

ISSN 0389-4010
UDC 656.7.08,311.21,
539.422.24,
001.87

航空宇宙技術研究所報告

TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-1279

航空事故データベースの構築と解析ならびに
構造破壊事故例の研究

寺田博之・大町 茂・大雲佳代
新井 修・中尾 浩

1995年11月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

航空事故データベースの構築と解析ならびに 構造破壊事故例の研究*

寺田博之^{*1} 大町 茂^{*2} 大雲佳代^{*3}
新井 修^{*4} 中尾 浩^{*5}

Construction and Analysis of Aircraft Accident Database and Case Studies Related to Failures of Materials and Structures*

Hiroyuki TERADA^{*1}, Shigeru OHMACHI^{*2}, Kayo OHMO^{*3},
Osamu ARAI^{*4}, Hiroshi NAKAO^{*5}

ABSTRACT

The worldwide aircraft accident database, which covers most of the fatal or hull-loss accidents of aircraft heavier than 5,700kg since 1954 has been developed to study the most critical factors causing accidents and to improve air transport safety.

As examples of accident data analyses, major accident causes, secondary factors inducing pilot errors which are responsible for most accidents, and the chronological changes in accident patterns have been discussed.

Moreover, interest was primarily focused on the accidents which were induced by inadequate design or manufacturing or by defects of materials.

The essential factors causing structural failure accidents were studied by close examination of case studies of typical accidents. These factors are categorized into four groups. They are three Ms and one E, namely Man, Machine, Management and Environment.

It was pointed out that the carelessness of the maintenance staff, defects during manufacturing and improper management on the part of the operator or the authority are also major affecting elements for the accidents induced by structural failures.

Keywords : aircraft accident, database construction, database analysis, case study, structural failure, fatigue, fracture

概 要

航空史上歴史的な事故となったコメット機の事故が生じた1954年以降1994年現在までの世界の民間輸送用航空機の死亡発生事故を中心とした航空事故データベースを構築した。すべてのデータはアプローチを容易にするために市販のデータベースソフトに収録した。収録された2,500件のデータの解析から、事故原因についてはこれを人 (Man)、機材 (Machine)、マネジメント (Management) および環境 (Environment) の要因に大別した。またそれぞれの要因を細分化し、何がどのような割合で影響して

* 平成7年9月21日 受付 (received 21 September 1995)
*1 構造力学部 (Structural Mechanics Division)
*2 警視庁 (Metropolitan Police Department)
*3 機体部 (Airframe Division)
*4 芝浦工大 (Shibaura Institute of Technology)
*5 三浦工業 (Miura Industry Co., Ltd.)

いるかについて明らかにした。また特に事故の主原因として最も大きな割合を占めるパイロットエラーに着目し、その背景にある副次的要因についても分析を試みた。さらに飛行のフェーズ、特に離陸時と着陸時に多い事故の要因および事故の形態についても分析を行った。

その他、科学技術の発展とのかかわりで事故原因、事故の形態などの時代的推移についても分析を行った。

論文の後半においては、材料・構造の破壊・強度の研究の立場から、それらの不具合が主原因となった典型的な事故事例について調査・検討を行い、機材等のハードウェアが破壊するに至った原因を再び上記の3つのMと1つのEに分類を試み、今後の航空安全の確保に必要な要因について検討を行った。

1. はじめに

1903年ライト兄弟による動力飛行機が誕生して以来、今日まで航空技術は飛躍的に発展してきた。特にその間、世界的な規模の二つの大戦は航空機の発展にはずみをつけ、第2次大戦以後は輸送機の大型化、高速化が一段と進み遠隔地への人及び物資の輸送手段としてはなくてはならないものとなってきた。

一方、航空機の出現はまた航空事故のはじまりでもあった。例えば1908年にはケーブルの疲労破壊でライト兄弟の弟、オービルが重傷、同乗者が死亡するという墜落事故が発生している。しかし、航空事故が社会の耳目を集め、航空安全に対して人々の関心を強く惹くようになったのは、第2次大戦後初の気密室を備えた大型ジェット輸送機コメットI型機の相継ぐ空中分解事故であろう。これは丁度航空機がそれ以前とは異なり、今日のようなもっとも大衆化した輸送手段へと発展していく幕開けの時代とも一致していた。

航空機の大衆化が進むにつれて、航空安全を確保するための技術的進歩も大いに前進した。自動着陸装置の開発、空港周辺及び航路上の航法援助施設の充実、衛星通信を利用したリアルタイムの情報提供技術の開発、コン

ピュータシステムの導入によるクルーのワークロード軽減、対地接近警報装置(GPWS)および空中衝突防止装置の開発、フェールセーフ性を重視した耐損傷設計法の導入および機材の保守・整備の信頼性向上のための理論および非破壊検査技術の進歩などがそれである。それらの学問・技術の進歩によって航空機の事故率は飛躍的に減少し、今日では最も安全な輸送手段の一つと言えるまでになっている。

図1-1は世界の民間輸送用ジェット機の事故率を年次別に表示したものである¹⁾。航空輸送量が急激な増加を遂げている近年、図の結果はそれら技術開発の成果を如実に反映しているものであると評価できる。これは、年間我が国の国内の自動車事故による死者数が10,000人前後にも達しているのに対して民間輸送用航空機の事故による死者数が世界中でせいぜい1,000~2,000人程度であることから窺えることである。しかしながら民間輸送機(コンピューター機も含む)に限っても年間200~300件(うち死亡者を含む事故は25%程度)発生している事故を「件数ゼロ」を目指してさらに減少させる努力を怠ってはならない。そのための出発点は過去の事例を徹底的に学ぶことによって事故率軽減のための最も有効な手段を講じていくことであろう。

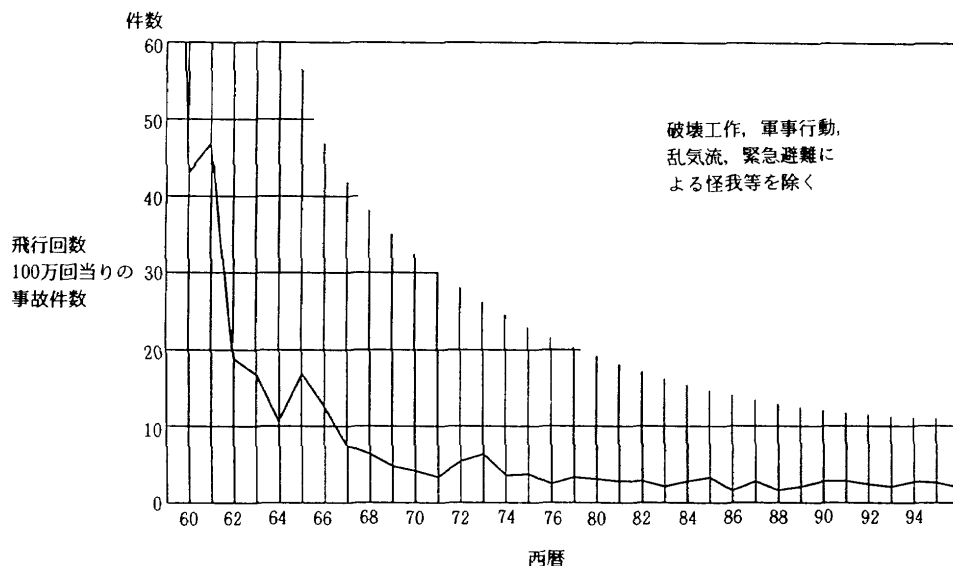


図1-1 世界のジェット輸送機の事故率(文献(1)より)

このような背景のもとに本論文ではコメット機以降（正確には1954年以降）における世界の航空機事故について様々な切り口から統計的検討を行い、合せて構造の設計・材料・強度等に関する安全性の向上を追求する立場からハードウェアの故障・損傷が主原因となった典型的な事故についての事例研究を行った結果について報告する。

2. 航空事故データベースの構築

航空事故のデータベースに関しては、海外においてはNASA（米国航空宇宙局）、FAA（米国連邦航空局）、NTSB（米国国家輸送安全委員会）、CAA（英国民間航空局）、ICAO（国際民間航空機構）、主要航空機メーカーおよび運航会社などが独自の調査によって文書形式のデータベースを所有しておりそれらを統計処理した結果の一部については公表されている。我が国においても民間航空輸送会社がそれらのデータベースを利用し、或いは独自の調査活動に基づいたデータベースを整備していることと思われるが公表されたものとはなっていない。

本研究ではすべてのデータベースを表形式で整理することによってデータベースの比較や統計処理を容易にすることを目的として航空事故に関する文献調査に基づいて独自のデータベースを作成することから始めた。

2.1 調査対象とした航空事故

調査対象とした航空事故の範囲は以下の通りである。

- (1) コメット機以降（1954年）の事故
- (2) 最大重量5,700kg以上の航空機の事故
- (3) 民間輸送機（固定翼機）
- (4) 主として死亡事故（Fatal Accident）

2.2 調査対象文献及び参考とした文献名

- (1) ICAO Accident Digest
- (2) CAA World Airplane Accident Summary
- (3) Flight Safety：日本航空運航安全推進部編
- (4) 安全飛行：全日本輸送総合安全推進委員会編
- (5) 事故のモニターⅠ、Ⅱ、Ⅲ：全日本空輸総合安全推進委員会編
- (6) 運輸省航空事故調査報告書
- (7) その他

2.3 データシート作成

航空事故はそれぞれ似たような事故はあっても事故の形態および原因は事故の数だけあると言っても過言ではない。従って、すべての事故を一枚のデータシートに画一的に押込めて体系化することには困難を極めた。しかしながら、航空事故を体系化するためには敢えて、一

定の基準に従って分類を試みる必要がある。ここでは、試行錯誤のうえ、図2-1に示すようなデータシートを作成して、データベースを利用したい第三者が簡単にアクセスできるようにパーソナルコンピューター用の市販のデータベースソフトウェアによって整理することにした。以下図2-1のデータシートの各項目に関する記載要領（分類方法）について記述する。

(1) 機種

機種によっては、ロッキード社のL-1011がトライスターなどと俗称（ニックネーム）で呼ばれ親しまれているものがいくつかあるが参照した報告書文献の通りとし、特に統一は試みなかった。これらの例には、ツインオッター、フレンドシップ、キングエア、クインエアなどといったものがある。

(2) 国籍

事故機が登録されていた当時の国籍を言う。国家の離合集散や植民地の独立などがあり現在の国名とは一致しない場合もある。（例 アラブ連合、ソ連、新たに独立した植民地など）

(3) エアライン

(2)の場合と同様、事故機が当時所属していた運航会社を言う。チャーター機については主としてチャーターした会社を記載した。また、航空輸送事業を行っていない企業の社有機については企業名をそのまま用いた。

(4) 便数

事故機の所属していた航空会社の当該飛行の便数。

(5) 製造年月日

機体が製造された年月日（例えば740130は1974年1月30日）

(6) フライトミッション

事故機の飛行目的あるいは任務であり以下の8項目に大別した。

- ① 定期旅客便（国内便、国際便）
- ② 定期貨物便（国内便、国際便）
- ③ 不定期旅客便（国内便、国際便、チャーター便を含む）
- ④ 不定期貨物
- ⑤ 訓練飛行
乗員の訓練、乗員の技量審査試験等。
- ⑥ 試験飛行
開発試験、整備修理後領収試験等。
- ⑦ 機体移送
フェリー、整備補修のための移送。
- ⑧ その他
薬剤散布、調査測量、救難、消火、商用（社有機、私有機など）、デモンストレーション（展

No. 900		(17) 当時の気象	曇り
(1) 機種	B-747SR-100	(18) 気温	
(2) 国籍	日本	(19) 高度	1570m
(3) エアライン	日本航空	(20) 飛行の状態	上昇
(4) 便数	123	(21) 損傷の程度	大破
(5) 製造年月日	740130	(22) 事故の状態	墜落
(6) フライトミッション	定期国内便	(23) 損傷の場所	後部圧力隔壁
(7) フライト総数	18835	(24) 搭乗者総数	524 (15/509)
(8) フライト総時間数	25030	(25) 人命損失 (機内)	520
(9) 事故発生年月日	850812	(26) 重軽傷者数	4
(10) 発場所	東京	(27) 巻添え死者	0
(11) 着場所	大阪	(28) 巻添え傷者	0
(12) 事故の場所	御巣鷹山	(29) 事故原因 (直接)	後部圧力隔壁破壊
(13) 出発時刻	1812	(30) 事故原因 (間接)	修理作業不備
(14) 事故発生時刻	1856	(31) 調査日	930505
(15) 離着陸前後		(32) 文献	航空事故調査報告書 62-2
(16) 到着予定時刻		(33) 調査員	
(34) 経歴に関するコメント '78年6月大阪空港に着陸の際、後部胴体の下側を滑走路に接触させ、機体の中破した。機体は羽田に曳航し、圧力隔壁部他を修理した。			
(35) 事故原因に関するコメント 離陸後12~13分で上昇中、後部圧力隔壁が破壊。その後羽田に引き返そうと試みだが、油圧系も破壊したため32分間の制御不能の状態で行後、山の稜線付近に激突した。			

図2-1 データーシートとその記入例

- 示飛行)等
- (7) フライト総数
事故機の初飛行から事故発生までの間の飛行回数
- (8) フライト総時間数
事故機の初飛行から事故発生までの間の総飛行時間数(分以下四捨五入)
- (9) 事故発生年月日
主として現地年月日とする(グリニッチ標準時間ではない)
- (10) 発場所
事故機が出発した(又はしようとした)都市(または空港)名、多くの場所を経由して飛行する場合には、主として事故が発生したセクター(区間)における出発都市名とする。
- (11) 着場所
事故機が当面の着陸を行おうとしていた飛行場のある都市(又は空港)名。天候その他の事由で行先が代替空港に変更になった場合は代替地とする。
- (12) 事故の場所
多くの場合、事故機がクラッシュした場合はその場所、但しクラッシュ等に至った過程において事故の主要な原因がクラッシュサイトとは異なる場所で生じた場合には、主要原因となった事象の発生した場所を示す場合がある。(例 アロハ航空B-737型機事故(1988年4月28日構造損傷に伴う急減圧事故):マウイ島近くの7,200m上空)
- (13) 出発時刻
主として離陸時間を指す。特別な記載のない場合は、ローカル時間(報告書によってはグリニッジ標準時で示しているが、その場合は時間の記載の後にGMT(Greenwich Mean Time)を付記した。) データーシートの表示は半角4桁とする。
(例 1325GMT:グリニッジ標準時間13時25分)
- (14) 事故発生時刻
出発時刻の場合と同様の基準で表示した。墜落あるいは衝突が事故の主な現象である場合はその時刻を表示。与圧壁破壊等で不着あるいは生還した場合は主として上空における事故事象発生の時刻とする。
- (15) 離着陸前後
航空事故の多くが、“魔の11分”といわれる離陸後3分以内と着陸前8分以内の間に集中している

ことが指摘されている。このことがらに照して、当該事故がこのいわゆる“魔の11分”の間に発生したものであるか否かについて記述するものである。離陸後の時間については事故発生時刻と出発時刻の差によって求めることができるが、着陸前の時間は飛行状態・環境の影響があるため着陸予定時刻から正確に推定することはできず、従って着陸前に発生した事故については、飛行のフェーズによって推定した。

本欄の記載用語とその内容は以下の通りである。

離陸直前…離陸中止 (RTO: Rejected Take-off)
などによるオーバーラン、あるいは離陸走行時の事故など

離陸直後…離陸直後の空港敷地内、あるいはその界限での事故

離陸後…空港付近を離れ上昇中の場合

着陸前…巡航高度を離れ着陸のための降下中で、
空港周辺に至っていない場合

着陸直前…着陸態勢で空港周辺に近づいてから接地
するまでの場合

着陸時…クラッシュランディング、ハードランディングなど接地に伴う事故の場合

着陸直後…着陸走行あるいは着陸時のオーバーラン
など

その他の駐機中、サテライト付近の走行、巡航高度近くでの飛行の場合には何も記載しない。

なお、事故報告書等に正確な記載がない場合は事故の状況から判断して上記の分類を筆者の主観によって行ったが、それぞれの区分を明確に出来ないことは明白であり、曖昧な境界領域に属するものも多いことを指摘しておく。

(16) 到着予定時刻

記載の方法は、出発時刻、事故発生時刻に準ずる。事故報告書などに特段の記載がない場合、定期便等にあっては時刻表記載の予定時刻とし、コックピットクルーと管制官との通信などで示された場合にはそれを到着予定時刻とするが、実際の到着(予定)時刻とは異なる場合が多く着陸前の魔の8分とのかかわりでは関連が薄く、重要な意味を持っていない。

(17) 気象

事故が発生した場所及び時刻における天候を示す。従って山と衝突などの場合には一般に公表されている地表の天候とは必ずしも一致しない。報告書などに天候に関して明確な記載がないが、飛行に適した天候ではなかった場合には単に「悪天候」と記載した。

(18) 気温

原則として地上の温度とする。(単位℃)

(19) 高度

原則として海拔高度とする。但し空港近傍の事故等、地表との相対高度が重要な場合は地表高度とする。(単位m)

(20) 飛行の状態：事故発生時における当該航空機の飛行フェーズを表わし、キーワードとしては以下の様なものが挙げられる。

駐機：サテライト等空港敷地内において航空機が停止している状態。

走行：着陸走行、離陸走行およびランウェイを離れた(ランプウェイ上などにおける単純)走行などがある。

離陸上昇：離陸から空港周辺を上昇している間を表示する。

上昇：離陸上昇後、巡航高度到達までの間を表示する。

巡航：上昇後高速水平飛行をしている間を表示する。

進入降下：着陸のため巡航高度を離れ、空港進入まで降下している間を表示する。

着陸進入：空港周辺への降下より着陸までの間を表示する。

着陸時：航空機の接地の瞬間を表示する。

旋回：障害物回避や上空待機等に伴う旋回行動を表示する。

着陸復行：着陸やり直しに伴う着陸進入、旋回、上昇の一連行動を含む。

(21) 損傷の程度：事故に伴う機体構造の損傷に関して大破、中破、小破、無し、に分類する。

このうち大破は全損を含む修理不能な程度の損傷。中破、小破は修理可能な場合であるが、損傷の程度がそれぞれ重大な場合と軽微な場合を表示する。

(22) 事故の状態：事故の最終的形態について表示するものである。

キーワードとして、衝突、墜落、空中分解、着陸失敗、オーバーラン、胴体着陸、空中衝突、異常走行などがある。

(23) 損傷の場所：機材その他の故障が原因で事故に至った場合にはその原因となった構造部位、また着陸失敗等で機材の構造部分が損傷した場合はその部位を表示する。

(24) 搭乗者総数：搭乗者総数(乗員数/乗客数)の形で表示する。

例 524 (20/504)

(25) 人命損失(機内)：事故によって24時間以内に死亡した乗員・乗客の総数。

㉔ 重軽傷者数：事故によって負傷した乗員・乗客の総数。

㉕ 巻添え死者：事故による24時間以内の機外の死亡者数。

㉖ 巻添え傷者：事故による機外の負傷者数

㉗ 直接事故原因：事故の直接的なきっかけとなった要因，あるいは事故の間接的な要因でもその事故に極めて重大なかかわりをもつ要因を表示する。キーワードとして以下の様なものがある。

(A) 人的要因

① パイロットミス：重大ミスの他，錯覚，不馴れ，技量不足などが含まれる場合もある。また副操縦士が操縦桿を握っていた場合で，その者の重大な過失によるものも含む。

② 他のクルーミス：副操縦士，航空機関士などコックピットクルーの他，客室乗務員について，これらの人々がそれぞれ本来の業務を遂行する中で事故に繋がる主原因となる過失があった場合を表わす。

③ 管制官ミス：管制官および地上誘導員の錯覚，見逃し，極めて誤解を招きやすいコミュニケーションが事故の主たる原因となった場合を表わす。

④ 整備員ミス：整備員の整備ミス，整備監督ミス，整備不良，整備部品の不良（整備員確認の義務有り），給油員，積載貨物の管理（固定，バランスの確認）のミス，滑走路を含む空港整備員のミスなどが主たる事故原因となる場合を表示する。

なお，整備には計器類の調整，部品の交換，調達，エンジン及び機体整備，降雪時の翼面整備，給油，積荷管理等を含む。但し，整備不適切が原因であっても，整備体制，コミュニケーションなどに主たる問題がある場合にはマネジメントあるいはその他の要因に分類される。

⑤ パイロットの病気：当該飛行において操縦桿を握っていた正規のコックピットクルーが意識を失うような急性の心疾患，脳などの血管障害，悪心および強度の心身の疲労などによって操縦不能，あるいはそれに近い状態に陥った場合を表わす。

但し，その原因がパイロット等の故意による麻薬等の薬物，あるいは飲酒による場合はパイロットの（重大な）過失，また苛酷な労働条件による疲労に伴う集中力の欠如などによる場合はマネジメントの要因が大きいものと判断される。

⑥ 人，その他の要因：運航に直接関与しない人の要因を表わし，例えば乗客（自殺志願，ハイジャック，（自殺的）破壊工作），技量維持あるいは向上のための訓練時における教官，また小型機あるいは軍用機との空中衝突などにおける輸送機側から見た他機のパイロットなどの重大な過失によって誘発された事故を表わす。

⑦ コミュニケーションの要因：管制官とコックピットクルー，コックピット内のクルーどうし，航空路管制官と空港周辺の管制塔管制官との管制業務引き継ぎ時のコミュニケーションにおいて曖昧な表現が誤って解釈された場合，通信・管制時の使用周波数に誤りがあった場合，などにおいていずれの側のミスか判断のつきにくいものなどを表わす。

(B) 機材・構造の要因

機材その他の故障に結びつくのは，つきつめれば整備・設計等のミスであることが多いと推定されるが，ここではそれらをつきつめて断定できないものを中心として表示する。機材・構造の要因には以下のものを含む。

① 計器故障：高度計の故障，気圧高度計の設定・誤差・ミスなどナビゲーションに必要な計器の誤作動，不動作などが主たる原因となった場合を表わす。

② 制御系故障：舵面制御用油圧システム，方向舵，昇降舵，スポイラー，エルロン等の誤作動，不動作およびメカニカルな破壊，またナビゲーションシステムを制御するコンピューターシステムの故障・誤作動などを含む。

③ 推進系故障：プロペラ，エンジンの構造，エンジン制御系，燃料供給系，エンジン関係油圧系，配管系の破壊，故障およびそれに伴うエンジン火災などが主たる事故の原因となった場合を表わす。

但し，これらの不具合が明らかに整備のミスあるいはコックピットクルーの誤操作によって生じた場合は，それぞれの人的要因を主たる原因とする。また，エンジン構造の疲労破壊については④の範疇として取扱う。

④ 構造損傷：航空機の運用中に構造部材の疲労・腐食・応力腐食割れなど材料強度的問題によって機体の一次構造（荷重を負担する主要構造をいう）あるいはエンジン構造が分離・破壊あるいは機能喪失したことが事故の主原因となった場合を表わす。

但し，明らかな整備ミスや設計・製造ミスに

よる場合はそれぞれ整備員ミス、設計・製造ミスとして取扱う。

また、飛行中における何等かの飛行機能の障害によるスパイラルダイブ、失速など、あるいは極めて激しい乱気流、マイクロバーストなどによって設計想定荷重を越える外荷重が作用して機体が空中分解したような場合、また異物の衝突による構造損傷（FOD）はそれを惹起した原因を主たる事故原因として取扱い、この範疇には入れない。

- ⑤ 設計・製造不良：荷重推定の誤りの結果の強度不足、形状不良による応力集中、明らかな設計不良によるフェールセーフ性の欠如、あるいは製造過程における工作組立てのミス、当然配慮されるべき材料・部品の品質管理等に関する重大な落度が事故に直結する構造破壊を惹起した場合を表わす。
- ⑥ 機材その他の故障：推進系を除く機体の一部が損傷したことが事故の主たる原因であって、その原因が前記した④、⑤などとして特定することができない場合を表わす。また、原因不明の機内火災等もこの項目に含める。

(C) 環境の要因

主として気象環境等が中心となる。一般には予期し得なかった強烈な気象環境条件の急変などを除き、この要因が主原因となることよりも、適切な管制・気象情報の提供の問題、機体及び飛行安全を最大使命とするコクピットクルーの判断・対応の問題と連動した「副次的要因」となることが多いが、一方航空事故に関与する重要な要因となることも否定できない。環境の要因として以下のようなものを設定した。

- ① 気象：曇（雲中飛行による山岳地帯での地形との衝突を含む）、（強）雨、雪、（強）風、雷、嵐（雷風雨：サンダーストーム）およびそれらの複合気象、乱気流（晴天乱気流、前線の通過に伴うもの、ウィンドシア、ダウンバースト、マイクロバーストを含む）、また、降雨または降雪後のウェットあるいはスリッパリーな滑走路条件を含める。
- ② 視界不良：気象現象であっても霧、靄、霞など外力的に航空機の障害とならないもの、煙、夜間飛行およびその他の有視界飛行を妨げる環境条件を表わす。
- ③ 氷結：滑走路および飛行高度における湿度・温度の状態から主翼・尾翼・舵面・エンジン推進系の氷結が事故の主たる原因となった場合を

表わす。

- ④ 空間識失調：周囲の環境の同化などのために操縦要員が姿勢および高度に関する空間識を失ったことが事故の主たる原因となった場合をいう。雲中飛行や曇天中の氷山地帯、雪原の飛行におけるホワイトアウト、晴天の洋上飛行におけるグリーンアウトなどを含む。
- ⑤ 後流渦：特に大型機の通過直後に出来る後流渦に小型機、中型機が航路を横切ったり接近したことによって巻き込まれ制御不能に陥る場合を表わす。

(D) マネジメントの要因

マネジメント関連の要因は事故に対して「陽」には現れてこない場合が多いが、事故原因を分析するとこの要因が主原因である場合も少なくない。マネジメント要因には以下のようなものが挙げられる。

- ① 運航設備関係：空港及び航空路における管制・誘導設備の絶対的な不足や保守整備および滑走路の整備に問題があることが事故の主原因となった場合を表わす。
- ② 運航マネジメント：運航会社の指導、監督の不行届き、経営方針の誤り（例えば：乗員に対する過重労働、組織的な保守整備の怠慢・手抜き、過積載の黙認・強要など）および空港管理あるいは監督官庁の航空安全対応の不行届きや不徹底が事故の主たる原因となる場合を表わす。
- ③ マニュアル類の不備：乗員、空港・地上作業員に対するオペレーションマニュアル、機体及びエンジン整備のための保守整備マニュアル、管制マニュアルなどの不備が事故の主たる原因となる場合を表わす。

(E) その他の要因

- ① 燃料管理：人為的な要因（地上給油員あるいは乗員による燃料タンクモニタの誤り、又は錯覚など）が明らかな場合を除き、搭載燃料の不足などの場合を表わす。
- ② 航路図：航路図の経路・山岳部の高度記載に誤りがあったり、空港周辺における山などの障害物が記載されていないことが事故の主なる原因になる場合を表わす。
- ③ 鳥吸込み等：空港周辺における鳥の機体その他への衝突、エンジンへの吸込み、その他人為的でないFOD（異物衝突損傷）が事故の主なる原因になる場合を表わす。
- ④ 破壊工作：テロ、保険金目的などの不法な破壊によって飛行中または駐機中に機材が損傷を

受ける場合を表わす。

- ⑤ 撃墜：領空侵犯あるいは紛争地域の飛行時に地対空または空対空の攻撃によって損傷を受けた場合を表わす。
- ⑥ その他：原因が特定できない理由によりコースを大きく逸脱したことによって生じた場合などを表わす。
- ⑦ 行方不明：出発地を発進したものの目的地に到着せず、洋上、山岳地あるいは密林地帯に墜落したことが推定されるものの、その残骸あるいは遺留品等が発見されていない場合を表わす。
- ⑧ 不明：原因を調査したが特定することができない場合を表わす。
- ⑨ 調査中：事故の概要が記されているのみで原因が調査中のもの。
- ⑩ 記載なし：事故原因について一切の記載のないものを表わす。

㉑ 間接事故原因

事故原因の直接・間接の区別は判然とはつけ難い。一つの原因のみで死傷事故が起こることは少なく、間接的な要因がいくつか重なって関与しあって生ずる例が多い。このような場合に本データベースでは主原因とは言えないが、関与した原因の主要なものを一つ取上げて本欄に記載することとした。

但し、これまでに述べてきた項目のみでは必ずしも事故の概要を十分に知ることはできないので、事故の概要及びその他の事故要因等については「事故原因に関するコメント」欄に文章形式で簡潔に記述することとした。事故原因の直接・間接の判定記述例を以下に示す。

目的地の空港近くで悪天候下でアプローチ中に、パイロットの判断の誤りや視界不良も重なって墜落、あるいは高圧線や立木に衝突し、ショートランディングするなどの例が多い。このような場合、悪天候であれば必ず着陸失敗する訳ではなく各空港固有のウェザーミニマム（許容天候条件）以上であれば、通常要求されている技量を持ち合わせているパイロットであれば着陸が十分可能であろう。そのような場合は「パイロットの判断ミス」が直接原因となり、他に特筆すべき理由がなければ「悪天候」を間接原因とする。（悪天候でなければ正常な着陸が期待できたはずであるから。）但し、「悪天候」も程度によりマイクロバースト、ダウンバースト、ウィンドシアなど極めてローカルで激しいものであって機体設計荷重を越えたり、通常の方法では予知できないような現象に機速や高度・姿勢の不安定なフェーズに遭遇したような場合には、「悪天候」が直接原因と

なり「パイロットの判断ミス」が間接原因あるいは（場合によっては現状では不可抗力と見なされて）原因要因から除外される場合もあり得る。

このように直接・間接の区分は、事故調査報告書の記載事項及びデータベース作成者の主観に頼らざるを得ないことから曖昧さが多少残ることは止むを得ないことである。

なお、間接事故原因の区分は先に示した直接原因の区分（項目㉑参照）と同一である。

- ㉑1 調査文献：出典名、巻号等について記載する。
- ㉑2 調査年月日：データシート上の記録日を記載する。
- ㉑3 調査員：データシート上の記録者を記載する。
- ㉑4 経歴に関するコメント：事故機において事故につながったと推定されるような経緯（例えば過去の設計変更・修理・整備あるいは固有の不具合など）がある場合には文章形式で記載する。
- ㉑5 事故原因に関するコメント：事故の経緯、事故調査の結果推定される事故原因などを補足的に文章形式で記載する。

3. 航空事故データベースの分析結果

本章では作成した死亡事故を中心としたデータベースに関して様々な角度から統計処理分析を行った結果について述べる。

3.1 事故の主な原因

航空事故は、撃墜や周到に計画された破壊工作など単独の要因が100%に近くその原因となるものを除けばいわゆる3M（Man, Machine, Managent）と1E（Environment）が複合的に絡んでいる場合がほとんどである。それらがほぼ同じウェイトで影響しあっているケースでは主たる原因と言っても原因の20~30%に過ぎない場合もある。

また各種の事故調査報告書作成の段階で調査員の若干の主観が入ることも否定できない。特に死亡又は全損事故については生存者がほとんどいなかったり、機体が海中に没するなど事故機が行方不明となった事故なども原因が推測の域を出ないなど原因の特定に困難を伴う場合も多い。

また以上のような状況もふまえて、報告書からデータベースを作成する際に一部筆者の主観的判断に頼らざるを得ない場合もあることを読者は念頭においていただく必要がある。

以上のような前提のもとで図3-1は入力した1954~1994年の間の死亡事故（全2,150件）のうち、原因の特定できないもの（288件）および破壊工作（45件）や撃墜（31件）を除いた1,786件について主な原因を3Mと

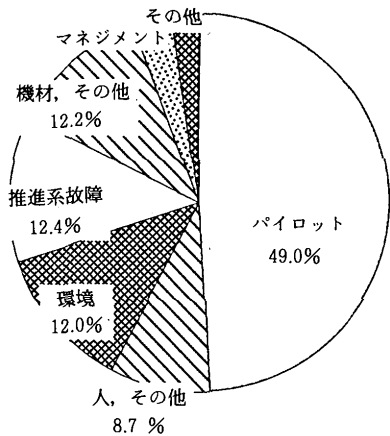


図3-1 '54~'94の間の死亡航空事故の主原因の内訳 (原因不明等を除く総数: 1,786件)

1Eで分類した結果を示したものである。

事故に関与する主要なファクターとしてパイロットがその半ば近くを占めている。また、管制・整備等を含めたヒューマンファクターに関するものは合せて58%に達している。天候、視界等運航環境が主原因となる場合が12%程度、またエンジン（あるいはプロペラの故障）等推進系の故障が主原因となる場合および計器、制御系、舵面、気密室等機体各部の損傷によるものがいずれもおおよそ12%程度、マネジメントの要因が強いものが3%程度、その他鳥衝突、原因不明の航路逸脱による事故もおおよそ3%となっている。

3. 1. 1 各原因要素の内訳

パイロットエラーに起因する事故については事項3. 1. 2で少し掘り下げて検討することとして、ここでは図3-1の主原因のそれぞれについて、その内訳について記述する。

図3-2はパイロット以外の人的要因（総数151件）の内訳について示したものである。機体の整備員に関する

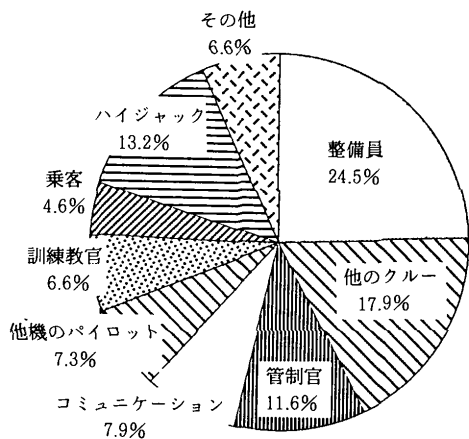


図3-2 パイロット以外の人的要因の内訳 (総数151件)

したものも24.5%と多い。またクルーや管制官とのコミュニケーションおよびクルー間の協調が問題となったケースも多い（合せて37.4%）ことからコックピットリソースマネジメントは依然として解決されるべき課題を含んでいることが指摘される。また、故障模擬訓練、技量維持のための飛行における教官の指導に問題があった場合（6.6%）も少なくない。

1970~80年代の特徴的傾向としてハイジャックによる事故が多発したことも見逃せない。

3. 1. 1. 1 推進系故障の要因分析

エンジン・プロペラ等推進系の故障が死亡事故の主原因となったと思われる218件のうち故障の原因が明らかにされた32件について推進系の不具合を引き起こした要因を図3-3に示す。母数が小さいが、推進系故障の60%近くは金属疲労によること、次いで整備ミスが30%近くを占め、さらに推進系の制御装置の故障、製造上の欠陥、鳥の吸込みによる破損なども報告されている。

3. 1. 1. 2 環境要因の内訳

飛行環境が主な原因となって死亡事故につながった213件についてその内訳を図3-4に示す。当然のことながら気象によるものが全体の7割近くを占めている。

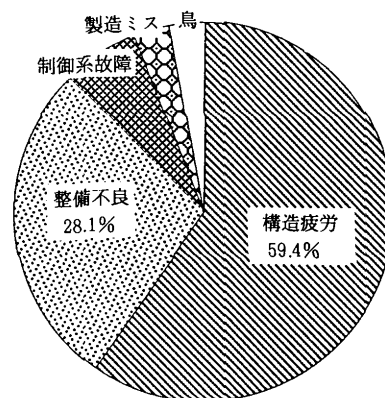


図3-3 推進系故障による航空死亡事故218件のうち理由のわかった32件の内訳

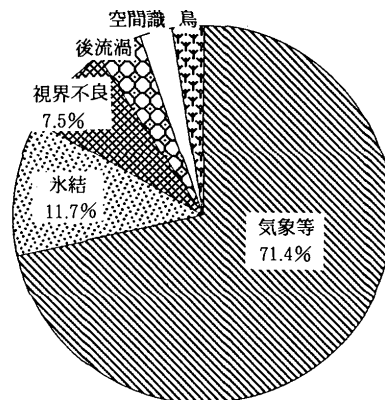


図3-4 死亡事故の主原因となった環境要因の内訳 (総数213件)

これには主として空港周辺における強い雷風雨（サンダーstorm）、ダウンバースト、マイクロバースト、ウィンドシアおよびその他の乱気流など異常気流によるものが含まれる。次いで、厳しい氷結環境の中で舵面制御が困難になったり主翼面上の氷結のために離着陸の際に十分な揚力が得られず失速したり、エンジン部の結氷のためエンジンが損傷を受ける場合が10%程度ある。視界不良は濃霧によるものが主で、その他夜間、雲中あるいは悪天候中の有視界飛行の強行による事故なども一部含まれる。なお、濃霧などの視界不良が第一要因となった航空事故はそれ程多くはないが、視界不良が間接的に関与する事故は3. 1. 2項で示すようになり多い。さらに件数はそれ程多くはないが離着陸時の航空機間の必要な間隔・空間が維持されず、大型機の直後を横切ったり、ニアミスを起こした際にその後流渦に巻きこまれ制御不能になる事故、曇大あるいは降雪時の雪原や山岳部の飛行中に視界が白一色に同化するホワイトアウトや夕暮などに洋上あるいは樹海を低空で有視界飛行したことが原因と考えられるグリーンアウトなどによる空間意識失調および鳥が機体や舵面あるいはエンジンへ衝突することに伴う事故なども報告されている。

3. 1. 1. 3 推進系以外の機材ハードウェアの故障による死亡事故の内訳

本項でエンジン、プロペラ等を除く機材のハードウェアのトラブルが死亡事故に繋がった場合の内訳について記述する。データ解析した結果を図3-5に示す。翼、胴体、舵面及び脚など主構造の破壊に基づくものが43.6%、次いで油圧・電気系統あるいは索・ケーブル等、制御系の故障が17.4%、何等かの理由による機内火災（積荷の発火、漏電、エンジンシステムのリークによる引火等）および爆発による事故が15.6%、計器の誤作動、故障、設定ミスによる事故が13.8%と続いている。

3. 1. 1. 4 構造損傷の内訳

構造損傷が航空死亡事故の主な原因となったもの（95

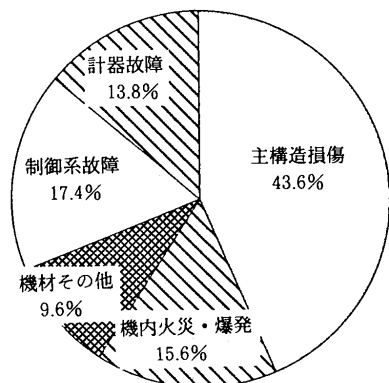


図3-5 推進系を除く機材関連故障事故の内訳 (総数；218件)

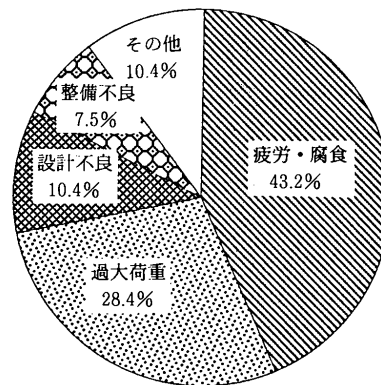


図3-6 主構造損傷による死亡事故95件のうち原因が判明したもの67件の要因内訳

件)のうち損傷の原因が明らかになった67件についてその内訳を図3-6に示す。

損傷の主原因は金属疲労によるものが約43%を占めている。製造時の小さなキズ、設計時の応力集中緩和に対する配慮の欠如、材質欠陥等が疲労破壊の発生源となり、腐食や応力腐食割れ(SCC)を伴って損傷が加速されている場合も多い。

次いで、極めて激しい大気擾乱(タービュランス)に遭遇したり失速状態に陥り、設計荷重以上の過大荷重が作用して機体が空中分解に至ったものが30%近く発生している。しかしこの場合も予め疲労き裂などが存在し、機体構造の残存強度を低下させていた例が多いと推定される。

また、明らかな設計不良や整備点検ミスによるものもそれぞれ10%程度発生している。

3. 1. 2 パイロットエラーに関与する副次的要因

これまでの数多くの航空事故分析の結果と同様に、本データベースの解析においても図3-1に示したように航空事故の主因の過半数はパイロットエラーとなっている。パイロットエラーに関してはパイロットが他の副次的要因とほとんど関係することなく単独で事故を起こす場合も少なくなく、その40%はパイロット個人の技量、錯誤、不注意の要素が高いものとなっている。

また、僅かではあるが運航中のパイロットの突然死、心臓血管系疾患の発作のために大事故に至った例も報告されている。一方、パイロットが主原因となっている事故のおよそ60%については、環境その他の要因が幾重にも重なって事故に至っている。ここではパイロットエラーに関与した要因のうちその影響度の最も高いものについて大別した結果を図3-7に示した。

パイロットエラーに関与する副次的要因は飛行環境によるものが大多数を占める。これは空港周辺や山岳地帯の悪天候(サンダーstormや乱気流)および視界不良

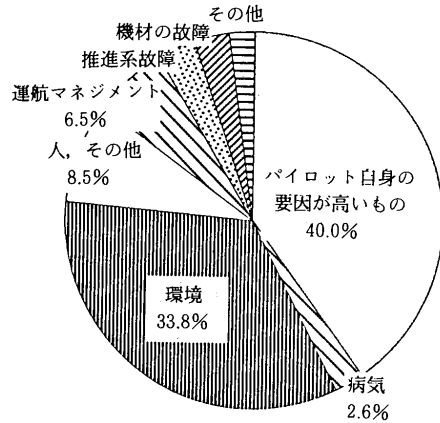


図3-7 パイロットエラーに関する主要な要因の内訳 (総数; 875件)

等が主なもので氷結条件や空間識失調等もわずかではあるが含まれる。空港に接近し着陸態勢に入った多忙な中で機体の不安定な状態における人の擾乱及び視界不良等は操縦要員の緊張を極度に高めエラーを誘発するに十分な条件であることが窺われる。

次にパイロット以外の人の要因が8.5%近くを占めるが、これには管制規定を無視した他機のパイロットに責任があるもの、訓練又は技量試験中の教官の指示が適切性を欠いたもの、管制官の指示やコミュニケーションが曖昧であったことによるもの、他のコックピットクルーの重大な誤認や協調がうまくなされなかった場合などが含まれる。

また、パイロットエラーを誘発するものとして見逃せない要因に運航設備の不備や長時間勤務によるパイロットの肉体的、精神的疲労などが列挙されるがこれらは運航マネジメントの問題として指摘される。さらに推進系の故障や機体・舵面・計器等の不具合は必ずしもそれ自体が致命的な要因でなかったとしてもパイロットエラーを引き起こす重大な要因となっている場合も多いことがわかる。

3.2 飛行フェーズと航空事故

本節では航空事故が飛行のどのフェーズで発生しているのかについて検討する。

飛行フェーズと航空事故の件数について調査した結果を表3-1に示す。なおここではデータベースに登録したすべての事故(死者なしの主な事故349件を含む)について解析した。空中衝突、地上衝突はそれぞれ1件とし、定期航空便と小型私有機どうしの衝突の場合は主としてより被害の大きかったものの立場から集計した。なおデータベースには飛行状態を表わす項目において両者を併記してある。

表3-1において離陸走行及び着陸走行は主滑走路上

表3-1 飛行フェーズと重大航空事故の関係
(死亡事故を中心とした2,500件の事故の統計)

飛行フェーズ	件数
駐機	26
走行	18
離陸走行	60
離陸時	62
上昇	496
巡航	602
降下	795
着陸時	229
着陸走行	43
旋回	67
不時着	25
訓練・試験	23
その他	40
不明	14

における高速走行を表わし、ランプウェイ上の単なる走行とは区別した。また、ゴーアラウンドは旋回に含めた。

同表から重大事故の70%近くが離着陸時の短時間(いわゆる“魔の11分”相当時)のうちに発生していることがわかる。この“11分”は、離陸から着陸までの時間、例えば国内の短距離飛行においては1時間程度、国際線においては5~10時間程度に対して占める割合が極めて小さいことから、事故率が極めて集中していることが窺われる。

3.2.1 飛行フェーズと事故原因

本項では表3-1に示したように航空事故の割合が多い離着陸前後のいわゆる“魔の11分”の時間帯あたりにおいてどのようなことが主原因となって事故が発生しているのかについて検討を行う。

図3-8は巡航状態から目的地に向かって降下をはじめ、着陸接地するまでの間に発生した死亡事故を中心とした795件の事故の主原因について調べた結果を示したものである。

パイロットが関与しているケースが56%と過半数を占めている。他機のパイロット、コックピットクルー、管制官等パイロット以外の人の要因が6.5%、また気象等環境要因が9.5%、機材のトラブルが7%、エンジン等の不具合6%等と続いている。

次に航空機が離陸してから巡航状態に至るまでの間に生じた事故558件の主原因について図3-9に示した。同図においてもパイロットが関与する割合が31%と最も多い。次いでエンジン等推進系故障が22%程度、機

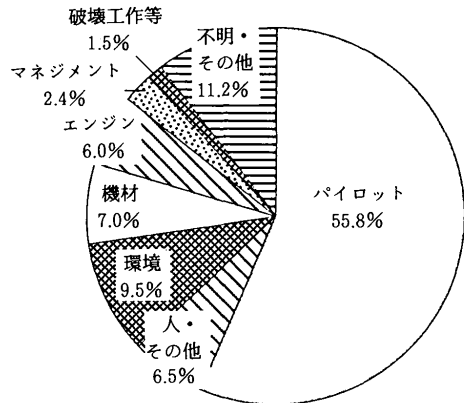


図3-8 巡航から着陸までの間の事故の主原因 (総数：死亡事故を中心とした795件)

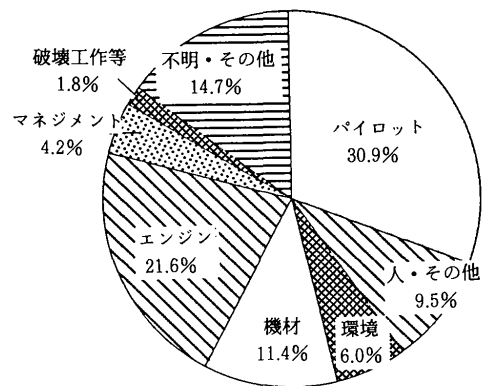


図3-9 離陸から巡航に至る間の事故の主原因 (総数：死亡事故を中心とした558件)

材のハードウェアの故障・不具合が11%、パイロット以外の人の関与が9.5%、環境の要因が6%程度となっている。降下し始めてから着陸接地までの時間が離陸から安定飛行までの時間に比べて長いこともあって事故の総数もその分、4割程度多いがこれは特筆すべきほどの事ではない。

図3-8と図3-9の比較から着陸時と離陸時の事故原因にそれぞれ定量的にも異なった特徴が認められることがわかる。

すなわち事故に対する関与の度合いがパイロット、環境およびエンジン推進系のトラブルに特徴的に現れる。これを定量的に表わしたものを表3-2に示す。表3-2はパイロット、環境(気象等)および推進系故障が致命的事故に至った場合について、離陸時から水平巡航状態に入る間に生じた事故件数を1とした場合の巡航から接地までの間(すなわち降下、空港進入、接地までの間)に生じた事故の割合を示したものである。離陸時にエンジンシステムのトラブルが致命的になる割合は着陸時の2.5倍程度高い一方、着陸時にはパイロットの判断やエラーおよび気象等の環境が影響する割合が離陸時の2倍以上高いことがわかる。

また、クラッシュランディング、ハードランディング、ショートランディングなど着陸(接地)時の事故も合せて230件あり、さらに主滑走路上の離陸中止時(RTO)

表3-2 離陸と着陸フェーズの主な原因の比較 (離陸フェーズを1とした場合の比率)

	離陸フェーズ	着陸フェーズ
パイロット	1.0	2.5
環境	1.0	2.2
推進系故障	1.0	0.4

(離着陸時の走行は含まない)

の判断エラーや着陸時のオーバーランなど走行時の事故も100件程度と無視できない割合で発生している。

3.3 事故の形態の分類

航空事故の形態分布について表3-3及び図3-10に示す。過去において悪天候、有視界飛行中の地形(Terrain)との衝突事故の多さが対地接近警報装置(GPWS)の開発・実用化を促し航空の安全性を高めてきたことなどからも今後の一層の安全性向上を図るために事故の形態を統計的に明らかにすることは意味のあることであろう。同表において墜落と地形等への衝突は結果においてはほぼ同じであるが、ここでは以下のように区別して分類した。

墜落…機材の損傷・エンジンあるいは制御系の重大なトラブルなどのために制御不能あるいは飛行継続が著しく困難となった状態の結果を言う。

乱気流、舵面・制御系の故障などによるスピ

表3-3 航空死亡事故の形態 ('54~'94: 総数2,150件)

事故の形態	件数(%)
墜落	1,063 (49.4%)
地形・障害物と衝突	651 (30.0%)
着陸失敗	89 (4.1%)
オーバーラン等	68 (3.2%)
空中衝突	66 (3.1%)
不時着	61 (2.8%)
爆発(破)・撃墜	38 (1.8%)
地上衝突	13 (0.6%)
機内火災	12 (0.6%)
機材損傷軽微	21 (1.0%)
不明・その他	68 (3.2%)

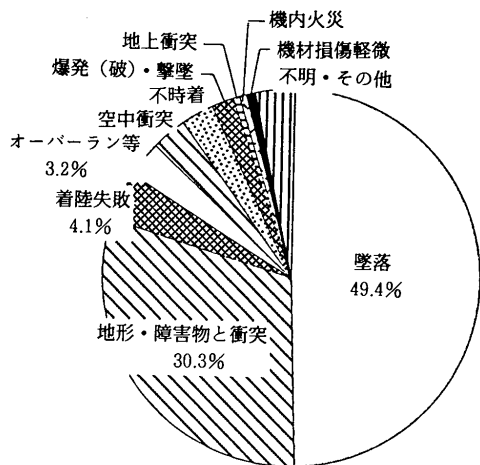


図3-10 死者の発生した航空事故の形態分布 (1954~1994: 総数 2,150 件)

ン、ダイブ、失速なども含まれる。

衝突…飛行機の制御および飛行継続が可能な状態であったがパイロットの錯誤、その他の理由で地形等に衝突した状態をいう。これには障害物、地形等との接触に伴う事故も含む。

また、着陸失敗には、ショートランディング、オーバーシュート、ハードランディング、クラッシュランディングを含み、オーバーラン等には離陸の際の中止行為(RTO)に伴うもの、滑りやすいランウェーでコースを逸脱して側溝等にはまったものなどを含めた。また死亡事故において機材損傷軽微はクルーの突然死(他のクルーが交代して事無きを得た場合)、ハイジャック関係、軽微な機材損傷に伴う急減圧による乗員、乗客の吸い出され、乱気流による-Gの作用の結果の乗客等の致命傷害などが主たるものである。

図から死亡事故のおよそ80%が墜落及び地形・障害

物との衝突で占められていることがわかる。次いで着陸失敗、オーバーラン、不時着などがそれぞれ4~3%程度となっている。但し死亡発生事故に数倍する一般事故(死亡者のない事故も含む)も含めれば着陸失敗及びオーバーラン等の割合は大幅に増加してくる。

3.4 航空事故統計の年代的推移

本節では航空機の大型化、ハイテク化など航空輸送に関するあらゆる方面の技術の進歩と航空安全との関連について検討することを目的として、作成したデータベースについて年代別の傾向について調べる。

データの傾向の年代的推移を比較するために1954年から1993年までの間から1ブロックを6年として3つの年代を取り出して解析を行った。

1954~1959 (330件)

1971~1976 (300件)

1988~1993 (368件)

区分とその大きさに他意はないが、入力データの中から比較的初期のもの最近のもの、およびその中間のものを6年単位で取り出したものである。年代を追って航空輸送量が急増しているにもかかわらず死亡事故発生件数がいずれも300件台(1年あたり50~60件)にとどまっているのは事故率が著しく低下している(図1-1参照)ことを反映しているものである。

3.4.1 主要原因の推移

図3-11は先に述べた3区間の年代における死者発生事故の主要原因について事故の原因が特定されていないものを除いて示したものである。事故原因を図3-11のように大別して示した場合は事故原因の割合に年代に伴う特徴的な変化は認められない。

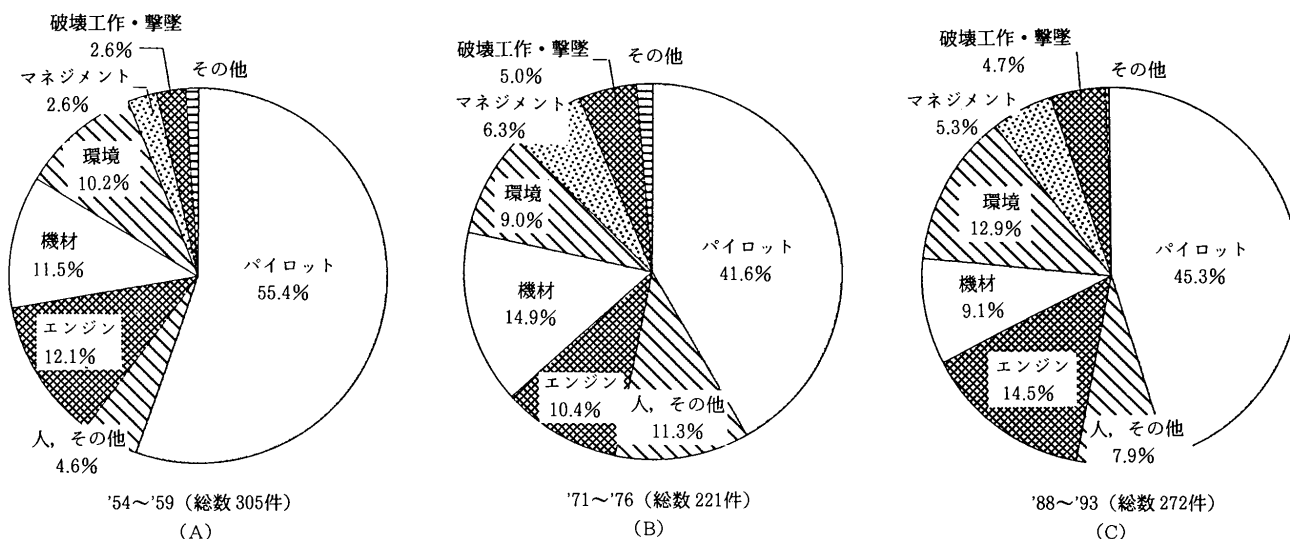


図3-11 死亡航空事故主要原因の年代の変遷

詳細に件数を比較した場合には、運航設備やマネジメントに起因するもの及び破壊工作や撃墜など人為的な要因が年とともに増加している傾向が窺われる。

3. 4. 2 航空事故形態の推移

図3-12は同様に先の3区間の年代の死亡事故の形態を衝突（建造物その他への接触を含む）、空中衝突、走行中の衝突、墜落（スピン、ダイブ、失速、空中分解を含む）、不時着、着陸失敗（ショートランディング、ハードランディングを含む）、走行ミス（オーバーラン、異常走行、離陸失敗を含む）、爆発等（撃墜を含む）およびその他（機内火災、ハイジャック等を含む）に分類した結果を示したものである。

詳細に比較すれば空中分解や空中衝突が時と共に減少している一方、爆破、撃墜といった人為的要因が漸増の傾向にあるが、全体としては時代の推移に伴う特徴的な傾向は認め難い。しかしこれは技術革新の成果が現れてきていないと見るのは誤りで、それは事故率の低減に反映されていると見るべきである。図3-12の結果は安全性向上のためのハードウェアの開発のみで事故を無く

することには限界があり、ハードウェアとソフトウェア、換言すれば「機材」と「人」のインターフェースの課題がクローズアップされて来ていると見做すことが適切であろう。

3. 4. 3 ハードウェア要因の内訳の推移

図3-13は機材・エンジン等ハードウェアのトラブルが主原因となった航空死亡事故において、ハードウェアの内容を機体主構造、その他の構造、エンジン、計器類および制御系に分類し、それらの故障率の推移を示したものである。

分類した要因のうちでは、エンジン等推進系の故障が常に高い割合を保っているが、主構造の疲労破壊等による事故が漸減の傾向にある。一方、件数としては大きな割合を占めていないものの、計器や制御系のハードウェアといった技術革新に伴うハイテク化のトラブルが漸増の傾向にあることがわかる。

システムが巨大化する結果コックピットクルーがシステムを直接操作しているという感覚が乏しくなり、それを操作するための計器や制御系の役割が重要になってき

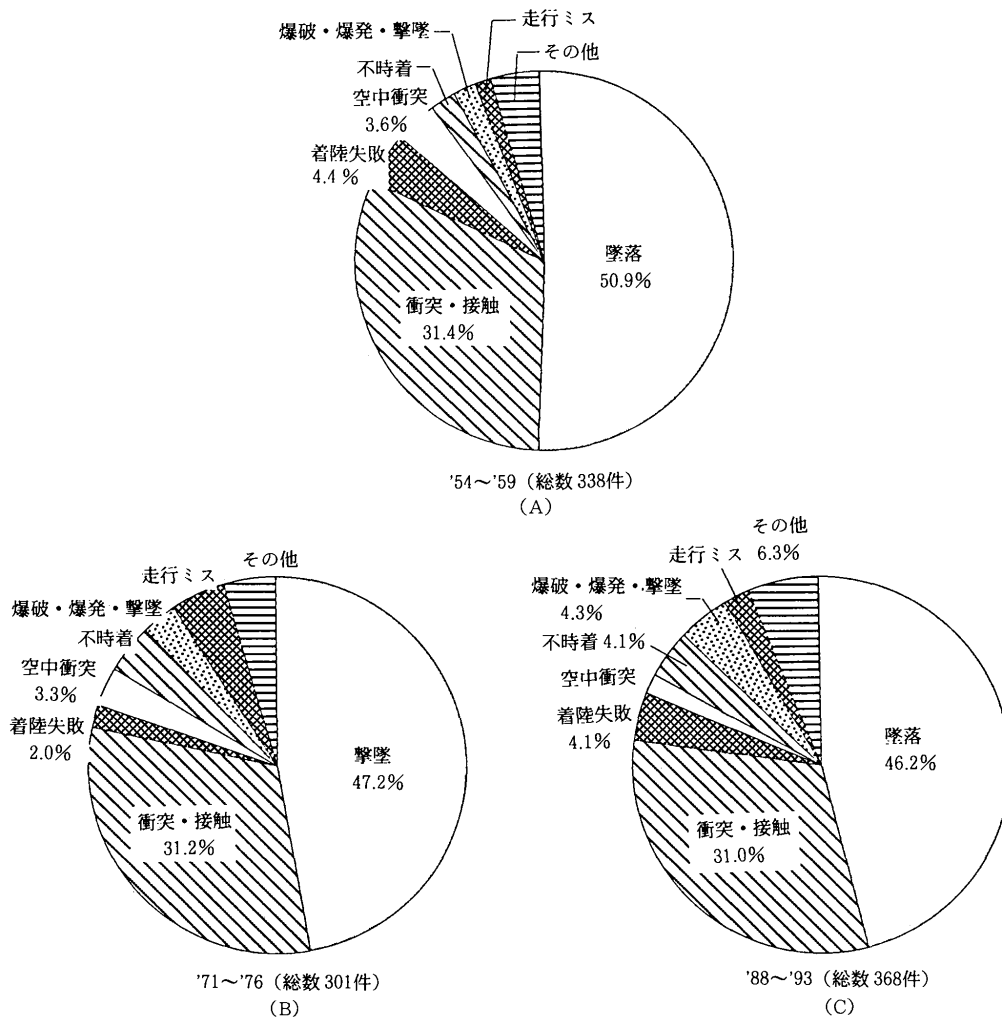


図3-12 死亡航空事故形態の年代的変遷

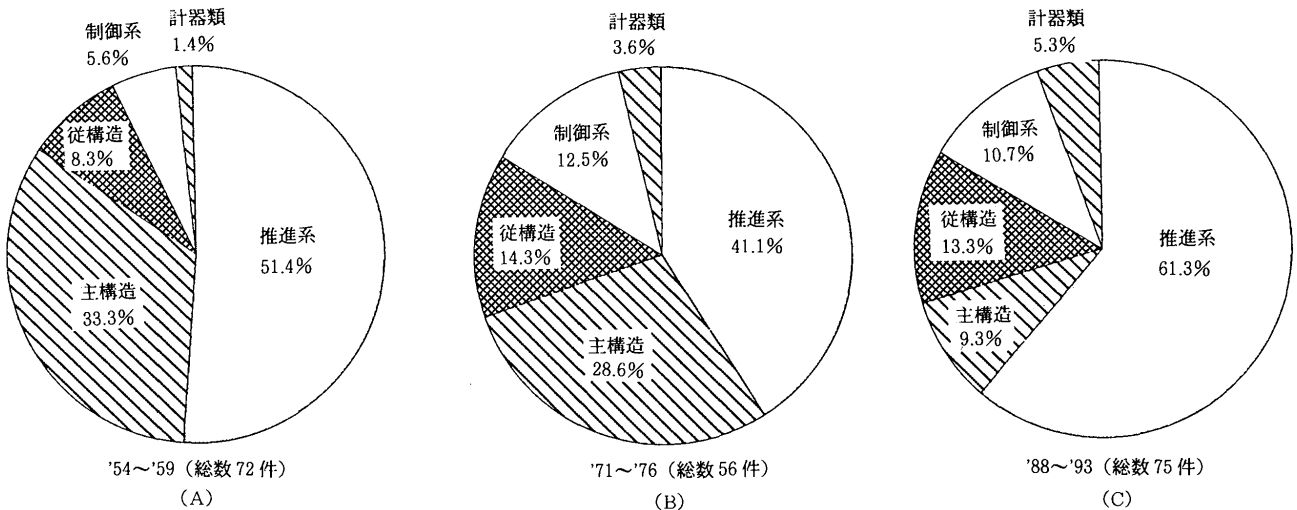


図3-13 ハードウェアに起因した航空死亡事故の変遷

ている。それらのバックアップシステムの充実を含めた信頼性の向上や、マン・マシンのインターフェースの最適化への努力の必要性が示唆される。

4. 航空機構造破壊事故事例の調査・研究

本章では航空機構造および材料の疲労・破壊特性の研究の立場から、航空機の運用中において構造・材料の破壊が事故の原因となったもののうち、その後の航空機の耐損傷設計法に大きな影響を与えたもの、構造材料の破壊特性の研究に新たな知見を与えたもの、耐空性審査基準の改訂を促したものなど示唆に富んだいくつかの重要な事例を紹介する。

また、それらの事故のデータから、今後の航空機構造の安全性の一層の向上のために向うべき技術の方向について、何が指摘できるかについても探っておきたい。

なお、事例紹介は筆者が事故調査に立会ったわけでも、独自の見解を述べる立場にもなく、当然それぞれの事故に関する調査報告書を引用することとなり、研究報告の独自性という観点からはなじまない部分であるが、技術

の方向性を論じる上での根拠となる重要な資料となるので敢えて参考資料を引用して掲載することとした。

4. 1 主要な構造破壊事故例

4. 1. 1 コメット I 型機の空中分解事故²⁾

(開発試験と実機の荷重環境に大きな差異があったことによる事故)

4. 1. 1. 1 事故のあらまし

1952年に気密客室を備えた英国BOACの世界初のジェット旅客機コメット I 型機 (図4-1参照, デハビランド社製) が1954年1月10日 (愛称: ヨークピーター, YP) と4月8日 (同: ヨークヨーク, YY) に相次いでローマ沖の地中海上空でそれぞれ高度8,000mと10,500mを上昇中に空中分解事故を起こしそれぞれ35名と21名の搭乗者全員が死亡した。

1月10日の事故機は就航後僅か1,290回 (3,600時間)、また4月8日の機体も900回 (2,800時間) 程度の離着陸を経験していたに過ぎない。

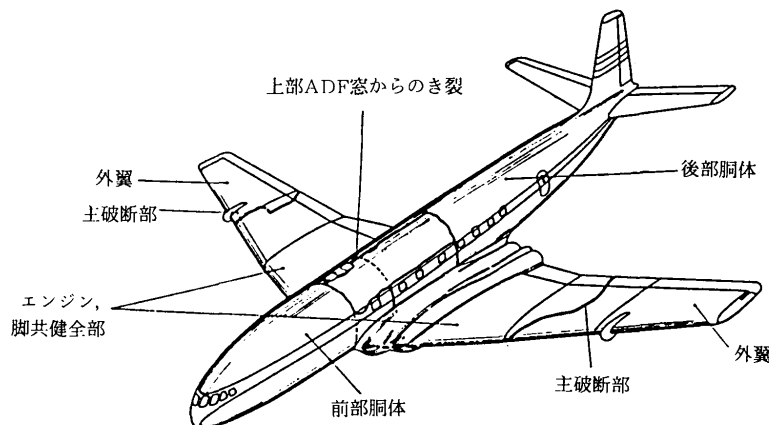


図4-1 与庄の繰返しで空中分解したコメット I 型機 (文献(2)より)

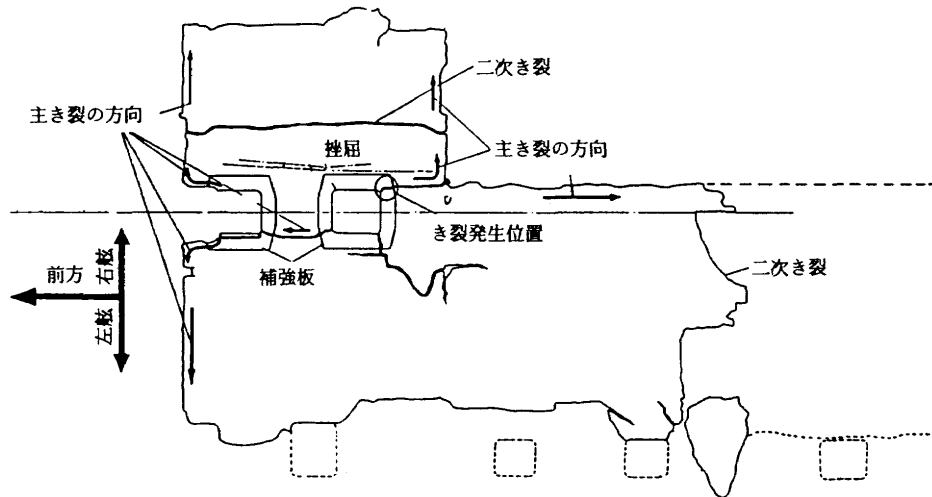


図4-2 疲労破壊の起点となった自動方向探知用アンテナ窓 (文献(2)より)

4. 1. 1. 2 事故の原因

海底からサルベージによって回収された機体の再構築の結果および同型機（愛称：ヨークアングル，YU）の水槽中での空気をういた与圧繰返し試験の結果から、構造破壊は機体上部にあけられた自動方向探知用アンテナ窓のコーナー部からの与圧の繰返しに伴う疲労き裂の進展によるものであることがわかった（図4-2参照）。

航空機の開発段階において、与圧の繰返し疲労を含めた十分と思われる強度評価試験や解析を実施していたにもかかわらず、予想外に低い飛行回数で破壊した理由は以下の通りと推定されている。

- 1) 強度評価にあたっては鋼製の反力壁で固定した機体の一部を模擬した試験片を用いたため、実機構造の場合に比べて変形やひずみが少なく、これらを過小評価することとなった。
- 2) また、与圧の繰返しに対する疲労寿命を確認する際に、まず常用圧力の2倍に相当する静荷重を負荷した構造を用いて、次に常用荷重の1.66倍の繰返し荷重を負荷し、18,000回の繰返しに耐えることを保証していた。このことは実機が常用荷重の1.0倍の繰返しを僅か1,000回程度受ただけで構造破壊したと大きく矛盾しているように思われるが、これは最初の大きな静荷重によって孔や窓部などの応力集中部が塑性変形したために除荷によって圧縮残留応力が生じ、以後の荷重の繰返しに対して平均応力を低減させる効果をもたらし、それによってき裂の発生・進展を抑制させる結果となったものである（図4-3参照）。

過大荷重による塑性変形の効果が当時十分に学問的にも解明されていなかったことが一因であった。

4. 1. 1. 3 事故後の対策

航空機の開発試験にあたっては実機構造あるいは実機

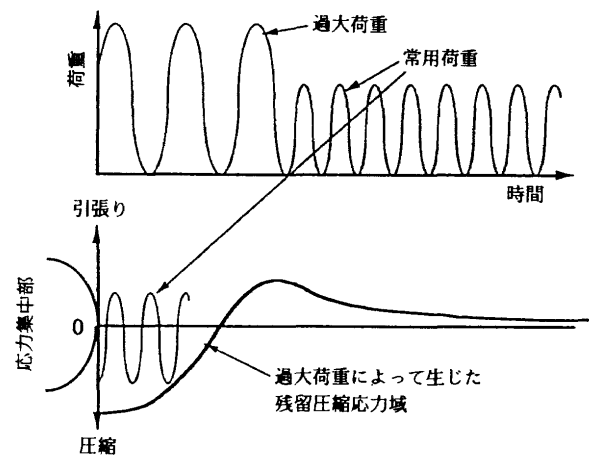


図4-3 初期に過大荷重を負荷した場合の影響

を十分に模擬した構造を用いて、その安全性を実証することが必要となった。

また、実機を用いた疲労試験において、運用中に作用することが予想される荷重をランダム化して負荷する場合に、寿命の間に10回程度未満しか発生しないような過大な荷重は、それらが疲労試験の初期に現れることによる塑性変形によって寿命が長く評価される危険性を取り除くためこれを負荷しないことが常識とされるようになった。

4. 1. 2 バイカウント機の前脚引込み着陸事故³⁾

（設計不良による強度不足のための事故）

4. 1. 2. 1 事故のあらまし

1957年11月20日、香港からマニラに向っていたフィリピン航空のバイカウント748型機が着陸の際、前脚の固定ができず止むなく前脚引込みのまま空港に緊急着陸を行った。乗員乗客に怪我は無かった。

4. 1. 2. 2 事故の原因

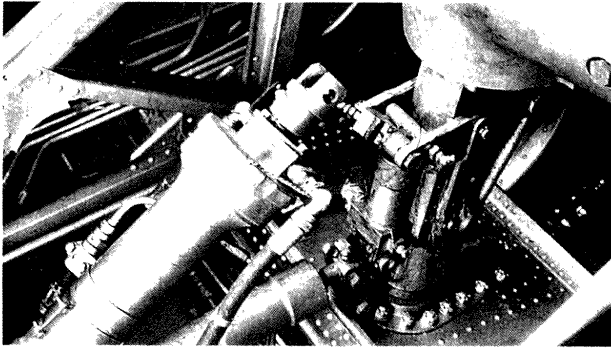


図4-4 破壊して外れた前輪制御用のトラニオン
(文献(3)より)

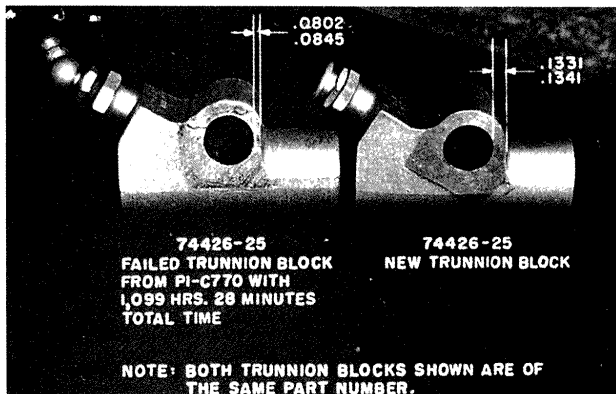


図4-5 板厚の設計ミスのトラニオンと正常なもの
(文献(3)より)
(両者が同じ部品番号を有していた)

前脚制御装置の検証の結果、脚固定ができなかったのは脚支柱の油圧継手のフォーク状端末部が外れていたことによることが明かとなったが(図4-4参照)、これは脚の緩衝用のオレオの連結部のトラニオンが破断したことによる。

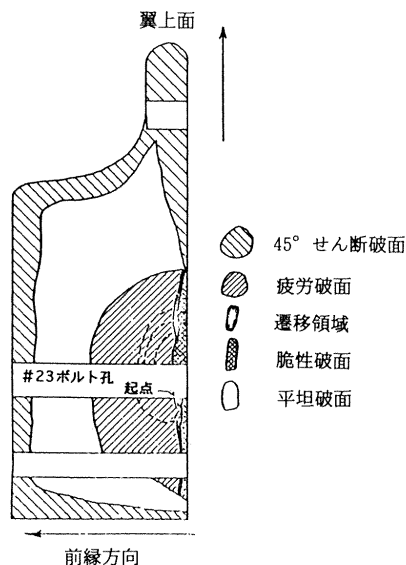


図4-6 疲労破壊したブリストル170の右主翼前桁底部支柱のボルト孔付近の様子(文献(4)より)

調査の結果、トラニオンブロックの板厚が強度上必要な値3.4mmを40%程度下回った2.1mm程度しかない誤った設計による製品が用いられていた(図4-5参照)ためであることが分った。そのため規定の定期検査時間(1,500時間)まで持ち堪えることができず、1,100時間で破壊したものである。図4-5にも示すように設計変更を行った新しい部品に対しても、同じ部品番号を付けていたことにも整備上の混乱を引き起こす要因があった。

4. 1. 2. 3 事故後の対策

設計変更部品の交換の徹底が図られた。

4. 1. 3 ブリストル170のクライストチャーチ上空での空中分解事故⁴⁾

(荷重環境が設計時の条件より厳しかったため、寿命が推定値よりも短かったことによる事故)

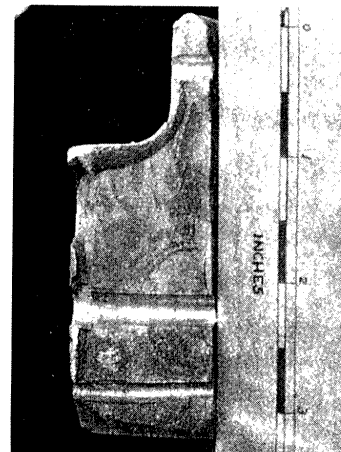
4. 1. 3. 1 事故のあらまし

1957年11月21日、ストレート航空急便のブリストル170型機がパラパラムからチャマルへ向う途中、クライストチャーチ(ニュージーランド)上空約600mで右主翼が疲労破壊し、空中分解しながら墜落し、4名が死亡した。同機は直前のフライト(ウッドボーンからパラパラム)においてもエンジンの不調や機体の激しい振動を経験していた。

4. 1. 3. 2 事故の原因

右主翼破壊の原因は外翼前桁底部支柱の金属疲労によるものであった。疲労き裂は寿命延伸と補強のためにメーカー側からオペレータへの指示に従って主桁を補強するために加工された直径6.4mmのボルト孔から発生し伝ばしていったものであった。疲労破壊したボルト孔付近の破断面の様子を図4-6に示す。

機体は事故時には、製造後7,898時間飛行しており、



補強作業以前に3,018時間の飛行を行っていたが、き裂の発生・破壊はその後の4,880時間の間に生じたことが明かとなった。

これはメーカーが保証した7,400飛行時間のおよそ66%にしかならない値である。なお、大事には至らなかったものの同じ空域を飛行する同型機種にも同様な場所にフレッキングや疲労き裂の発生が認められた。

事故の原因は以下のように要約できる。

- (1) 強度・寿命の推定を設計・解析の上だけで実施して実験実証を行っていなかった。
- (2) 荷重の大きさ頻度の推定に大きな誤りがあった。
(クック海峡を常時飛行する航空機は設計者(英国)の想定よりも激しい突風に曝されることが多い)

4. 1. 3. 3 事故後の対策と問題点

- (1) 設計変更・大規模改修等を行う場合は解析のみに頼らず実証試験等が必要である。
- (2) 航空機の製造国で実証された寿命推定解析を、使用国の航空管理当局は鵜呑みにすることなくその国の飛行環境に則した評価の見直しをする必要がある。
- (3) 飛行空域の飛行環境条件を十分精度よく把握して寿命推定値を求める必要がある。
- (4) オペレーターは突風に曝される状況を最小限にするよう運用を定める必要がある。

4. 1. 4. ブリタニア 312型機の着陸走行時の脚破壊事故⁵⁾

(修理施工が不十分だったことによる金属疲労による事故)

4. 1. 4. 1 事故のあらまし

1964年7月31日、ブリティッシュイーグル航空のブリタニア312型機がカラチ空港に着陸し走行中、左主脚が疲労破壊し攔座した。乗員・乗客に異常はなかった。

当該機は同年1月14日に延べ4,003回の離着陸、14,299飛行時間でオーバーホールを受け、また破損した左主脚は同年6月3日に100時間毎のB整備において破壊した鍛造部品に対する超音波探傷検査が実施されており、その検査で曲率部にき裂が検出され、き裂を取り除くために0.5mm深さの削り込みが実施されていた。事故はオーバーホール後405回目の着陸時に発生した。

4. 1. 4. 2 事故の原因

図4-7および図4-8は走行中の脚折損事故の原因となった、脚を機体に結合するためのアルミ合金DTD683製の鍛造ケーシングと破壊の起点を示したものである。過去に発見されたき裂のハツリ処理の後、121回の着陸で脚が構造破壊を起こした原因は、修理時にき裂を十分除去しなかったため進展を阻止することができず拡大していった結果事故に至ったものと結論付けられた。

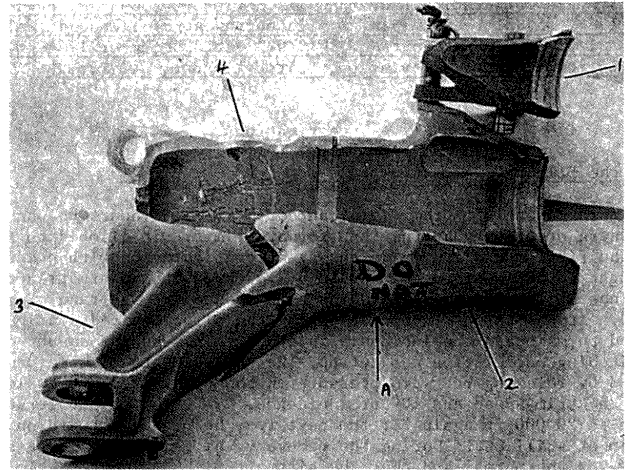


図4-7 破壊したDTD683(アルミ合金)製鍛造ケーシング(文献(5)より)

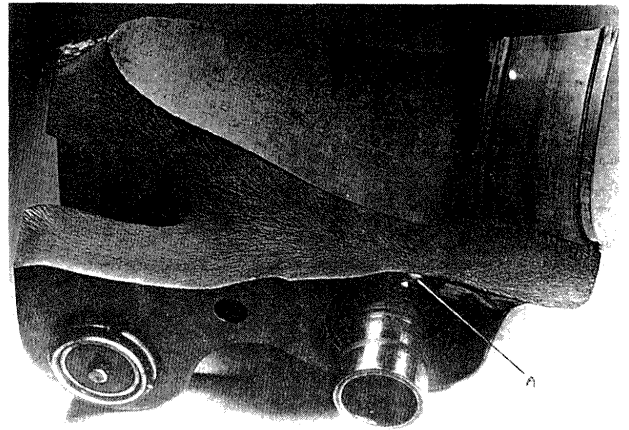


図4-8 修理不十分で疲労破壊の起点となったき裂取残し部分(文献(5)より)

4. 1. 4. 2 事故後の対策と指摘事項

以前に修理を行った構造品に対しては、その健全性を確認するため頻繁に超音波探傷検査を実施すること、ハツリ補修作業に当ってはき裂の深さよりも幾分深めに肉厚を削り除去することなどが指摘された。

4. 1. 5 B-707型機のサンフランシスコ付近におけるエンジン破壊事故⁶⁾

(オーバーホールの際の整備調整不良による事故)

4. 1. 5. 1 事故のあらまし

1965年6月28日、パンアメリカン航空のB-707型機がホノルルに向けてサンフランシスコを離陸した際、高度240mで第4エンジン(P & W: JT3D-3B)第3段のタービンディスクが破壊し、右主翼の先端部分約7.5mが吹き飛び火災を起こしたが約20分後に緊急着陸に成功し、乗員・乗客153名はすべて事なきを得た。

4. 1. 5. 2 事故の原因

エンジンをオーバーホールした後の組立て時において、

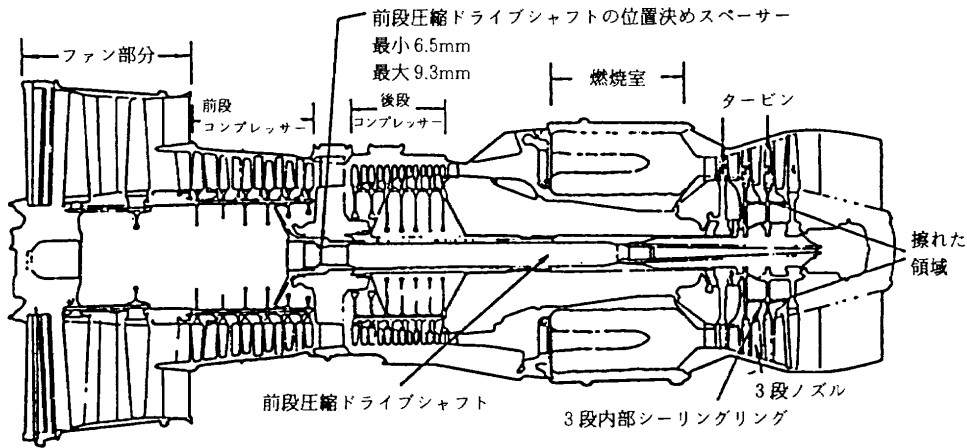


図4-9 クリアランスの調整ミスでタービンディスク破壊を起したB-707のエンジン(文献(6)より)

第3段タービンディスクとエンジンケーシングの第3段内面シーリングの間のクリアランス(隙間)を規定通りに調整しなかったため、離陸最大出力運転時の熱膨張によってシーリングリングとディスクが接触し、大きな摩擦力が発生すると同時に異常高温となり、ディスク破壊を起こしたものであった。

図4-9に破壊したエンジンの断面図を示す。

4. 1. 5. 3 事故後の対策

エンジン組立の際の寸度測定は整備士と検査員がダブルチェックする体制が整えられた。またエンジン組立での手順において必要な設定値に誤差の入らないように修正が行われた。

4. 1. 6 トルコ航空 DC-10 のエルメノンビル (パリ郊外) 森上空での空中分解事故^{7), 8)}

(ドアロック機構の設計不良, 及びその後の航空機メー

カー, オペレータならびに監督官庁の対応が適切さを欠いたことによる事故)

4. 1. 6. 1 事故のあらまし

1974年3月3日トルコ航空のDC-10がパリで給油等のために立ち寄った後ロンドンに向けて離陸後、10分程度で後部貨物室のドアが外れて吹き飛びその近傍の座席の6人が機外に吸い出された。それに続く貨物室の急減圧と客室の圧力差のために客室床が抜け舵面制御用のすべての油圧配管等を切断したため制御不能に陥り、ドア分離の71秒後に墜落し、すべての乗員乗客346名が死亡した。

4. 1. 6. 2 事故の原因

ドアロックのラッチ機構の欠陥のため内外圧力差によってドアが開いたことが原因であるが、その設計不良が第一次的要因である。図4-10はDC-10のドアロック機構を説明したものである。ロック機構の左側が機内側、

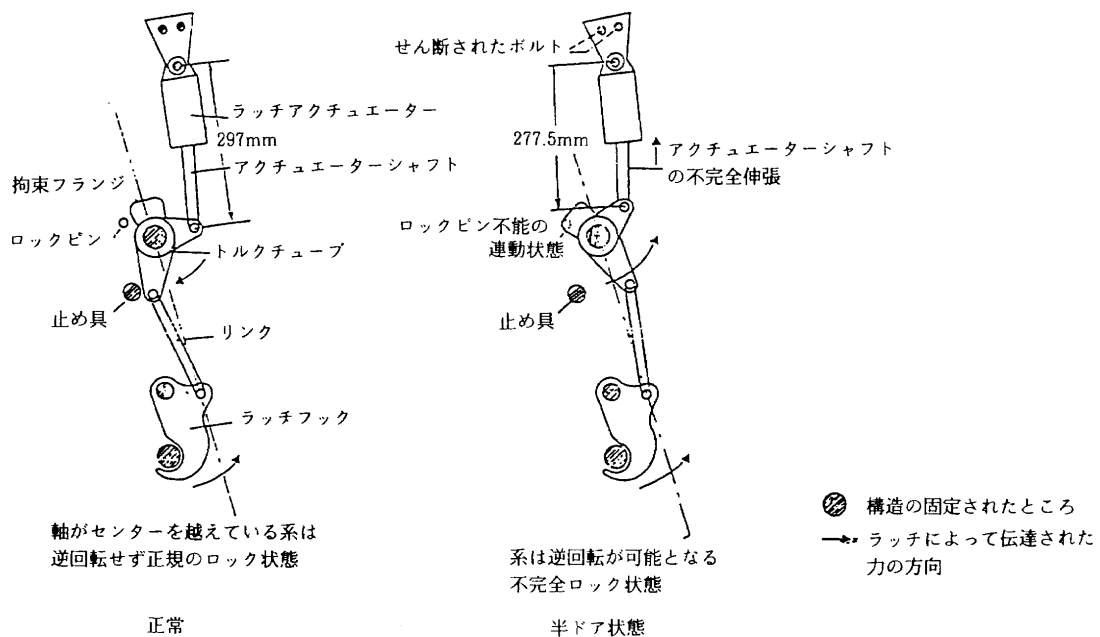


図4-10 DC-10の後部貨物室ドアラッチ機構(文献(7)より)

右側が機外である。正常なロック状態の場合はトルクチューブ及びリンクが中心線より左側に返っているため機内圧によってドアに外側に向う力が作用する場合は、より安定したロック状態が得られる。一方、同図右側の半ドア状態の場合はトルクチューブなどが中心線より右側にあるため（内外）圧力差が生じた場合ロック状態が一層不安定となり、結果として圧力差に比例した大きな圧縮力がラッチアクチュエータに作用し、アクチュエータを機体構造に支持している取付けボルトを剪断破壊させ、ドアが吹き飛んだものである。ドアを無理矢理閉めた場合には半ドア状態でもコックピットのドア開放警告ランプが消えるためコックピットではロックがいずれの状態であったのか判断することはできなかった。

本事故に関してはこれより約2年前の1972年6月12日にほぼ同様の事故が、デトロイトを発しバッファローに向っていたアメリカン航空のDC-10でカナダのオンタリオ州ウィンザー上空で発生していた。その折は幸い一部の油圧系統が生き残っていたため、帰還に成功した。

アメリカン航空の事故調査結果から、ドアロックシステムの設計不良が明らかになったためFAA（連邦航空局）はその対策として以下の勧告を整備情報（Service Bulletin：SB）として行った。

- (1) ドアロック状態を確認するための点検窓の設置
- (2) ロック無理閉め防止用補強板の追加

さらに、貨物室と客室の間に生じ得る圧力差によって床が抜けまいようベントホール（通気孔）の大きさと数を増した上で孔部を補強しその強度確認を行うこと、ならびに制御用のケーブル、配管を一ヶ所に集中させまいよう配置を再検討することがメーカーに対して勧告された。

しかしSBは拘束力の弱い勧告であり、また通気孔対策等については改修経費がかさむことなどの理由でメーカーから拒否されており、トルコ航空機においても点検窓（小さすぎて役目を十分果たし得ない）の取付けを除いていずれも実施されてはいなかった。

また本事故の後に貨物室ドアロックに関して機体に設

置された作業用の警告表示も目立ちにくいものであった上に英語を理解しないフランスの地上作業員にとっては何の意味も持たなかったことが指摘された。

以上のような背景から、ドアロック構造の設計不良が明らかとなったにもかかわらず、厳格な改善命令を指示し得なかった監督官庁ならびに不具合対策に積極的に取り組まなかった航空機メーカーの責任も問われた事例であると言える。

4. 1. 6. 3 事故後の対策

アメリカン航空の事故の際に出された整備情報（SB）は耐空性改善通報（Airworthiness Directive：AD）に変更され拘束力をもって直ちにフリート全体に実施された。

事故後、通気孔の数と大きさが増やされ、且つそれらの強度が改善されたため、以後圧力差に伴う床の抜け落ち事故は無くなっている。

4. 1. 7 B-707型機のルサカ（ザンビア）空港進入中の水平尾翼破壊による墜落事故⁹⁾

（大規模改修・補強が有効に働かず逆効果となりフェールセーフ性が失われ、また解析のみで強度保証を与えることが困難なことを示した事故：民間輸送機に損傷許容設計（damage tolerant design）概念の導入を促した事故）

4. 1. 7. 1 事故のあらまし

1977年5月14日、ダンエア航空の貨物便B-707-320型機がザンビアのルサカ空港に進入中、右水平尾翼が疲労破壊したため姿勢制御不能に陥り墜落し、乗員5名と乗客1名の計6名が全員死亡した。同機は製造後パンアメリカン航空において16,285回の離着陸サイクルを経験した後、ダンエア航空に移籍し438回目の飛行で事故に至ったものである。

4. 1. 7. 2 事故の原因

図4-11は疲労破壊したB-707-320型機と改修前のB-707-100型機の水平尾翼の桁構造について示したものである。

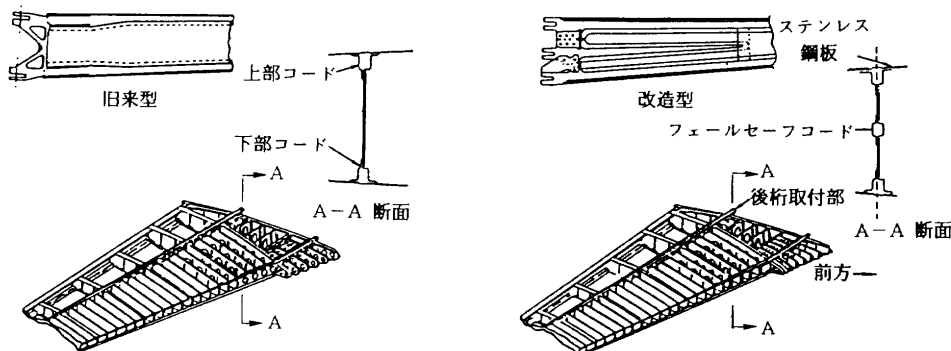


図4-11 B-707の水平尾翼構造の新旧比較（文献(9)より）

B-707-320型機はパイロードの増加のニーズに応じて原型機B-707-120型機を大型化し、それに伴って操縦性を確保するために尾翼を大きくし補強のための改修を行ったものである。補強改修としては尾翼のトーションボックスを、

- (i) 従来のアルミ合金製フランジをステンレス鋼に代えて強度・剛性を高めた。
- (ii) フェールセーフ性を備える目的で図4-11に示すようにフランジ部中央にセンターコードを設けた。

しかし、(i)(ii)の効果については実証評価を行わなかったため結果は設計者の意図とはかけ離れたものとなってしまった。図4-12は改修後の尾翼後部桁の力の流れを示したものである。1は桁が健全な場合で、フェールセーフ桁としての中央コードは力を負担せず上下の桁で尾翼にかかる曲げモーメントを支えている。運用中に常時引張りの疲労繰返し荷重を受けている上部桁部分に疲労き裂が発生し進展していくことが懸念されるが、その場合、き裂がある程度進行すると上部コードは荷重を分担せず2のように中央コードと下部コードでモーメントを支えるため、き裂はそれ以上成長しなくなることを期待したものであった。しかし実際は3に示すようにフランジ部が剛性・変形能共に高いステンレス鋼であったために、き裂が入った後もある程度頑張り続け依然として荷重を負担し続けたため、き裂進展力が保ち続けられ

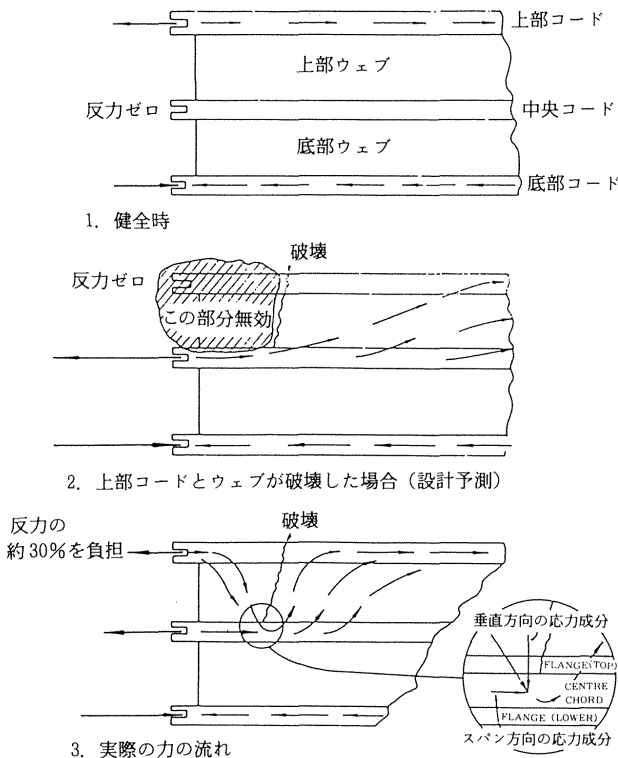


図4-12 荷重伝達に関する設計者の期待と実際の比較 (文献(9)より)

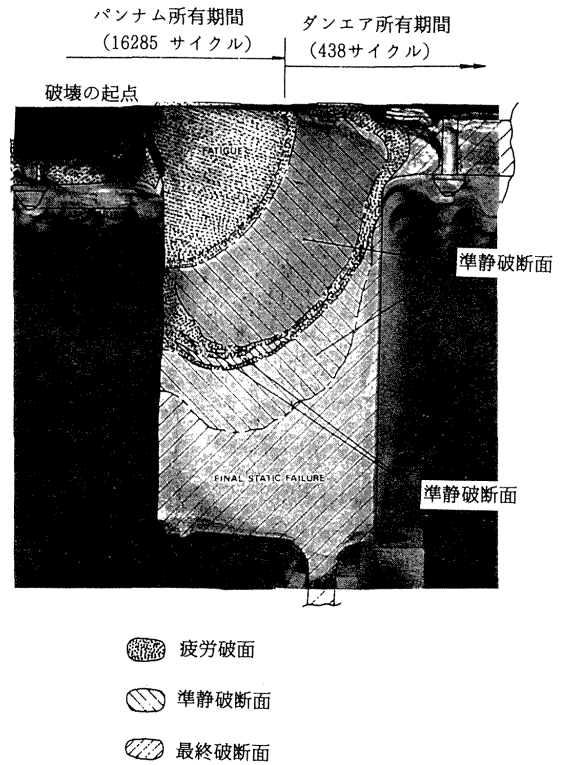


図4-13 事故機の水平尾翼後桁上部コードの疲労破断面 (文献(9)より)

破断に至るまで止むことがなかった。図4-13は上部コードの疲労破壊の様子を示したものである。

剛性・強度の異なる材料で補強したこと、及びその効果を実証しなかったことが事故の主要因であり、また機体が着陸時にスポイラを立てた際に後方に発生する渦による尾翼の励起振動荷重などが設計要因として過小評価されていたことなども原因の一つとなっていた。

4. 1. 7. 3 事故後の対策

設計変更等に応じて、フェールセーフ性を実証するためにやむを得ない場合を除き実験実証を行うことが要求され、民間航空機の耐損傷設計法として従来のフェールセーフ設計から損傷許容設計 (damage tolerant design) へと移行させるきっかけとなった。

4. 1. 8 離陸上昇中の DC-10 のエンジン脱落による墜落事故¹⁰⁾

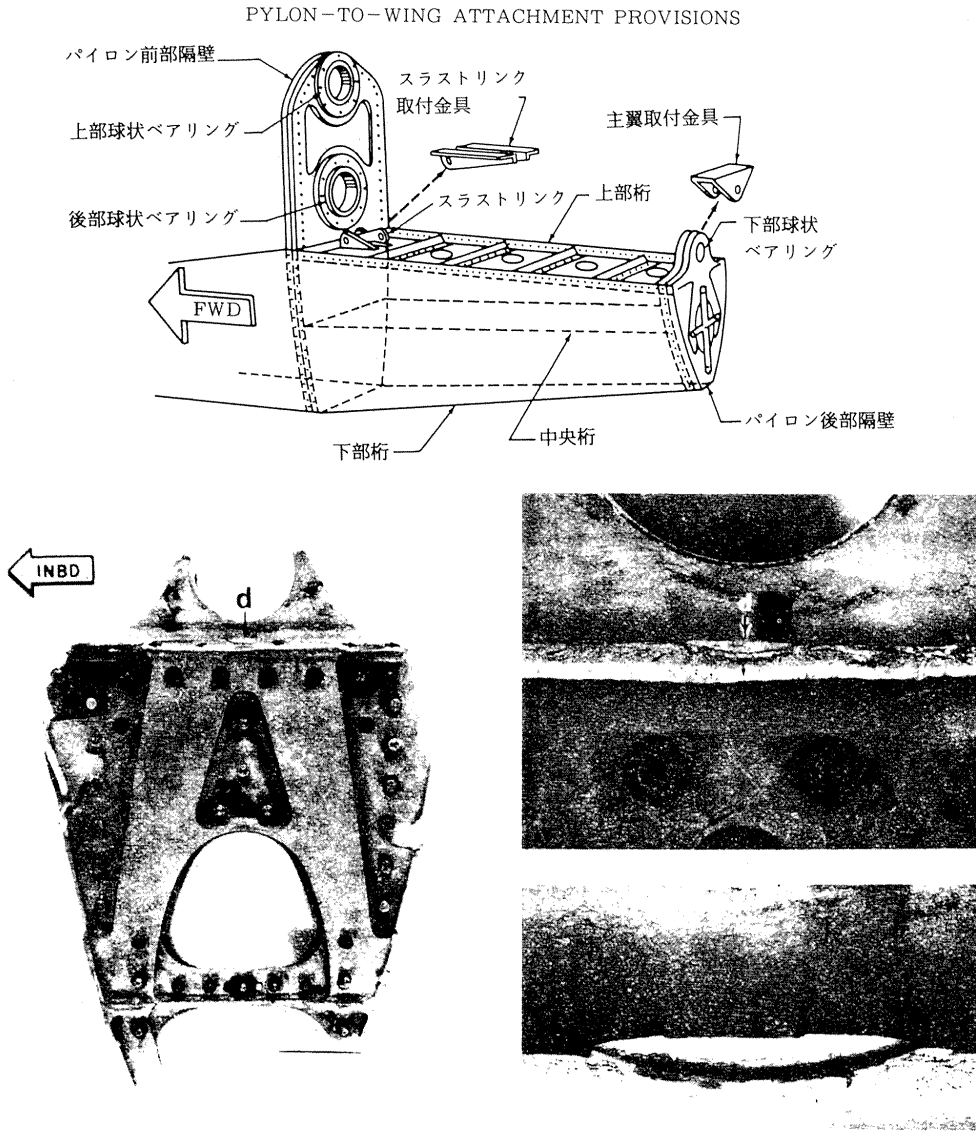
(整備上のマニュアル無視による事故)

4. 1. 8. 1 事故のあらまし

1979年5月25日、シカゴ発ロスアンゼルス行きアメリカン航空DC-10型機が、離陸後2分足らずで第1エンジンが脱落したため制御困難となり、姿勢を維持できず空港近くに墜落し乗員乗客271名が全員死亡した。

4. 1. 8. 2 事故の原因

航空機が離陸上昇時のクリティカルな時間帯に第1エンジンがパイロン部分 (エンジン懸下装置) を含め脱落



「d」部拡大図

図4-14 パイロン後部隔壁の大変形による破損部分（文献(10)より）

し、それに伴ってスラットの一部分が引き込まれ、空力特性が左右非対称となりバランスを失って墜落したものであるが、エンジンの脱落は取付けボルトの疲労破壊によるものであった。同型機のすべてのエンジン取付部を検査した結果、同様のき裂を有する機体が何機か報告されたが、それらは共通して特定の整備会社によってエンジン取外し取付けが行われていたものであった。エンジン着脱作業を調べた結果、作業手順として先ずエンジンを取り外し、その後パイロンを外すことが指示されていたにもかかわらず、フォークリフトを利用してエンジンを取付けたままパイロンを外すというエンジン整備マニュアルを無視した手抜き作業を行っていたり、フォークリフトで作業を行っている最中に長時間現場を離れるなどの杜撰な作業体制であったことがわかった。その間に油圧が下がりリフトが下がってエンジン支持部に設計以上の大きなモーメントが作用したりフォークリフトで突き

上げて主翼金具を傷つけるなどの粗雑さも認められた。

図4-14は当該整備会社が整備した機体に認められたパイロン後部隔壁の水平フランジ部のき裂について示したものである。整備マニュアルを遵守しなかったことによる人為的ミスが事故の原因であった。

4. 1. 8. 3 事故の対策・指摘事項

整備、オペレーションマニュアル等の遵守が改めて認識された。

4. 1. 9 日本航空 B-747 の修理ミスに伴う圧力隔壁破壊事故¹¹⁾

(力学・強度的知識の伴わない修理ミスと検査の見逃しが招いた事故)

4. 1. 9. 1 事故のあらまし

1985年8月12日、日本航空123便羽田発大阪行 B-747型機が離陸後12分、高度7,200mに達した辺りで後

部圧力隔壁の破壊により制御不能となり、およそ32分間の迷走飛行の後、群馬県上野村御巣鷹山に衝突し乗員乗客524名のうち520名が死亡する航空機の単独事故としては世界最大規模のものとなった。

4. 1. 9. 1 事故の原因

事故の直接的原因は機体後部圧力隔壁が破壊したために、大量の高速の空気が流出し油圧制御装置、補助エンジン（APU）を破壊し、さらに垂直尾翼のボックスビームを破壊したために垂直尾翼構造のほとんどが失われ、舵面制御用の油圧も失われ制御不能に陥った結果、コメット機の例（4. 1. 1参照）のように直ちに空中分解することはなかつたものの制御不能で帰投することができず山に衝突したものである。圧力隔壁が破壊した原因は、当該機が事故の7年前の1978年6月に大阪空港着陸の際、尾底部を滑走路にぶつけ（いわゆる“しりもち事故”）中破したため、機体を羽田空港整備場まで曳航し修理したときの修理ミスであった。図4-15は修理されたリベット継手の様子について示したものである。

修理はボーイング社の技術陣によって行われたものであるが、ボーイング社からの指示図通りには行われず、スプライスプレートを通じて上下2枚の板を2列ずつのファスナで結合すべき所、一列で結合した結果となり、

過大な荷重が中央のリベット列に作用し孔縁から発生したマルチサイトき裂が12,319回の与圧の繰返しによって急速破壊に至ったものである。

修理ミスが行われた領域が2ベイ（約1,000mm）にわたっており、これは構造の不安定破壊を起こす限界欠陥寸法を越えていたため、微小き裂を縫って伝ばしたき裂は途中でアレストすることなく急速破壊に至ったものである。

図4-15下図に示すように一枚のスプライスプレートを介して上下の曲面板がそれぞれ2列のファスナで締結されるべきところ、2枚のスプライスプレートが用いられたため、中央のファスナのみが荷重伝達に寄与することとなったが、力学的な力の伝達メカニズムが現場作業員に全く理解されていなかったものと言える。

また、修理時にシーラント（詰め物）で当該部が覆われていたとは言え、領収の際に修理確認を安易に行ったり、また12,319回の与圧の繰返しの間の運用途上での定期整備の在り方にも問題があったことが指摘される。

4. 1. 9. 3 事故後の対策と指摘事項

事故後の対策として、圧力隔壁の強度を高めるためにき裂停止効果を有する補強材の板厚の増加が図られ、また万一隔壁が破壊しても尾翼構造を破壊しないようにトーションボックスへの空気の流れを遮断するための工夫が施された。

また飛行中に構造損傷が発生した場合にコックピットクルーが最善の手段を選ぶことができるように、どの構造がどうなっているのかを正確に知るための手段に関するハードウェア（テレビモニタ装置・知能材料・構造の開発など）およびソフトウェア（地上整備、管制支援、随伴機の運用等）の整備・改善が求められる。

4. 1. 10 アロハ航空B-737型機の機体構造剝離に伴う急減圧緊急着陸事故⁽²⁾

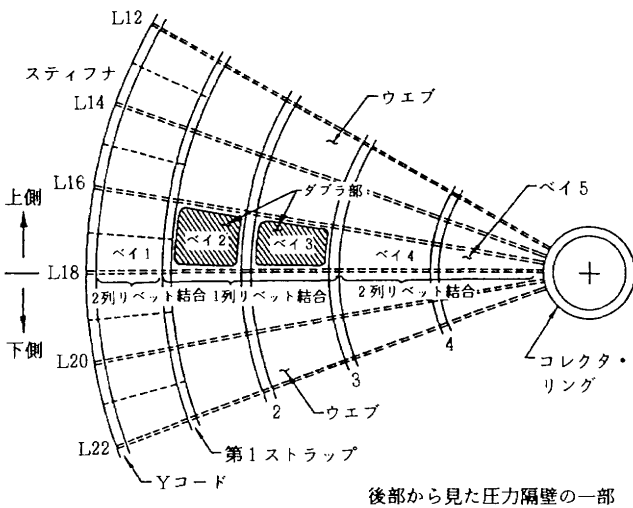
（経年機体の整備不良によるもので経年機の構造健全性基準の在り方に疑問を投げた事故）

4. 1. 10. 1 事故のあらまし

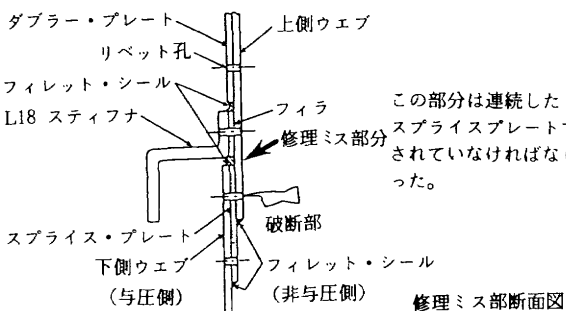
1988年4月28日、アロハ航空B-737型機がハワイ島のヒロを出発してオアフ島のホノルルへ向う途中、マウイ島上空7,200m付近でコックピット後部の客室部分が突然吹き飛びスチュワーデス一人が機外に吸い出されたが、幸い制御系の一部が無事であったため墜落をまぬがれマウイ島の空港に緊急着陸を行った（図4-16参照）。

4. 1. 10. 2 事故の原因

当該機は1969年に製造され19年を経たいわゆる経年機で、事故に至るまで89,600回余りの与圧サイクルが繰返されていた。



後部から見た圧力隔壁の一部



この部分は連続した1枚のスプライスプレートで接続されていなければならなかった。

修理ミス部断面図

図4-15 後部圧力隔壁の修理状況（文献(11)より）

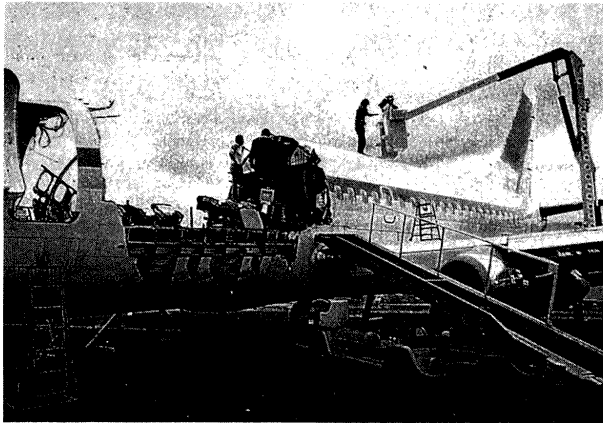


図 4-16 胴体部分が大きく剥がれて緊急着陸した
B-737 型機
(Aviation Week & Space Technology,
Vol. 128 (1988, May 16) p.16 より)

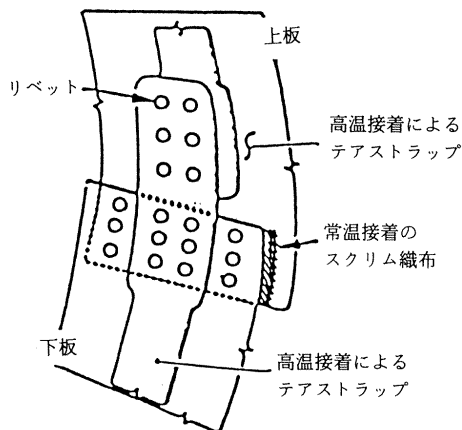


図 4-17 B-737 型機胴体の重ね継手構造

疲労と腐食によって機体の広い領域のリベット継手が損傷を受けており、乗客の一人が搭乗の際に 10cm 以上もある機体のき裂を視認していたことなどからもウォークアラウンドによる目視検査によっても発見し得る程度の損傷を運航会社が見落していた点に整備上の重大な責任がある。

マルチサイト損傷が発生した理由は図 4-17 に示すように、板を重ね合わせて接合する際に接合面に用いたスクリムクロスが冷間接着によって接着されていたため、永年に渡る水分の吸着と脆化のためにいたるところで剥

離を生じ、力をクロスのせん断によって均等に伝える役割を果たさず、却って接合板のリベットの弛みの原因となりファスナ部の各リベット孔からのマルチサイト損傷を助長させる結果となったものである。

4. 1. 10. 3 事故後の対策と指摘事項

板接合面のスクリムクロスの接着に関しては以前から常温接着法の危険性が指摘されていた所でもあり、接着性を高め、吸水性を抑制するために熱間接合（加熱硬化型の接着剤を使用）する方式に改められていた。この接着方法を採用したものでは不具合の報告はない。

また、表 4-1 に米国における経年機の増加傾向の例¹³⁾を示すが、航空機の経年化は世界中で進んでおり、今後類似の事故が増加することが懸念される所から、FAAを中心として経年航空機の構造健全性維持基準の再検討のために必要な研究が大規模に開始されるきっかけとなった。FAA が取組んだ経年機の構造健全性に関する研究課題は以下の通りであった。

- (1) 航空機構造におけるき裂の発生と伝ばのメカニズム
- (2) き裂を含む構造の寿命推定や損傷許容性の評価
- (3) 航空機に作用する荷重の再検討と実測
- (4) 実機への適用を企図した非破壊検査技術
- (5) 検査のバラツキを低減するためのヒューマンファクタ
- (6) 耐空性改善のための修理・保守技術の開発とその普及啓発

4. 1. 11 ユナイテッド航空 DC-10 型機のエンジンディスク破壊に伴うスーゲートウェイ空港へのクラッシュランディング事故¹⁴⁾

(先入観と手抜き整備による欠陥見落としによって生じた事故)

4. 1. 11. 1 事故のあらまし

1989 年 7 月 19 日、ステープルトン発シカゴ経由フィラデルフィア行きユナイテッド航空の DC-10 がアイオワ州のスーシティ近くを巡航中、尾部第 2 エンジンの第一段ファンディスクが破壊して油圧系がすべて不動作となったため、スーゲートウェイ空港に緊急着陸を試みたが滑走路上にクラッシュランディングし炎上したため

表 4-1 米国における 20 年を超えた輸送機の割合 (1993 年現在) (文献¹³⁾より)

タイプ	全数	機数 (20 年以上)	タイプ毎の割合 (20 年以上)	全数に対する割合 (20 年以上)	平均年令
広 胴	833	197	23.65 %	3.08%	13.83
狭 胴	5564	1565	28.13 %	24.46 %	10.96
全 体	6397	1762	27.54 %	27.54 %	11.33

乗員乗客 296名のうち 111名が死亡した。(飛行中の航空機が油圧系統の破壊により制御不能に陥った点においては 1985 年の日航機事故 (4. 1. 9 参照) とその後の状況は酷似していたが、乗客として搭乗していた訓練査察官の資格を有するパイロットの助力が得られたことや、故障の状態を的確に把握して適切な対応が行われたことなどの幸運も手伝って日航機の生存率が 0.8 % 程度であったのに対して、本例では 62.5 % の高い生存率が得られている。)

4. 1. 11. 2 事故の原因

エンジン破壊現場近くのトウモロコシ畑から回収された第 2 エンジンの検証の結果、第 1 段ファンディスクがシャフトと接しているボア部にディスク製造過程における鍛造時の硬いアルファチタン介在物から発生した疲労き裂の進展によって破壊したものであることが明らかになった。鍛造欠陥はその後ショットピーニング加工によりキャビティ (空隙) に発展しき裂へと成長していったものであった。

ファンディスクは General Electric 社で 1972 年に製造後、41,009 時間、15,503 回の飛行サイクルを経験していた。図 4-18 は破壊した CF-6 エンジンファンディスクを示したものである。

ディスクの破断面には以前の蛍光探傷検査で検査した際に用いられた浸透液によると見られる変色した領域が長さ 12.1mm にわたって認められた。き裂の発生点及び進展して行った様子を図 4-19 に示した。

事故の直前の探傷検査は 14,743 飛行サイクル (事故の 760 サイクル前: 1988 年 2 月) においてユナイテッド航空によって実施されたものであるが、疲労き裂が見逃されて事故に至った理由として以下のような可能性が指摘された。

- ・製品の完成時にマクロエッチング検査をしていれば介在物から発生したキャビティ (空隙) は検出されていた可能性が高い (検査のタイミングの問題)

1988 年 2 月の検査で見落された可能性について

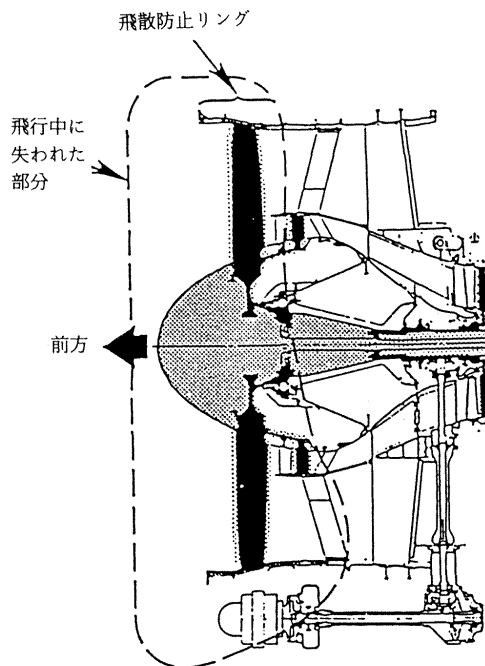


図 4-18 破壊した CF-6 エンジンの
第一段ファンディスク

は、

- (1) ディスクをワイヤで吊り上げて検査した際に欠陥がワイヤの陰に入った。
(検査作業の不注意・手抜き)
- (2) 普段欠陥が発見される可能性がある場所 (ブレードの埋込部など) ではなかったの見逃した。(馴れ・予断)
- (3) 検査時における浸透剤・現像剤などの適用不良のために欠陥と認知しなかった。(検査の技量不足)

4. 1. 11. 3 事故後の対策

本事故の調査の結果以下の指摘や対策が行われた。

- (1) 非破壊検査の自動化を促進し、ダブルチェック体制の検討を進めること
- (2) 非破壊検査におけるヒューマンエラー低減方策の検討

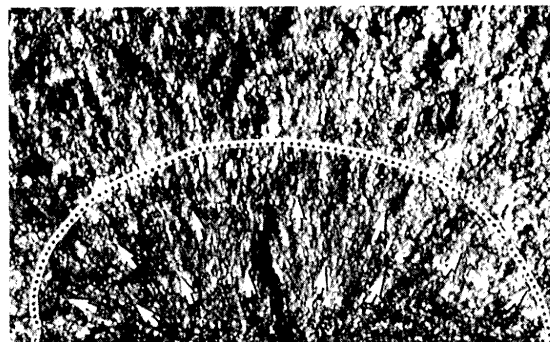


図 4-19 破壊の起点となったボア部の鍛造欠陥 (文献 (14) より)

(3) エンジンを利用した油圧系以外の制御システム構築の検討

(4) エンジンのボア部に適した検査法とその信頼性を確立すること

以上のうち(1), (2)はアロハ航空事故以後にスタートした経年機の安全性向上プロジェクト(4. 1. 10. 3参照)の中にも取入れられ研究が進められている。

4. 2 ハードウェア・構造破壊事故事例に潜む事故要因分析

表4-2に4. 1節で詳細に解説した事故を含めてコメット機(1954年)以降に発生した、材料・構造・整備不良等ハードウェアの不具合に起因した主な事故例について示す。

ここではそれらの事故を含めて、ハードウェアの損傷

に起因した事故を引き起こすきっかけとなった主な要因についてさらに分析を試みることにする。表4-3は材料・構造・エンジンなどのハードウェアの不具合が主な原因となった死亡事故についてその要因をさらにハードウェア、ヒューマンファクター、環境及びマネジメントに分類した結果を表4-2の主要事故(16件)と構造関連の全事故(356件)のうちからその要因が明らかなものについて示したものである。なお表の結果は1件の事故についてもいくつかの要因が重畳していることが明らかなる場合はそのすべてについてカウントしているため必ずしも数値が件数に相当している訳ではない。

同表から構造等に起因した事故では、整備・検査時の欠陥の見逃し、あるいは怠慢などによるミス、材料や製造時の欠陥からの疲労破壊、及びメーカーあるいは運航会社のマネジメントの不備などが主な要因となっている

表4-2 材料・機体整備不良等に起因した主な事故

年月日	機 種	場 所	エアライン	死亡者	事故の様子	主 原 因
54. 1. 10	コメット I	地中海上空	BOAC	35	空中分解	自動方向アンテナ孔からの疲労破壊
54. 4. 8	コメット I	地中海上空	BOAC	21	空中分解	自動方向アンテナ孔からの疲労破壊
57. 3. 14	バイカウント	リングウェイ	BEA	20	民家に墜落	フラップ金具の金属疲労
59. 6. 26	スーパーコンステレーション	バリ郊外	TWA	68	空中分解	雷雨中の静電気による燃料タンク爆発
67. 3. 5	コンペア 580	マルセール	レークセントラル	37	空中分解	プロペラトルクピストンの窒化処理ミス
71. 10. 2	バンガード	アーセル	BEA	63	地上にダイブ	圧力隔壁の疲労破壊
72. 6. 12	DC-10	ウィンザー	アメリカン	0	急減圧	貨物室ドアのロック機構設計不良他
74. 3. 3	DC-10	バリ郊外	トルコ航空	346	墜落	貨物室ドアのロック機構設計不良他
74. 6. 8	バイカウント	コロンビア	コロンビア	44	地上ダイブ	水平尾翼の疲労破壊
77. 5. 14	B-707	ルサカ	ダンエア	6	墜落	設計不良で水平尾翼の疲労破壊
79. 5. 25	DC-10	シカゴ	アメリカン	271	墜落	エンジン整備ミスによる疲労・脱落
81. 8. 22	B-737	台湾	遠東航空	110	空中分解	腐食疲労による機体のMSD
85. 8. 2	B-747	群馬県	JAL	520	山に衝突	修理ミスによる圧力隔壁の破壊
88. 4. 28	B-737	マウイ上空	アロハ	1	急減圧	腐食によるMSDで機体破損
89. 7. 19	DC-10	スーシティ上空	ユナイテッド	111	不時着	エンジンディスク疲労破壊による制御不能
92. 10. 4	B-747	アムステルダム	イスラエル航空	204	アパートに墜落	エンジン懸下金具の腐食か疲労

表4-3 材料・設計・構造の不具合による事故の要因

データソース	ハードウェア				ヒューマンファクター						環境		マネジメント			
	設計	材料	製造	評価試験	整備(作業)員		コミュニケーション	クルーの誤用	整備環境	過大荷重	監督官庁	会社	マニュアル			
					見落とし・馴れ	勘違い								疲労	怠慢	技量
表4-2(16件)の事故の要因	3	1	3	4	9	3	?	6	1	3	?	4	2	3	8	2
	20%				42%						12%		25%			
全構造損傷事故(356件)の要因	16	18	28	4	81	5	3	41	4	3	21	3	23	5	26	4
	23%				55%						9%		12%			

ことがわかる。このようにハードウェアの問題に関して、もやはりヒューマンファクタが大きく関与しているため、今後この分野の課題克服が重要であることが指摘される。

5. おわりに

1954年に起きた世界初の気密客室を備えたジェット旅客機コメットI型機の事故から1994年現在に至るまでの全備重量が5.7トン以上の民間航空機に関する死亡事故を中心としたデータベースを作成し、事故原因、事故形態の分析およびそれらの時代的推移などについて分析した結果について示した。また機体構造の安全性の向上を追求する立場から、材料、構造、整備等ハードウェアの不具合が主原因となった典型的な事故事例について示し、それらの事故に内在する要因を分析した結果についても示した。

時の推移とともに航空輸送量は急増しているものの死亡事故件数はほとんど一定で増加していき、今日では自動車等に比べはるかに事故率も低く、最も安全な輸送手段の一つとなっている。これは材料開発、コンピューターを駆使した設計技術、信頼性や破壊強度の学問、システムエンジニアリングなどの長足の進歩がもたらした産物の結果と言えよう。さらなる事故率の低減のためにこれらの技術の研究・開発はたゆまず続けていく必要があることは論をまたないことであるが、ここ数年事故率の低減がそれほど進んでいないことは進むべき技術の方向に新たな課題を投げかけていると言える。

それは1994年4月に名古屋空港で起きた中華航空のエアバス機墜落の事故に端的に窺われるように安全性の向上を図るためには、(1)自動化の徹底をはかり、機械やシステムにすべてを任せるべきか、(2)人と機械やシステムが共存し、協力し合ってオペレーションを行うべきか、が問われているのが現状である。いずれにしても、マシンのインターフェースの在り方を考慮した技術の発展

が望まれていると言えよう。

終わりにあたり、本研究が今後の航空安全の向上の参考になれば幸いである。

本研究の基礎となる航空事故データベースの作成にあたり、細谷千明、山岸やよい、平山陽子、小田祐子の各氏にはデータ入力等に協力を戴いた。謝意を表わしたい。

参考文献

- 1) Statistical Summary of Commercial Jet Aircraft Accident, Boeing Commercial Aircraft Group, (March, 1995).
- 2) ICAO Aircraft Accident Digest, Vol. 6-2 (1956), pp. 16-45.
- 3) 同上, Vol. 9-55 (1959), pp. 238-240.
- 4) 同上, Vol. 10-13 (1961), pp. 51-58.
- 5) 同上, Vol. 16(3)-8 (1968), pp. 50-55.
- 6) 同上, Vol. 17(1)-19 (1968), pp. 118-131.
- 7) 同上, Vol. 21-12 (1977), pp. 116-125.
- 8) 柳田邦男; 航空事故(中公新書)昭和60年1月(第14版) pp. 8-80.
- 9) ICAO Aircraft Accident Digest, Vol. 22-18 (1979), pp. 185-246.
- 10) 同上, Vol. 25-7 (1983), pp. 132-206.
- 11) 運輸省航空事故調査委員会, 航空事故調査報告書 No. 62-2 (昭和62年6月).
- 12) 全日本空輸総合安全推進委員会編, The Montage (平成3年), pp. 174-234.
- 13) National Aging Aircraft Research Program Plan, FAA Technical Center, US Dept. of Transportation (1993 Oct.), p. 5.
- 14) 国家輸送安全委員会(NTSB)編, Aircraft Accident Report 90/06 (1990).

航空宇宙技術研究所報告1279号

平成7年11月発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺東町7-44-1
電話 三鷹(0422)47-5911(大代表) ㊦182
印刷所 株式会社 共 進
東京都杉並区久我山5-6-17

Printed in Japan