which should be suitable for landing in the forecast weather conditions. They proposed to make the specification more severe by requiring compliance with (b) in all cases, but using the alternate distance factor. However, the rule in practice appears not to have caused trouble up till now. It was thought, therefore, that pilots would continue to use their discretion in this matter and, indeed, that tying down the specification for wind in too tight a manner was undesirable at the present time. Nevertheless, with the advent of the single runway concept (which, in effect, is almost universally applied to the jet) and the problem of cross winds in conjunction with high angles of wing sweep-back, the rule should be kept under careful scrutiny.

The new approach to the landing problem, which will take into account the varying usefulness of reverse thrust, the individual braking and floating characteristics of the aircraft, the effect of wet runways, etc., is dealt with separately under Item 1.2 but, in the period while the new proposals are being studied (and this may well be measured in years rather than in months) existing landing distances should be treated with the greatest caution and the matter raised locally since, in the opinion of IFALPA (as expressed at the Helsinki Conference) they are dangerous for pure jet aircraft.

2.6 General Conclusions on the PAMC

At the end of the main discussions on the PAMC the writers of this report held a meeting to see whether, in view of the firm Helsinki directive on maintaining at least the present margins, it could be accepted without a formal protest. During the course of the Conference each state delegate and the delegate from IATA had confirmed that they would accept the PAMC with no form of reservation. It was, therefore, not going to be a popular move to file a dissenting opinion. At the time Captain Cahill left the meeting (halfway through) the IFALPA Representatives found the issues in even balance. Later, however, it was possible to make a more precise assessment against the following fairly complete background:-

- (a) the substantial gains made in respect of -
 - a "conservative" stall as the certification datum (see para.2.2.1),
 - a positive climb throughout the V_{MC} manoeuvre (see para.2.2.3),
 - a "conservative" interpretation of light winds during take-off;
- (b) a calculation indicating that, if one wrote down the old requirements to their legitimate minimum, the PAMC figures for the vital Rotation Speed and Lift-off point were at least as good as previously and at 35 ft. they were better;
- (c) advice from the U.K. that they would in practice apply a more stringent requirement to the landing distance;
- (d) advice from the U.K. that they would always require a maximum weight V_{MU} by ground test and from the U.S. that they would do so if they had reasons to suspect adverse ground effect;
- (e) advice of recent jet operational experience in ALPA that there were no documented pilot complaints with respect to the 707-120 performance;

- (f) knowledge of recent operational experience in BALPA that there were no documented complaints on the performance of the Comet IV;
- (g) statements in the report of the Airworthiness Committee emphasising the need to keep the PAMC under review.

On the basis of the above considerations both the writers agreed that no formal dissent should be registered. However, the case with regard to (b) was not strong and the situation was visualised that, in the event of a performance type of accident, the Federation might be embarrassed if, in defending the pilot, it could be said that the IFALPA Representatives had unreservedly accepted the PAMC at Stockholm and that, therefore, there was no point in entering into the basic certification of the aircraft since that had been carried out to universally accepted standards. Bearing this situation in mind, the compromise manner in which some figures had been determined and the statements contained in the report of the need for review, the Representatives felt that they could not support a sentence in the Foreword to the PAMC which read:

"The decision (to adjust the PAMC arises) should not be taken as reflecting a lack of confidence in the specifications, but rather as the wish to keep abreast with the development of a technique so rapidly changing as civil aviation."

This seemed definitely to overstate the confidence factor and therefore gave the IFALPA Representatives an opportunity to show their reservations by requesting the deletion of the sentence. This the Committee was unwilling to do. IFALPA, therefore, inserted a note in the report to the effect that the lower degree of confidence expressed by the Committee in the report itself should also have been included in the Foreword to the PAMC - the latter, of course, being the only document which many readers will see. Final judgement of the PAMC must await experience of operations conducted under it. Taking it as a whole, the IFALPA Representatives feel that it is not so bad that it should be rejected without trial, nor so good that it should not be held up to rigorous scrutiny and, if necessary, criticism, should there be the smallest signs of an increase of performance type of incidents

.....
