

Title	航空機用電子機器の故障解析と信頼性改善に関する研究
Author(s)	村田, 忠
Citation	大阪大学, 1979, 博士論文
Version Type	VoR
URL	<a href="https://hdl.handle.net/11094/2714">https://hdl.handle.net/11094/2714</a>
rights	
Note	

*Osaka University Knowledge Archive : OUKA*

<https://ir.library.osaka-u.ac.jp/>

Osaka University

# 航空機用電子機器の故障解析 と信頼性改善に関する研究

昭和53年11月

村 田 忠



# 航空機用電子機器の故障解析 と信頼性改善に関する研究

昭和53年11月

村 田 忠

## 内 容 梗 概

本論文は、筆者が株式会社 島津製作所航空機器事業部において航空機用電子機器 Air Data Computer (ADC) の信頼性改善を目的として行った研究の成果をまとめたもので、緒論、結論を含めて7章から構成されている。

第1章は、本論文全体にわたる緒論である。まず、信頼性研究の歴史について述べ、次に本研究を開始した理由、研究の内容および成果の概要を示している。

第2章においては、研究の対象とした電子機器ADCに関し、まず信頼性研究を進める上で必要とする程度の構造・機能を説明するとともに、この機器の信頼性の実情を4年間にわたって実測したMTBFで示している。ついで、実測MTBFを与えているデータを詳細に解析し、機器の動作時間および故障の種類から実測値を修正するのがより合理的であることを指摘し、修正係数を使って実測MTBFを評価し、これを固有MTBF(予測MTBF)と比較している。また、信頼度指標を理論面から検討するためワイブル関数表示による累積分布関数、確率密度関数および故障率関数を各種パラメータとともにグラフ的に解析している。この際、機器の故障分布の推移状況をより適確に示すため従来とは異なる新しいパラメータの関係式を誘導している。

第3章においては、電子機器ADCの実際の使用状況のもとでの故障現象および故障原因究明に関するデータを7年間にわたって収集し、それらを分析整理して、この機器の故障現象および故障原因を類別している。あわせて、この機器の故障内容の特徴、さらに機器構造および機器使用法からくる故障の傾向を明らかにしている。また、使用環境等に関係した機器の故障現象の再現性の問題についても言及している。

第4章においては、機器が実際の使用段階に入る前に機器の機能および信

信頼性を確認するために行う環境試験について論じている。まず、各種の試験規格の現状を示し、それらに基づいて実施される試験の方法を検討している。さらに、電子機器で実際に行った環境試験での故障および故障原因での問題点を指摘し、ワークマンシップ関係と部品選定の重要性を含め機器の設計・製造上で留意すべき事項を明らかにしている。

第5章においては、故障のとくに多い部品であるポテンシヨメータとメカニカルクラッチの故障および信頼性改善について述べている。ポテンシヨメータについては、その故障の主原因が“しゅう動雑音”であることを明らかにし、巻線材料面からの改善法として新しい巻線材料を用いたポテンシヨメータを提案し、それが長寿命であることを雑音寿命試験によって確認している。また、この部品の故障が主として摩耗性故障であることを明らかにし、機器整備に予防保全方式を導入するのが有効であることを指摘するとともにこの方式の導入に必要な雑音許容値をシステム試験によって設定している。

メカニカルクラッチについては、その部品故障の主原因が金属の摩耗粉であることを指摘し、部品構造と材料の変更による新しい形のメカニカルクラッチを提案し、連続試験によってそれが長寿命であることを確認している。また、この部品の改善が、その従属故障であったサーボモータの故障も減少させ機器の信頼性改善に寄与したことについても述べている。

第6章においては、作業者のワークマンシップに関する考察を行っている。まず、ワークマンシップの要因を分析し、対策と処置を示している。つぎに、機器の修理作業法を大きく変更した場合の事例を通して、ワークマンシップの機器信頼度に及ぼす影響度を数量的に表わすことを試み、それがワイブル関数の組合わされたパラメータで表現できることを述べている。このことによって、機器信頼度が、意識するとしないとにかかわらず作業者の作業習熟度に深いかわりがあり、作業者のワークマンシップが機器信頼度に著しい影響を与

えることを明らかにしている。

第7章は結論である。まず、本研究によってもたらされた電子機器ADCの信頼性改善を示した後、本研究で得られた成果を述べている。本研究での経験にもとづいて、この種の電子機器の信頼性改善プログラムの策定と実行についての問題点も指摘している。

付録においては、研究対象とした航空機用機械機器について、信頼性検討のため長期にわたって実際の使用状況のもとにおけるデータを収集し、各種の層別分析を行っている。まず、故障原因に関する分類と年毎の推移を示し、つぎにワイブル確率紙によって分析した機器の故障パターンの時間推移上の問題点を論じている。

## 関 連 発 表 論 文

- (1) 村 田：“航空機用電子機器の信頼度の推移例”，信学論誌（C），  
Vol 59-C, № 6, pp 333-338. (1976年6月)
- (2) T. Murata：“Reliability case history of an airborne  
Air Data Computer”，IEEE Trans. Reliability, Vol R-  
24, № 2, pp 98-102. (1975年6月)
- (3) T. Murata：“Reliability case history of an airborne  
Air Turbine Starter”，IEEE Trans. Reliability, Vol  
R-25, № 5, pp 302-303. (1976年12月)
- (4) 村 田：“信頼性向上のための設計テクニック”，設計製図学会論誌，  
Vol 11, № 50, pp 16-23. (1976年3月)
- (5) 村 田：“航空機用電子機器の信頼性の一例”，航空宇宙学会論誌，Vol  
25, № 276, pp 9-16. (1977年1月)
- (6) 村 田：“航空機用電子機器のノイズリミット決定法の一例”，信学論誌  
（C），Vol 59-C, № 1, pp 61-62. (1976年1月)
- (7) 村 田：“ポテンショメータのしゅう動ノイズについて”，信学論誌（C），  
Vol 59-C, № 7, pp 466-467. (1976年7月)
- (8) 村 田：“ポテンショメータの信頼性について”，電気通信学会，信頼性  
研究会資料. (1967年2月)
- (9) 村 田：“ポテンショメータのしゅう動ノイズについて”，電子通信学会，  
機構部品研究会資料，EMC 72-17. (1972年9月)
- (10) 村 田：“M I Lの立場から見た機器環境試験の現状”，電子通信学会，  
信頼性研究会資料，R 72-29. (1973年2月)
- (11) 村 田：“ポテンショメータの信頼性について，連続作動ノイズ試験”，

- 電子通信学会，信頼性研究会資料，R73-2. (1973年4月)
- (12) 村田：“ワークマンシップの信頼性にあたえる影響”，電子通信学会，  
信頼性研究会資料，R73-15. (1973年10月)
- (13) 村田：“電子機器のMTBFの予測と実測に関する一考察”，電子通信  
学会，信頼性研究会資料，R73-24. (1973年12月)
- (14) 村田：“電子機器の信頼性改善の一例”，電子通信学会，信頼性研究会  
資料，R73-25. (1974年2月)
- (15) 村田：“航空機用電子機器の信頼性の一例”，航空宇宙学会，飛行機シ  
ンポジウム資料，7C5. (1973年11月)
- (16) 村田：“設計審査における技術者の役割り”，日本科学技術連盟，関西  
信頼性研究発表会資料，№11. (1969年12月)
- (17) 村田：“航空機用電子機器の信頼度の推移例”，日本科学技術連盟，  
第4回信頼性・保全性シンポジウム資料，№IB-1. (1974年4月)
- (18) 村田：“ワークマンシップと電子機器の品質に関する一考察”，日本科  
学技術連盟，京都品質管理大会資料，№306. (1975年5月)
- (19) 三根，越川，村田：“電子技術者の信頼性工学”，総合電子出版社.  
(1977年6月)
- (20) 村田：“信頼性の評価”，静電気学会，研究会資料，A-77-10(12).  
(1977年12月)



# 航空機用電子機器の故障解析 と信頼性改善に関する研究

## 目 次

第1章 緒 論 .....	1
第2章 航空機用電子機器の信頼度 .....	5
2.1 緒 言 .....	5
2.2 Air Data Computerの構造, 機能 .....	5
2.3 MTBFの要求値と予測値 .....	8
2.3.1 MTBFの要求値 .....	8
2.3.2 予測MTBF .....	8
2.4 MTBFの実測値とその推移 .....	13
2.4.1 機器MTBFの実測 .....	13
2.4.2 実測MTBFの推移 .....	13
2.4.3 予測値と実測値の比較および修正係数 .....	19
2.5 信頼度指標とワイブルパラメータの関数 .....	25
2.5.1 ワイブル関数で記述された信頼性諸量 .....	26
2.5.2 $F(t)$ , $f(t)$ , $\lambda(t)$ のパラメータ依存性 .....	27
2.6 結 言 .....	35
第3章 航空機用電子機器の故障解析 .....	37
3.1 緒 言 .....	37
3.2 フィールドデータの収集 .....	37

3.3	故障現象	38
3.4	故障原因	40
3.5	結 言	43
第4章	機器の環境試験の検討	45
4.1	結 言	45
4.2	環境試験法	47
4.3	試験内容と試験結果	50
4.3.1	環境試験の編成	50
4.3.2	試験結果の分析	52
4.4	結 言	53
第5章	ポテンシオメータとメカニカルクラッチの信頼性改善	55
5.1	結 言	55
5.2	ポテンシオメータの故障とその信頼性改善	57
5.2.1	ポテンシオメータの構造と主要材料	57
5.2.2	しゅう動雑音現象とその発生メカニズムおよび改善策	59
5.2.3	しゅう動雑音測定法	60
5.2.4	雑音寿命試験と貴金属巻線による改善効果	71
5.2.5	雑音許容値	77
5.3	メカニカルクラッチの故障とその信頼性改善	83
5.4	結 言	86
第6章	ワークマンシップと機器信頼性	89
6.1	結 言	89

6.2	ワークマンシップの要因とワークマンシップ向上のための対策	90
6.3	新修理方式導入時におけるワークマンシップと信頼性の関係	94
6.3.1	新修理方式適用機器の故障分布の推移	94
6.3.2	信頼度指標による検討	96
6.4	結 言	97
第7章	結 論	99
7.1	信頼性改善の実証	99
7.2	本研究で得られた成果	101
謝	辞	105
文	献	106
付	録	112
A.1	航空機用機械機器の故障解析	112
A.1.1	結 言	112
A.1.2	対象とする機械機器とその構造	112
A.1.3	機器MTBFの実測値とその推移	112
A.1.4	故障原因とその頻度	114
A.1.5	ワイブル確率紙による分析	116
A.1.6	結 言	117

## 第1章 緒 論

信頼性研究の芽生えは、第2次世界大戦の頃にさかのぼることができる。当時の電子機器や装置に関する故障統計によると<sup>(1)</sup>、米空軍が極東方面に輸送した航空機用電子機器の約60%は到着時すでに故障しており、また、保管されていた補用の部品や機器の50%は、使用前に使いなくなっていたといわれている。このように、米軍部は通信機器のみでなく、航空機用レーダ装置やその他の地上機器を含めた電子機器について多数の故障で悩まされていた。それまで行われてきた品質管理によるきびしい製品検査を実施した後出荷された機器であるにもかかわらず、このように使用時の不具合続出のため、従来の品質管理に対する深い反省という立場から軍官民一体となって機器の信頼性研究が開始されていった<sup>(2)</sup>。

米国における初期の信頼性研究の対象は、もっぱら電子管であったが、その理由は当時の電子機器の故障の大半が電子管に起因していたからであった。そのため、まず1943年頃から高信頼性電子管の開発要望が高まり、その電気的特性だけでなく、振動、衝撃などの耐環境因子を重視するような規格が各種委員会によって作成された。

1950年代は、信頼性に関する研究が本格的に推進された時代である。すなわち、電子管の対策が進んでも機器の故障原因が未だかなり残されていた。そこで、電子管以外の機器信頼性を阻害する原因の解明も開始された。まず、1950年米国防省研究開発局は電子機器の信頼性に関する特別調査グループを結成した。さらに、1952年に米国防省の国防次官室は、信頼性に関する助言機関として *Advisory Group on Reliability of Electronic Equipment* (AGREE) を設けた。この機関の活動はめざましく、1957年にAGREE報告書として、信頼度数値の明確化、設計開発手順をはじめ機器の梱包、輸送、

保管に至るまでを含めた 9 項目の勧告を行った<sup>(3)</sup>。この勧告内容は、その後の米軍仕様書をはじめ各種の規格の基礎となっている<sup>(4),(5)</sup>。

このような状況において、信頼性研究に一層の拍車をかけたものは、電子計算機と人工衛星の開発である。1946年に作られた電子管使用の世界最初の電子計算機 ENIAC には 18000 本の電子管が使用されていたが、当時の電子管の故障率は  $1/10^4$  ( $1/\text{hr}$ ) にすぎなく、そのため平均して約 30 分間に 1 回の割合いで電子管を交換したことになる。一方、中距離弾道ミサイルであるタイタンの部品点数は約 7 万点といわれており、これに対して 1969 年人間の月着陸を成功させたアポロ 11 号に使用されたサターン V 形ロケットの部品点数は 570 万点であり、月着陸船をも含めた全構成部品点数は 720 万点に達するといわれている。この膨大な部品からなる装置が故障なく機能を十分発揮させるようにするためには、信頼性思想および信頼性手法を設計段階は勿論、製造段階、試験段階にとり入れることが必須となり、信頼性研究はこのアポロ計画において一つの頂点に達した感がある<sup>(6)</sup>。

信頼性研究の流れからみたおおよその歴史は上記の通りであるが、信頼性研究は理論的研究と実践的研究に大別される。これまでは理論的研究報告<sup>(7)~(12)</sup>や実践的研究報告としても半導体素子や部品に関するものが多く、<sup>(13)~(18)</sup> 機器に関して部品から完成機器に至る一貫した研究は、ほとんど報告されていない現状である。

また、上記のような経緯で発展してきた信頼性研究であるが、そこで信頼度という言葉は次のように定義されている。“信頼度は系、機器、部品などが規定の条件で、意図する期間中、規定の機能を遂行する確率である。”<sup>(19)</sup> そして信頼性研究では、信頼度指標として機器が故障するまでの平均の故障間隔という意味の MTBF (Mean Time Between Failures) が現在最も多く用いられている。したがって、本研究においても機器の MTBF を中心として信頼

性の議論を進めている。

新しく開発される航空機用電子機器では、試作開発試験、環境試験（認定試験）、信頼度試験および飛行試験の各種評価試験を行い、設計不良による不具合や材料、部品またはまずい製造法に基づく不具合を十分取除くよう考慮されているにもかかわらず、なおフィールドにおける使用初期に予想した件数以上の不具合数が発生し、機器設計時に予測したMTBFより実測MTBFが著しく低くなることが多い。

本論文で研究対象とした航空機用電子機器（飛行中に高度、速度等の飛行情報を連続的に演算して他の電子機器に飛行情報を伝送するアナログコンピュータ）は、設計時のMTBFよりフィールドにおける実測MTBFが著しく小さく、当初準備していた予備の機器台数だけでは飛行計画が予定通り行えず、航空機の運用上、重大な支障が生じた。この状況が、フィールドにおける機器の信頼性向上を図るといふ本研究を開始するきっかけを与えた。すなわち、人命とのかかわりあい上、信頼性を特に重視する航空機用電子機器において、フィールドにおける機器の信頼性改善を行うため、まず機器の故障内容をフィールドデータに基づいて分析調査し、データに含まれている顕在的な現象と、その背後にある潜在的原因をも含めて研究し、機器構成部品の故障分析と改善を長期間にわたって繰返し行った。そのなかで使用データを基にしてこれまで単純に求められてきた機器のMTBFの計算式について問題点を指摘し、故障の内容と機器の使用状態を考慮した修正係数を用いることを提案し、機器の実測MTBFと固有MTBF（予測MTBF）の比較を合理的なものにした。

本研究対象の電子機器は、その雑音許容値が明示されないまま自動操縦システムの一構成部品として使用されていた。近年、システムを構成する他の電子機器とともに本電子機器も作動上、雑音過大と判断されて使用者側から返還される機器故障が続発した。

この問題を本論文のテーマである信頼性技術面から改善することにした。まず、本電子機器の雑音許容値を決めるため新しく官能試験の技法を取り入れ、自動操縦システムを構成する他の機器と共に地上でジェット航空機と大勢のパイロットを動員して雑音測定のため特殊なシステム試験を実施した。この試験を通じて、これまできめることができなかった雑音許容値について、システム作動要求上から本電子機器の雑音許容値を詳細に決めることに成功した。

更に、本電子機器の主要な雑音源となっていた部品であるポテンショメータについて、その雑音原因を究明後、材料面から部品改善を行い、連続寿命試験によって改良形のものが従来形のものより約1.6倍長寿命であることを実証した。

次に、ワークマンシップと信頼性の関係について、作業者のモラルアップを重視した新しい面から検討を加えてワークマンシップの要因分析を行った。更にワークマンシップの手法とその改善効果を述べ、ワイブル関数のパラメータ $m\sqrt{t_0}$ でその改善効果が表現できることを論じた。

以上の通り、本研究では機器の固有技術を通じて信頼性技術のフレームワークのなかで各種の改善努力とその結果の調和をとりながら機器全体の信頼性改善策を実施した。その結果、これまで低い値であった機器の信頼度実測値を2倍に改善させることに成功した。

本論文は、このように航空機用電子機器の具体的な問題解析によるケーススタディを通して実践的な一連の信頼性研究を示している。

本研究で採用した研究方法および得られた成果は、一般電子機器の設計段階、製造段階はもとよりフィールドにおける使用段階において、機器信頼性改善を図る上での基本的な考え方や研究指針として役立つものである。

## 第2章 航空機用電子機器の信頼度

### 2.1 緒 言

本研究は、航空機用電子機器“Air Data Computer”を対象にして、その信頼性改善を目的としたものであるが、本章では、この機器について1970年から1973年にわたるMTBF(Mean Time Between Failures)の実測値の推移をとりあげ、この機器の信頼性改善が重要な課題としてとりあげられねばならなかった事情を含め、信頼性の実情を示している。

まず、電子機器“Air Data Computer”について、その構造、機能および機器仕様書で規定されている固有MTBFを示すとともに、予測MTBFを求めている。MTBFの予測にあたってはMIL-HDBK-217<sup>(20)</sup>に準拠した方法をとっている。

ついで、この機器に対する信頼性改善の効果があらわれた前後の1970年から1973年にわたるMTBFの実測値を示し、実測値を予測値と比較している。この比較にあたって、単に実測値をそのまま予測値と比較するだけでなく、実測値を与えているフィールドデータを詳細に分析している。

また、本章の主題と直接に関係はないが、後章との関連のため、2.5節でワイブル関数の解析をとりあげている。これは、機器の信頼度をあらわす関数にワイブル関数を用いるが、より適当な形で使いやすくするため、ワイブル関数表示の累積分布関数 $F(t)$ 、確率密度関数 $f(t)$ および故障率関数 $\lambda(t)$ と各種パラメータの関数をグラフ的に解析したものである。

### 2.2 Air Data Computerの構造、機能

本論文で研究の対象としてとりあげた航空機とう載用電子機器は、サーボ機構を有するアナログタイプのAir Data Computer(以下ADCと略記する)



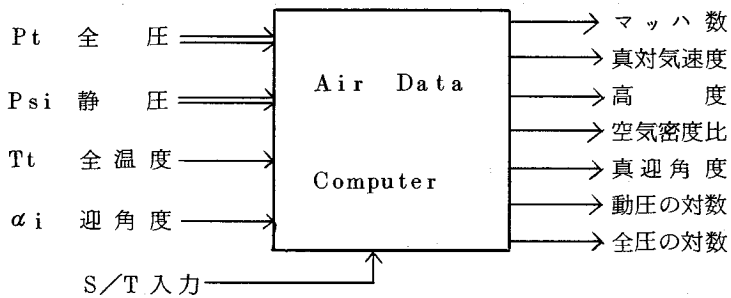


図2.1 ADCの入出力信号

である。この機器は、図2.1に示すように、飛行中の航空機のピトー管から2つの空気圧信号 ( $P_t$ ,  $P_{s i}$ )、温度検出部から抵抗値で与えられる温度信号 ( $T_t$ ) および迎え角センサから電気角度で与えられる迎え角信号 ( $\alpha_i$ ) を入力信号とし、連続してアナログ的な演算を行い、航空機のマッハ数、真対気速度、高度、空気密度比等の飛行情報を電気信号の形で自動操縦装置、脚警報装置および火器管制装置の他の電子機器に送る装置である。このADCは図2.2に示すように switch, potentiometer, servomotor, synchro, transistor等の電気・電子部品および clutch, small gear, differential gear, log-gear, pressure sensor等の小形精密機械部品の多数の部品で構成されており、主要電気部品382個を含め部品の総数は3660個である<sup>(2)</sup>。

ADCの出力信号は、速度については0.2マッハから2.5マッハまで、高度については80 k feetまでの広範囲にわたる高精度の信号である。図2.3はADCの実物写真であり、その外形寸法は200(H) × 112(W) × 585(L) mmである。

全構成部品	3 660 個	電気部品	382 410 (導線) 792 個	抵抗器	固定型	巻線型	30
						カーボン型	103
					可変型	トリムポット	10
						ポテンショメータ	31
					キャパシタ		58
					トランス		25
					トランジスタ		39
					ダイオード		17
					スイッチ		12
					リレー		7
					サーボモータ		5
					シンクロ		4
					コネクタ		32
					端子板		5
					導線		410
					その他		4
					機械部品	2 868 個	ギヤ
	ベアリング		121				
	ワッシャ		518				
	ナット		83				
	スクリュ		554				
	ピン		66				
	リング		22				
	インサート		178				
	クランプ		56				
	その他		1 182				

図 2.2 ADC の構成部品

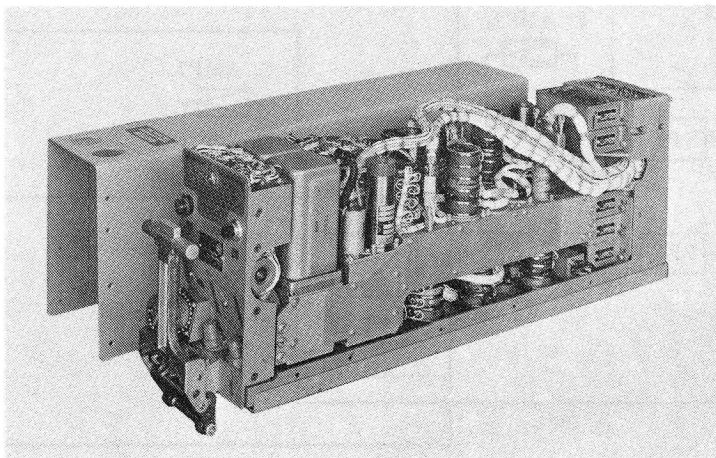


図 2.3 ADC の外観構造

## 2.3 MTBFの要求値と予測値

### 2.3.1 MTBFの要求値

A D Cの設計基準仕様書において機器信頼度は、次のように規定されている。

- (1) 信頼性一般：信頼性の高い電子機器を製造するため、信頼性は機器開発の初期段階からはじまり全期間にわたって常に考慮されること。機器設計においては既に品質のよく知っている部品を使用することは勿論のこと、回路についても既に保証されたものを採用すること。作動のクリチカルな回路は使用をさけるべきであり、全ての部品は製造ムラ、エージングおよび環境条件下による性能劣化が少なく十分公差内にとどまるものであること。
- (2) 機器の固有信頼度 (inherent reliability)：設計目標として、この機器の固有信頼度は規定された作動環境条件のもとで300時間以上のMTBFを有すること。

### 2.3.2 予測MTBF

- (1) 信頼度ブロック図と予測式<sup>(2)</sup>

機器の信頼度予測とは、機器の信頼度を与える理論式を導き出し、これによっ

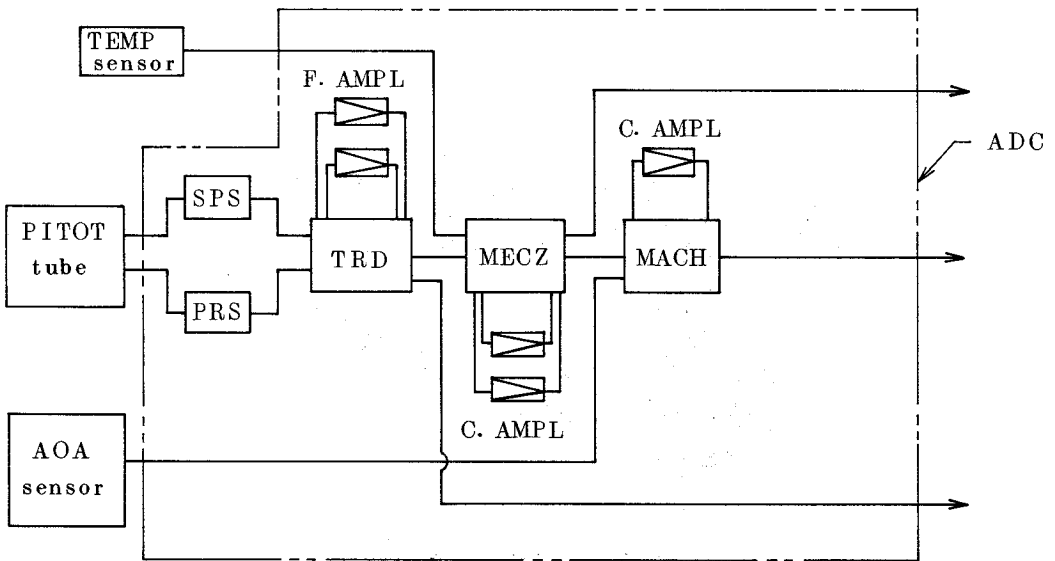


図2.4 ADCの信頼度ブロック図

て、その値を算出評価することである。ADCの信頼度ブロック図を描いてみると図2.4のようになる<sup>(23)</sup>。したがって、ADCの信頼度は8個のブロック(表2.2参照)の信頼度によって与えられるし、また各ブロックの信頼度はブロックを構成する部品の故障率をもとにして与えられる。

いま、ブロックを構成する各部品の故障生起が互いに独立であるとする、ブロックの故障率は、各部品の故障率の和で与えられる。ブロックもまた故障生起に関して独立であるとされるから、機器の故障率 $\lambda(t)$ はブロックの故障率の和で、したがって、機器を構成する全部品の故障率の和で与えられる。各部品の故障率 $\lambda_i$  ( $i=1, 2, \dots, N$ ,  $N$ は部品の総数)は、厳密には時間の関数であるが、実際には時間に対してほぼ一定の値をとる期間が存在し、またこの期間が機器を使用する主要な期間になる。よって、この期間のみを考えることにし、各部品の故障率を一定とすると、機器のMTBFは機器の

故障率  $\lambda = \sum_{i=1}^N \lambda_i$  の逆数で与えられ、

$$MTBF = \frac{1}{\sum_{i=1}^N \lambda_i} \quad (2.1.a)$$

となる。機器の故障率を評価するにあたっては、さらにそれらの使用環境を考慮に入れなければならない。各部品に対する使用環境の苛酷度を環境係数 $K_i$ で表現することになると、各部品の使用環境を考慮に入れたMTBFの予測式は、次式で与えられる。

$$MTBF = \frac{1}{\sum_{i=1}^N K_i \lambda_i} \quad (2.1.b)$$

(2) MIL-HDBK-217によるMTBFの予測

ADCを構成する部品の故障率の値について、信頼性の高い1つの資料にMIL-HDBK-217による故障率表がある。この表の値は、故障物理の面からの考察を含め、部品に加わる環境的ストレス、電氣的ストレス等を考慮してこれまでに求めてきたものを集めたものである。MIL-HDBK-217に示されている部品故障率を用いてADCのMTBFを予測した結果を表2.1および表2.2に示す。

表2.1 MIL-HDBK-217による部品別予測表 (1例)

区分	回路符号	部品番号	品名	周囲温度(°C)	定格電圧又は(電力)	印加電圧又は(電力)	ディレーティング	$\lambda$ %/10 <sup>3</sup> (1/hr)	K $\lambda$ %/10 <sup>3</sup> (1/hr)
5	MG1	534907-1	motor	60	115	115	1	2.55	
	B 2	534972-1	synchro	60	26	26	1	0.12	
	B 3	534972-1	synchro	60	26	26	1	0.12	
		536950-1	$\alpha_t$ pot	60	1W	-	-	1.042	(2 cup)
		536945-1	MACH pot	60	1W	-	-	2.085	(4 cup)
	J 4	SRE50PJ	connector	60	-	-	-	0.027	
	TB4	513014-3	T. board	60	-	-	-	-	
	R22	MS35043-11	resistor	60	0.5W	$9 \times 10^{-5} W$	<0.1	0.001	
							5.945	38.645	

表2.2 MIL-HDBK-217による部分組立品別予測表

区分	部分組立品※	個数	$\lambda$ %/1000	$K\lambda$ %/1000	MTBF (hr)
1	static pressure sensor	1	0.036	0.234	
2	pressure ratio sensor	1	0.036	0.234	
3	transducer subassembly	1	4.748	30.862	
4	mechanical assembly	1	17.683	114.940	
5	mach assembly	1	5.945	38.645	
6	filter amplifier	2	2×1.427	2×9.275	
7	control amplifier	3	3×0.312	3×2.028	
8	chassis assembly	1	2.832	18.408	
計			35.070	227.960	438.59
(1) 環境係数 $K=6.5$ (2) 機構部品の補正係数 1.2を考慮した場合					
$MTBF = \frac{1}{1.2 \Sigma K \lambda} = 365(\text{hr})$					

※ 図2.4のブロック名称参照

(3) 機器製作者の部品故障率表によるMTBFの予測

実際に、ADCを製作する立場にあるメーカーにおいても、きびしい見方をし、部品の故障率について独自に資料を整えている。これによる部品の故障率の値をもとにしてMTBFを予測した結果を表2.3に示す。なお、表中の部品の故障率は部品の環境係数を含んでいる。

表 2.3 メーカーの故障率表による予測 M T B F

部 品	故障率 $10^{-5}/hr$	路														n $n\lambda(10^{-5}/hr)$	$\Sigma n\lambda(10^{-5}/hr)$	M T B F (hr)
		S P S	P R S	AL T I T U D E	M A C H	$\rho / \rho_0$	$\alpha_t$	T A S	L n P t	L n Q c	S / T	o t h e r						
bellows Qc	1.0		1												1	1		
bellows eva.	2.0	1	1												2	4		
moving assy	5.0	1	1												2	10		
gear train	0.8	1	1	7	12	2	4	5	2	2					36	28.8		
diff. mecha.	0.75			1	1		1		1	1					5	3.75		
cam & follower	0.5	1		2	1		2		1	2		1			10	5		
cam gear	0.5						2								2	1		
E - core	1.0	1	1												2	2		
transistor	6.0			1	1	1	1	1							5	30		
magnetic clutch	5.0			2	1		1								4	20		
slip clutch	5.5			1			1	1	1						4	22		
motor-generator	4.0			1	1	1	1	1							5	20		
potentiometer	5.0			7	4	3	2	8	2	4	1				31	155		
resistor W.W	0.3			1	1			2				9			13	3.9		
switching NW	2.4			2	2		1								5	12		
switch 1PST	0.75			1						1		1			3	2.25		
switch 1PDT	1.0											9			9	9		
relay 2PDT	1.5			2	2	1	1	1							7	10.5		
transformer	0.33			2	2	2	1	1	1	1					10	3.3		
synchro	0.5			1	1		2								4	2		
other																		
計		5	5	31	29	10	20	20	8	11	19	2	160		351	285		

#### (4) MTBF 予測値の評価

2種の部品故障率を基にして予測したADCのMTBFの値は、それぞれ365時間、285時間である。一方、仕様書で規定されている固有MTBFの値は300時間である。このことによって、つぎのことが確認できる。

a) MIL-HDBK-217 に示されている故障率をもつ部品を使うことによって、じゅうぶん仕様書で要求されている固有MTBFが実現できる。

b) ADCを製作するメーカーのもつ故障率表によれば(この表による値はかなりきびしい数値をとっている)、ほぼ仕様書で要求されているMTBFを達成できるが、なお一層、各部品に示されている値以下の故障率をもたせるよう部品改善の努力が必要である。

### 2.4 MTBFの実測値とその推移

#### 2.4.1 機器MTBFの実測

この電子機器ADCには通電時間を表示する time-elapsed meter は取付けられていないが、航空機の飛行時間の月当り累計とADCの故障件数および故障内容はフィールドにおける専門の整備員により詳細に記録され、それらが、ユーザ組織の中央機関に報告されるような体制になっている。ADCの実測MTBFは、この記録にもとづいて航空機の月当り飛行時間とフィールドにおける月当り機器の故障件数から求めたものである。なお、機器の故障については、航空機のパイロットが飛行中、機器作動またはシステム作動に異常ありと判断したものをすべて故障とみなしている。

#### 2.4.2 実測MTBFの推移

##### (1) 月別および年別実測MTBF

電子機器ADCについて、1970年1月から1973年4月にわたってフィールドの実測MTBFを求め、その結果を図2.5に示す。<sup>(24)</sup> この図で実線の折線は



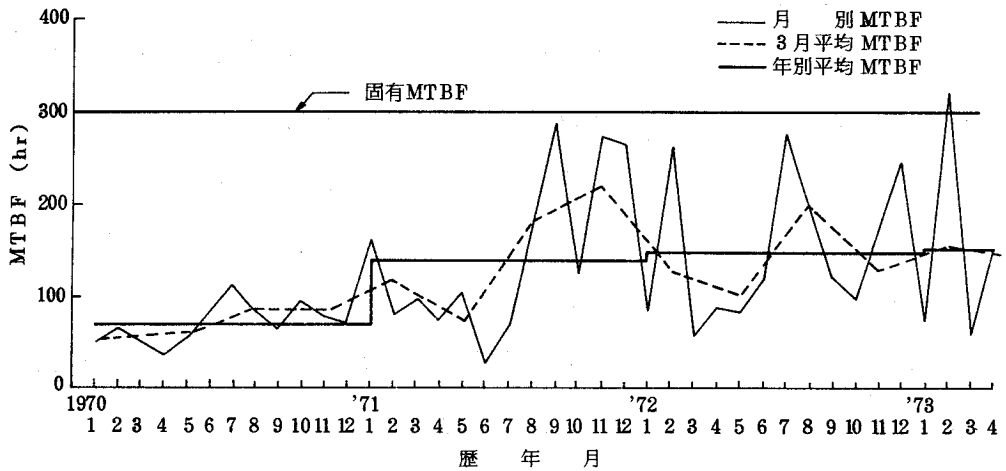


図 2.5 機器の実測 MTBF

月別の MTBF を、点線は 3 か月平均の MTBF を、さらにステップ状の実線は年平均の MTBF をそれぞれ示している。また、同時に設計仕様書で規定されている機器固有の MTBF を水平の直線で示してある。この図から、年平均の実測 MTBF は、年ごとに向上してきているのがわかるが、これらの値のちがいがどの程度の有意差をもつものであるかを明らかにしておく。1970 年と 1971 年の値を問題にするが、これらの年のデータ表は、表 2.4 の(A)および(B)に示す、ここでそれぞれの年の MTBF の母標準偏差が未知であって互いに等しいことが確信できないため、ウエルチの方法によって検定する。

まず、1970 年の機器 MTBF (年別) を  $\mu_1$ 、1971 年のそれを  $\mu_2$  として次の帰無仮説を作る。

$$H_0 : \mu_1 = \mu_2$$

ここで、有意水準 (危険率)  $\alpha$  は、5% として計算を行う。ただし、1970

表2.4 MTBF差の検定

(A) 1970年のデータ表

月	$x_{1i}$	$X_{1i}$	$X_{1i}^2$
1	50	-20	400
2	70	0	0
3	50	-20	400
4	37	-33	1089
5	55	-15	225
6	84	14	196
7	113	43	1849
8	83	13	169
9	72	2	4
10	95	25	625
11	75	5	25
12	73	3	9
計	857	17	4993

(B) 1971年のデータ表

月	$x_{2i}$	$X_{2i}$	$X_{2i}^2$
1	165	15	225
2	82	-68	4600
3	100	-50	2500
4	75	-75	5600
5	108	-42	1760
6	27	-123	15100
7	70	-80	6400
8	180	30	900
9	290	140	19600
10	125	-25	625
11	272	122	14800
12	264	114	13000
計	1758	-42	85110

年の機器MTBF（月別）を  $x_{1i}$ 、1971年のそれを  $x_{2i}$  とし、 $n_1$  および  $n_2$  をそれぞれの歴月とする。

$$n_1 = n_2 = 12$$

計算を単純にするため、 $X_{1i}$ 、 $X_{2i}$  をそれぞれ導入し、

$$X_{1i} = x_{1i} - 70, \quad X_{2i} = x_{2i} - 150$$

したがって、それぞれの月別MTBFから年別MTBFを求めれば、表2.4を用いて次のようになる。

$$\mu_1 = \bar{x}_{1i} = 70 + 17/12 = 71.4$$

$$\mu_2 = \bar{x}_{2i} = 150 - 42/12 = 146.5$$

2つの不偏分散  $V_1$  および  $V_2$  の値は、それぞれ次式で与えられる。

$$V_1 = \frac{\sum X_{1i}^2 - (\sum X_{1i})^2/n_1}{n_1 - 1} = \frac{4993 - 17^2/12}{12-1} = 452$$

$$V_2 = \frac{\sum X_{2i}^2 - (\sum X_{2i})^2/n_2}{n_2 - 1} = \frac{85110 - (-42)^2/12}{12-1} = 7724$$

これらの値を用いて統計量  $t_0$  を求めれば

$$t_0 = \frac{\bar{x}_{1i} - \bar{x}_{2i}}{\sqrt{\frac{V_1}{n_1} + \frac{V_2}{n_2}}} = \frac{71.4 - 146.5}{\sqrt{\frac{452}{12} + \frac{7724}{12}}} = -2.86$$

つぎに、自由度  $\phi$  を求めるため、まず  $C$  を計算する。

$$C = \frac{V_1}{n_1} \bigg/ \left( \frac{V_1}{n_1} + \frac{V_2}{n_2} \right) = \frac{452}{12} \bigg/ \left( \frac{452}{12} + \frac{7724}{12} \right) = 0.0552$$

したがって、自由度  $\phi$  の値は次式で与えられる。

$$\phi = \frac{1}{\frac{C^2}{n_1-1} + \frac{(1-C)^2}{n_2-1}} = \frac{1}{\frac{0.0552^2}{12-1} + \frac{(1-0.0552)^2}{12-1}} = 12$$

上式で得られた自由度  $\phi$  と危険率  $\alpha (=0.05)$  で、 $t$  分布の統計表から  $t(\phi, \alpha)$  を求めれば

$$t(\phi, \alpha) = t(12, 0.05) = 2.179$$

したがって、

$$|t_0| = 2.86 > t(12, 0.05) = 2.179$$

すなわち、 $\mu_1 = \mu_2$  とした仮説を真なりとすることは、危険率 0.05 で捨てられる。以上によって、1970年の年別MTBF( $\mu_1$ )と1971年の年別MTBF( $\mu_2$ )は、有意水準 0.05 において有意差ありといえる。<sup>(23)</sup>

## (2) 季節別MTBF

1970年以降の機器MTBFを各季節別に示してみると図2.6となる。この図によれば、各年によって若干の差はあるが、平均的には春期の機器MTBFが最も低い。また季節別の故障傾向を示してみると図2.7となる。この図によれば、春期において機器MTBFは最も小さいが、各故障現象の発生比率は、大きく変化していないことがわかる。このことは、春期に各故障がほぼ同様な割合でその絶対数が増大していることを示している。したがって、この異常不具合は、何らかの特異な使用法によるものであることが推定される。<sup>(24)</sup>

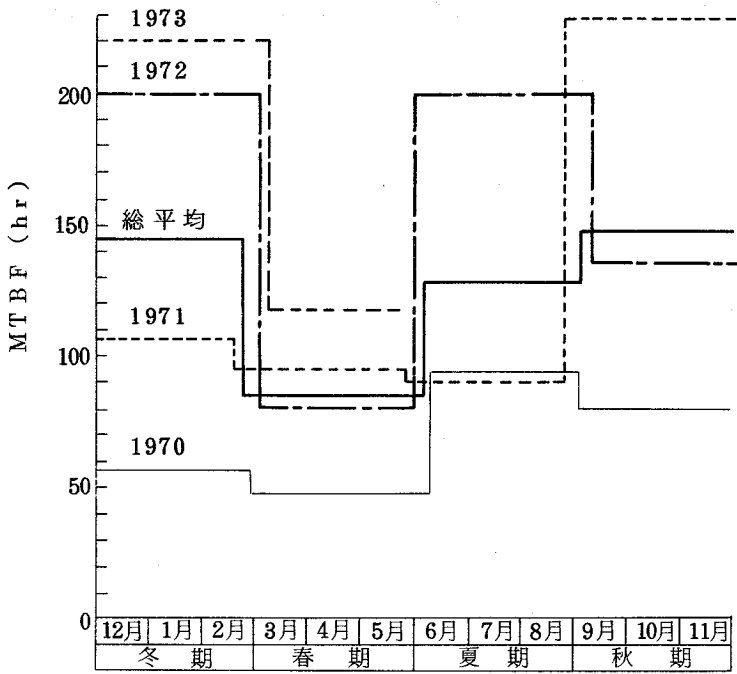


図 2.6 季節別の機器MTBF

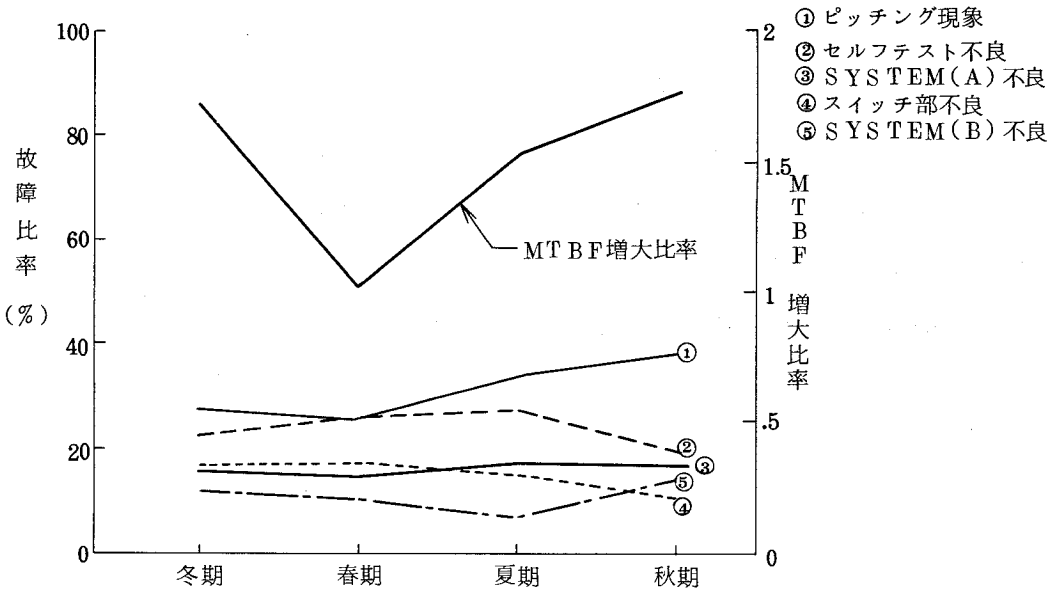


図 2.7 季節別の機器故障傾向

### 2.4.3 予測値と実測値の比較および修正係数

図2.5でわかるように、実測値をそのまま固有値と比較すれば、月別の実測MTBFが、固有MTBF（または予測MTBF）に達するものはほとんどなく、信頼性の向上した時期での年平均の実測MTBFでも、それは固有MTBFの50%である。しかし、このように実測値をそのまま固有MTBFや予測MTBFと比較することには検討の余地がある。それは、実測値を与えるフィールドデータが固有MTBFや予測MTBFを定める時間、故障と一致していないことによる。以下この点について検討を加え、実測値を修正することによって、この機器の信頼性実情をより適確にする。

#### (1) 実測値の問題点

機器の仕様書で要求されているMTBFは、normal operating conditionにおける固有信頼度を規定するもので、次式で表現されるものである。

$$\text{固有MTBF} = \frac{\text{normal operating hours}}{\text{偶発故障数}} \quad (2.2)$$

また、予測MTBFも予測式からわかるように、式(2.2)で表現される。

これに対して実測MTBFは、飛行時間と全故障数から求めたものであり、次式で表わされる。

$$\text{実測MTBF} = \frac{\text{飛行時間}}{\text{全故障数}} \quad (2.3)$$

式(2.2)および(2.3)を比べるとわかるように、実測値を固有MTBFや予測MTBFと比較する立場からは、動作時間、故障の種類の違いを考慮に入

れることが必要である。とくに、故障の種類についての考察はこの機器の信頼性の実情を把握するうえで重要である。

(a) 動作時間 (operating hours)

機器の実際の動作時間には、飛行時間だけでなく、地上における整備時間も含まれる。実測値を求めるさい、飛行時間のみを対象にしているが、これでは実測値を小さく評価することになる。

(b) 故障の種類<sup>(23)</sup>

固有MTBFにしても、予測MTBFにしても、故障は偶発故障のみであるとしている。しかし、実際の場合には、機器の故障は、偶発故障<sup>(註)</sup>だけとは限らず初期故障、摩耗故障、システム故障が含まれる。初期故障、摩耗故障については、それらがじゅうぶん除かれるとみなされる時期の機器を使うということで考慮からはずせるとしても、システム故障は、ほとんど除外できないのが実情である。したがって、実測MTBFを求めるにあたっての全故障数には、偶発故障の数のほかにシステム故障（時によっては初期故障、摩耗故障）の数が入っていることを注意しておかなければならない。

注 記

---

(1) 偶 発 故 障

この型の故障は、設計の欠陥や欠陥部品の影響がすべて除去された後、摩耗現象の現われてくる以前の期間内に発生する機器の故障である。この型の故障例は、数百時間作動した抵抗線のランダムな断線、あるいは、劣化するには統計的にみて時期尚早なトランジスタの表面劣化等である。

(2) 初 期 故 障

この型の故障は、主として異常な弱点のある部品、すなわち、正常な品質を有していないと考えられる部品による機器の故障である。これらの欠陥部品は、工場の検査期間中にも時々発見されるが、通常は、機器作動の比較的初期において発見される。この期間は、一般に初期欠陥排除期間とよばれる。欠陥部品は、正常な良品と交換されるため、初期欠陥数は指数関数的に減少する。なお、この他に機械部品の加工、組立、更に配線作業中に生じる作業員の作業不良にもとづくワークマンシップ不良による故障も、この型の故障に含まれる。

## (2) 修正係数<sup>(24)</sup>

前項で明らかにしたように、実測MTBF、固有MTBF、予測MTBFとでは、それらを与える動作時間、故障の種類にちがいがあある。このちがいをなくした形での比較をしてみることにし、このため実測MTBFを修正する目的で修正係数を導入する。

### (a) 動作時間のための修正係数

実際に、機器が動作する時間の観点からは、実測MTBFを求めるときに使っている飛行時間は、地上整備時間を含めた実際の動作時間に修正されなければならない。ただし、単純な地上整備時間の加算ではじゅうぶんでなく、地上整備時間を環境条件のきびしい飛行時間に換算することが必要である。このことを考慮に入れて

## 注 記

---

### (3) 摩 耗 故 障

この型の故障は、規定された計画通りの予防整備によってさけることのできる故障である。この型の故障例は、機器の耐用寿命中に発生する電気機能部品のリレー、ポテンシオメータのしゅう動部に生じる雑音等の故障である。なお、この他に部品性能にズレが生じ、公差の積み重ねが原因となって、機器に限界ぎりぎりの不良作動が起るが、これらは、性能劣化による故障として摩耗故障に含まれる。ただし、観測された性能低下が、予定される時期以前に突発的に生じる場合は前記の偶発故障とみなされる。

### (4) システム故障

システムを構成する各電子機器の相互間の雑音干渉、または入出力信号の電気位相角差等によるシステム全体の作動不具合がこの型の故障である。そして、不具合とみなされる機器単体の試験を行っても、試験方法や試験規定値が十分に確立されていない限り、その故障検出が困難である。

上記の他、一般の故障の型としては、設計ミスによる故障、従属故障、作動に関係しない部品欠陥、および設計変更による部品交換等が考えられる。



$$\begin{aligned}
\text{実際の動作時間} &= \text{飛行時間} + \left( \text{地上整備時間} \times \frac{1}{\text{環境係数}} \right) \\
&= (\text{飛行時間}) \times (\text{動作時間のための修正係数}) \\
&= (\text{飛行時間}) \times CF_n \qquad (2.4)
\end{aligned}$$

で動作時間のための修正係数 ( correction factor )  $CF_n$  を定義する。式 ( 2.4 ) を書きかえて、 $CF_n$  は次式で与えられる。

$$CF_n = 1 + \frac{\text{地上整備時間}}{\text{飛行時間}} \times \frac{1}{\text{環境係数}} \qquad (2.5)$$

(b) 故障数のための修正係数

実際の状況において、機器に発生する故障は、偶発故障のみではないことをさきに指摘した。初期故障、摩耗故障が除外されているかどうかは、機器の故障率が、時間に関して低い値ではば一定値をとっているかどうかで調べられるため、実測MTBFを求めるさい、機器の故障の発生状態を調べ、初期故障、摩耗故障がじゅうぶん除かれ、機器の状態が安定しているとみなされる時期での実測MTBFだけを問題にする。機器の状態が安定しているとみなされる時期における故障は、偶発故障とシステム故障が考えられる。これらを完全に分離することは容易ではないが、故障分析によって、その時期における全故障数に対する偶発故障数の割合をある程度の確度で評価することができる。よって、システム故障数を  $f_s$  , 偶発故障数を  $f_c$  として

$$\begin{aligned}
f_c &= (f_c + f_s) \times (\text{故障数のための修正係数}) \\
&= (f_c + f_s) \times CF_d \qquad (2.6)
\end{aligned}$$

で故障数のための修正係数  $CF_d$  を定義する。式 ( 2.6 ) を書きかえて、 $CF_d$  は次式で与えられる。

$$CF_d = f_c / (f_c + f_s) \quad ( 2.7 )$$

以上 2 つの修正係数をまとめて示すと表 2.5 のようになる。

表 2.5 修正係数の一覧表

式	予測 MTBF または 固有 MTBF	実測 MTBF	修正係数 $CF = CF_n / CF_d$
分子の式 ( numerator )	動作時間 = ( 飛行時間 ) + $( \frac{\text{地上整備時間}}{\text{環境係数}} )$	動作時間 = 飛行時間	$CF_n$ $= 1 + ( \frac{\text{地上整備時間}}{\text{飛行時間} \times \text{環境係数}} )$
分母の式 ( denominator )	$\Sigma f = f_c$	機器の故障率が低 く、安定した時期 の全故障数 $\Sigma f = f_c + f_s$	$CF_d = f_c / (f_c + f_s)$

(c) 修正された実測 MTBF とその意味

修正係数の算出にあたって、必要な諸量の数値は電子機器 ADC の使用と故障についてのデータから得られる。例えば、1972 年の実測値については、次のような値になる。

地上整備時間：飛行時間の約 4 倍

環境係数：6.5 ( MIL-STD-756<sup>(25)</sup> による )

機器安定期の実測 MTBF：152 時間

システム故障率：20% (=  $f_s / f_c + f_s$ )

これらの数値を用いて2つの修正係数を求めてみると次のようになる。

$$\begin{aligned} CF_n &= 1 + \frac{\text{地上整備時間}}{\text{飛行時間} \times \text{環境係数}} \\ &= 1 + 4 \times (1/6.5) = 1.62 \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} CF_d &= f_c / (f_c + f_s) = 1 - \{f_s / (f_c + f_s)\} \\ &= 1 - 0.2 = 0.8 \end{aligned}$$

この場合、修正した修正実測MTBFは、

$$\begin{aligned} \text{修正実測MTBF} &= (\text{実測MTBF}) \times CF_n / CF_d \\ &= 152 \times 1.62 / 0.8 = 308 \text{時間} \end{aligned}$$

となる。ここで、仕様書規定の固有MTBF、予測MTBF、1972年における実測MTBFおよび修正された実測MTBFをまとめて示したのが表2.6である。

表2.6 MTBFの比較

単位：hr

固有MTBF	予測MTBF	実測MTBF	修正実測MTBF
300	285~365	152	308

表 2.6 でわかるように、修正実測 MTBF の値は、仕様書規定の固有 MTBF および予測 MTBF によく合っている。このことは、機器の動作時間として環境係数を考慮に入れた地上整備時間を含ませ、かつ故障を偶発故障のみとすれば、実際の機器が、予測 MTBF を実現していることを意味している。また、仕様書規定の固有 MTBF が、偶発故障以外の故障の発生を認めたとうえで、その値を規定しているのであれば、1972 年以後の ADC は、それを満たしていると評価してよいことを示している。しかし、偶発故障以外の故障も生起する実情において、故障を偶発故障のみとみなすということは現実的でない。実際の機器信頼性という点では、動作時間による修正のみを加えた修正実測 MTBF ( $152 \times 1.6 = 243.2$ ) がもっともよくそれを表わしていると考えられる。

故障の種類による修正は、実際の機器信頼性の評価につなげるというよりは、実測 MTBF が固有 MTBF や予測 MTBF とちがっている点を明らかにするものとして意味をもつ。

## 2.5 信頼度指標とワイブルパラメータの関係

電子部品および電子機器の信頼性を論じる場合、故障生起事象の数学モデルとして、ワイブル関数が広く使われている。本研究で対象にした ADC についても、故障生起はワイブル関数でよく表現される。ところで、信頼性工学の入門書等<sup>(20),(27)</sup>の多くにワイブル関数についての記述はあるが、いずれもパラメータとして、形のパラメータと尺度のパラメータを中心とした解説程度の説明がほとんどであり、ワイブル関数表示の累積分布関数  $F(t)$ 、確率密度関数  $f(t)$  および故障率関数  $\lambda(t)$  とパラメータの関係を詳しく論じたものは見あたらない。

よって、本節では、ワイブル関数で表示した  $F(t)$ 、 $f(t)$  および  $\lambda(t)$  とパラメータ  $m$ 、 $t_0$  および  $m\sqrt{t_0}$  との関係を式とグラフによって解析し、各パラメータと関数  $F(t)$ 、 $f(t)$  および  $\lambda(t)$  の関係を作図して典型的に整理し、よ

り使いやすい形にする。

### 2.5.1 ワイブル関数で記述された信頼性諸量

ワイブル関数で記述された故障の累積分布関数  $F(t)$ 、確率密度関数  $f(t)$  および故障率関数  $\lambda(t)$  は次式で与えられる。

$$\begin{aligned} F(t) &= 1 - \exp \left\{ -\frac{(t-r)^m}{t_0} \right\} \\ &= 1 - \exp \left\{ -\left(\frac{t-r}{\sqrt[m]{t_0}}\right)^m \right\} \end{aligned} \quad (2.8)$$

$$\begin{aligned} f(t) &= \frac{dF(t)}{dt} = \frac{m(t-r)^{m-1}}{t_0} \exp \left\{ -\frac{(t-r)^m}{t_0} \right\} \\ &= \frac{m}{t-r} \left(\frac{t-r}{\sqrt[m]{t_0}}\right)^m \exp \left\{ -\left(\frac{t-r}{\sqrt[m]{t_0}}\right)^m \right\} \end{aligned} \quad (2.9)$$

$$\lambda(t) = \frac{f(t)}{1-F(t)} = \frac{m}{t-r} \frac{(t-r)^m}{t_0} \quad (2.10)$$

以上の式において、 $m$ 、 $t_0$  および  $r$  は、それぞれ形のパラメータ、尺度のパラメータおよび位置のパラメータと呼ばれるパラメータである。以下、 $F(t)$ 、 $f(t)$  および  $\lambda(t)$  のパラメータ依存性をグラフ的に解析するが、位置のパラメータ  $r$  については論ずるまでもないので、 $r=0$  としておく。

## 2.5.2 $F(t)$ , $f(t)$ , $\lambda(t)$ のパラメータ依存性<sup>(28)~(31)</sup>

### (1) $F(t)$ のパラメータ依存性

パラメータ  $m$  と  $t_0$  の値をかえた  $F(t)$  のグラフについて考えよう。まず、 $F(t)$  の  $m$  に対する依存性を示したものが図 2.8 である。図からわかるように、同一  $t_0$  の場合、 $m$  の異なるすべての  $F(t)$  曲線は  $t = 1$  で交差する。

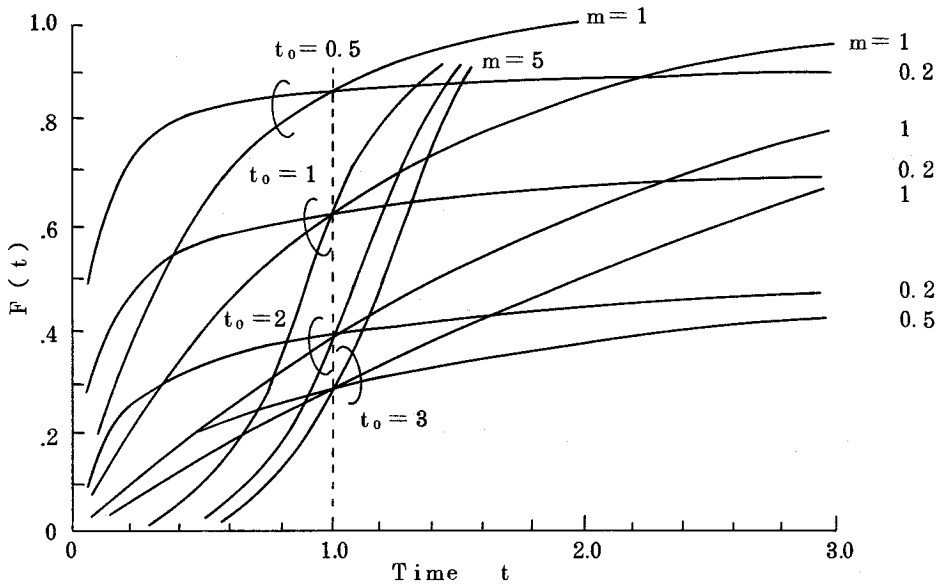


図 2.8  $F(t)$  と  $m$  の関係

つぎに  $F(t)$  の  $t_0$  に対する依存性を示したものが図 2.9 である。 $m$  を固定し、 $t_0$  を変化させた場合、 $F(t)$  曲線は  $t_0$  が大きくなるにつれて類似の形状のままで、その勾配がゆるやかになる。

また、 $m$  と  $t_0$  を組み合わせた  $\sqrt[m]{t_0}$  を一つのパラメータと考えて、 $F(t)$  のこのパラメータ  $\sqrt[m]{t_0}$  に対する依存性を示したものが図 2.10 である。いま、 $\sqrt[m]{t_0} = 1$  を満足するようにパラメータ  $m$  と  $t_0$  を変化させると、それらの  $F(t)$  曲線群は、

$t = 1, F(t) = 63\%$ で交差する。同じように、 $\sqrt[m]{t_0} = 2, 3 \dots$ で、 $F(t)$ 曲線群は、それぞれ  $t = 2, F(t) = 63\%$ ,  $t = 3, F(t) = 63\%$ で交差する。これらのことから、パラメータ $\sqrt[m]{t_0}$ は、 $F(t)$ 曲線上で尺度を表わすパラメータとなっているとみなされる。したがって、尺度パラメータとしては、 $t_0$ を採用するよりも $\sqrt[m]{t_0}$ を用いる方がより实际的である。

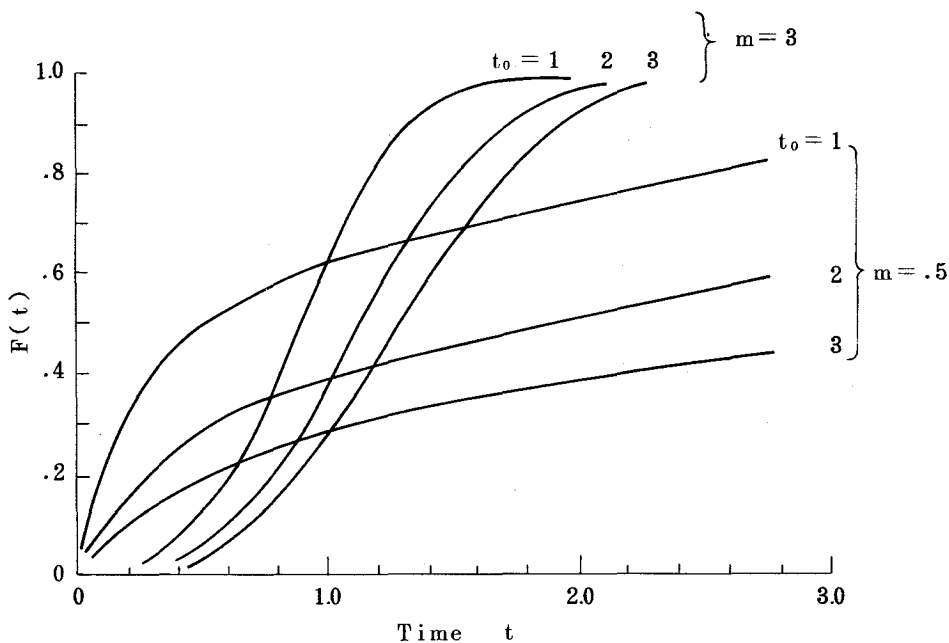


図 2.9  $F(t)$ と  $t_0$  の関係

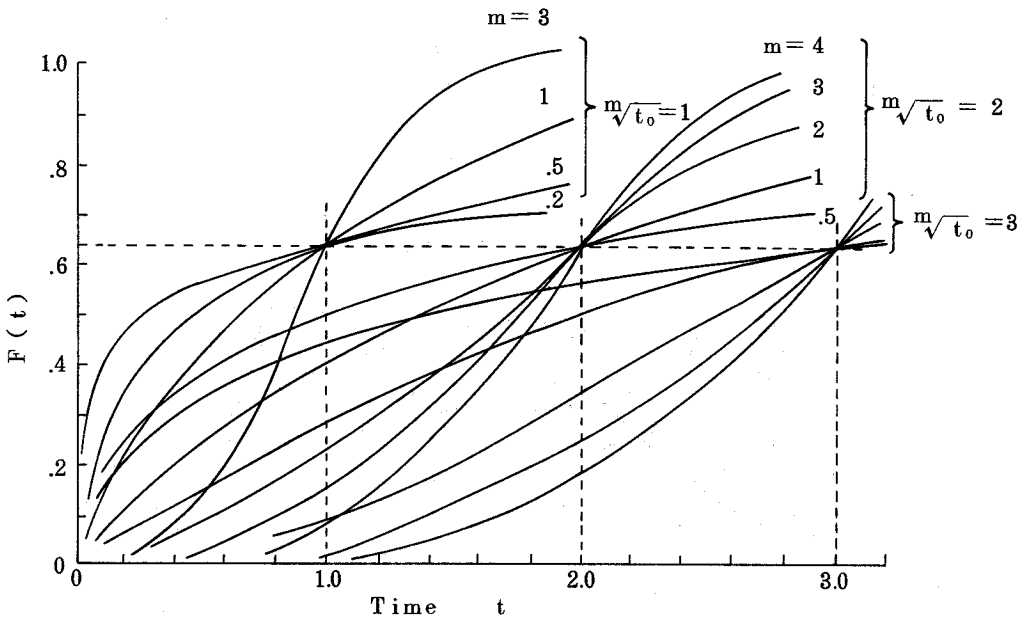


図2.10  $F(t)$ と  $m\sqrt{t_0}$  の関係

(2)  $f(t)$ のパラメータ依存性

図2.11は、パラメータ  $t_0$  を1に固定し、パラメータ  $m$  を0.2～6に変化させた場合の  $f(t)$  曲線を示す。これは、一般によく知られたグラフであり、 $f(t)$  曲線は  $m=1$  のとき、指数分布曲線となり、 $m > 3$  のとき、正規分布曲線に漸近する。ただし、 $m > 5$  では分布形状が正規分布からはずれてゆくことが図から認められる。 $t_0=1$  の場合、式(2.13)から自明のとおり、 $m$  の増大につれて  $f(t)$  のピーク値を与える  $t$  の値は、1に収束する。

図2.12は、パラメータ  $m$  を3に固定し、パラメータ  $t_0$  を0.5～5に変化させた場合の  $f(t)$  曲線を示す。 $t_0$  の増大につれて、図に示すように、 $f(t)$  のピーク値は小さくなり、かつ、ピーク値を与える時間  $t$  の値は、大きくなっていく。

図2.11, 2.13 および 2.14 は、 $m\sqrt{t_0}$  が1, 2, 3となるようにパラ



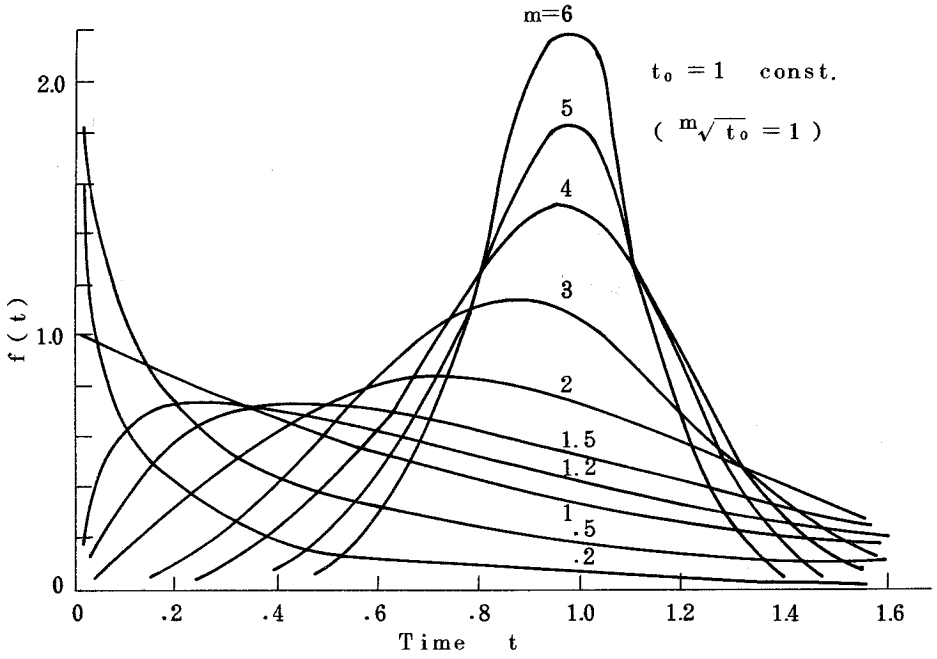


図 2.1 1  $f(t)$ と  $m$  の関係

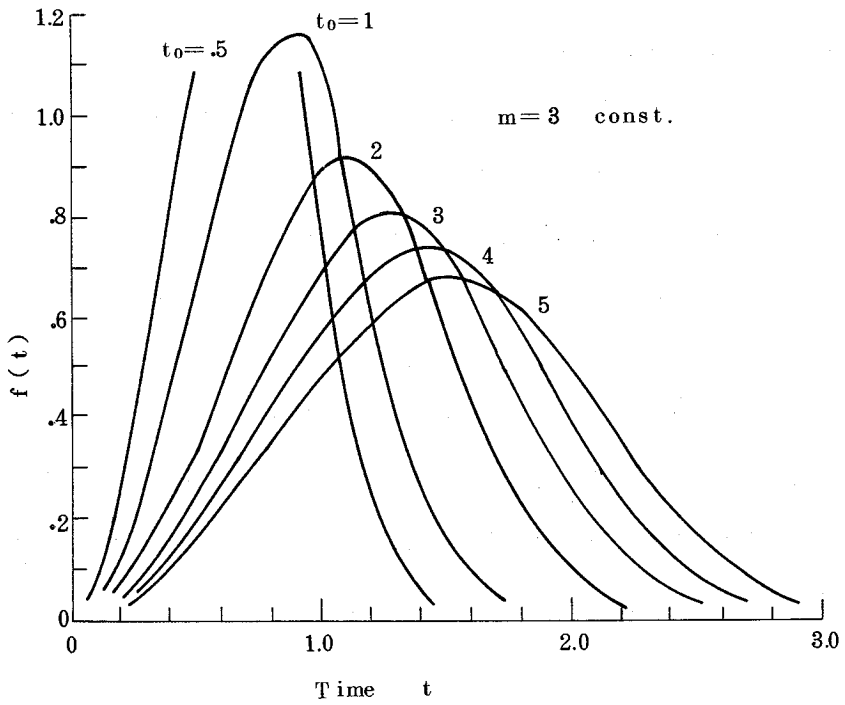


図 2.1 2  $f(t)$ と  $t_0$  の関係

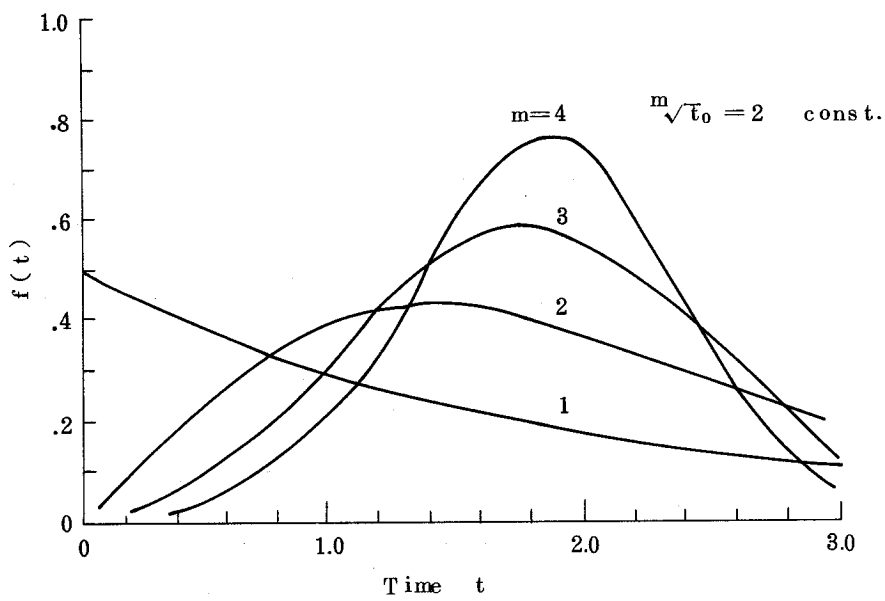


図2.13  $f(t)$ と $m\sqrt{t_0}$ の関係(1)

メータ  $m$  および  $t_0$  を選んだときの  $f(t)$  のグラフで、 $f(t)$  の  $m\sqrt{t_0}$  に対する依存性を示すものである。 $m\sqrt{t_0}$  を 2, 3……とすると、 $f(t)$  のピーク値は、 $m$  が同一の場合、 $m\sqrt{t_0} = 1$  のときの値に対して、それぞれ  $1/2$ ,  $1/3$ ……となることが認められる。このことは、表2.7にも示してあるが、理論的にも以下のようにして証明できる。

表2.7  $f(t)_{\max}$  と  $m\sqrt{t_0}$  の関係

m	$f(t)_{\max}$ ※		
	$m\sqrt{t_0} = 1$	$m\sqrt{t_0} = 2$	$m\sqrt{t_0} = 3$
1	1.0 (1)	0.5 (1/2)	0.33 (1/3)
2	0.856 (1)	0.428 (1/2)	0.285 (1/3)
3	1.16 (1)	0.58 (1/2)	0.39 (1/3)

※ ( ) は比率を示す。

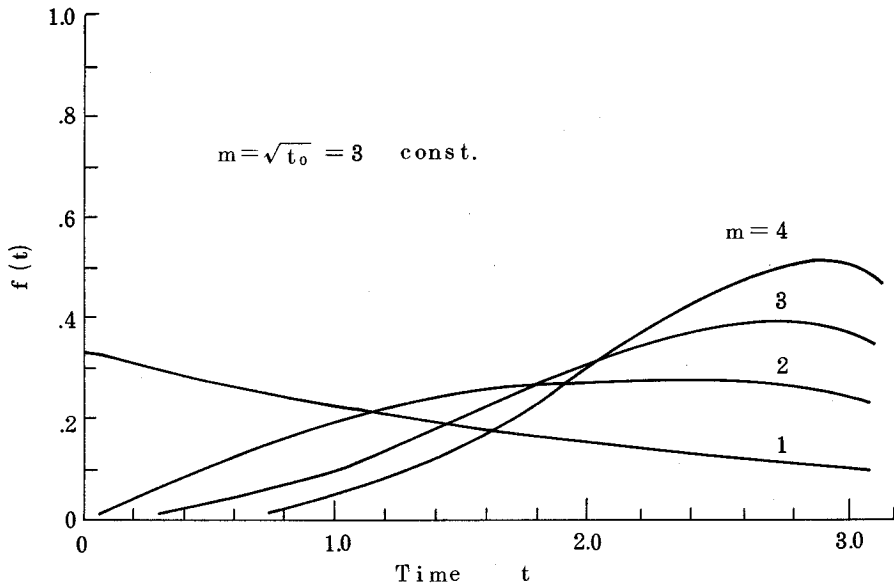


図 2.14  $f(t)$  と  $\sqrt[m]{t_0}$  の関係(2)

$$f(t) = \frac{m}{t_0} t^{m-1} \exp\left(-\frac{t^m}{t_0}\right) \quad (2.11)$$

$$\frac{df(t)}{dt} = \frac{m}{t_0} t^{m-2} \left(m-1 - \frac{m}{t_0} t^m\right) \exp\left(-\frac{t^m}{t_0}\right) \quad (2.12)$$

$df(t)/dt = 0$ ,  $m > 1$  から,  $f(t)$  は

$$t = \left[ \frac{t_0}{m} (m-1) \right]^{\frac{1}{m}} \quad (2.13)$$

で最大値をとり, その値  $f(t)_{\max}$  は, 式(2.11) および (2.13) によって

$$\begin{aligned}
 f(t)_{\max} &= \frac{m}{t_0} \left[ \frac{t_0}{m} (m-1) \right]^{\frac{m-1}{m}} \exp \left( -\frac{m-1}{m} \right) \\
 &= \frac{m-1}{m \sqrt[t_0]{m} \sqrt[m]{\frac{m-1}{m}}} \exp \left( -\frac{m-1}{m} \right) \quad (2.14)
 \end{aligned}$$

となる。したがって、式(2.14)においてパラメータ  $m$  を1以上の値に固定(または同一の値)した場合、 $f(t)_{\max}$  は  $m \sqrt[t_0]{m}$  に逆比例する。

### (3) $\lambda(t)$ のパラメータ依存性

図2.15は、 $t_0$  を1に固定し、パラメータ  $m$  を0.2から1.3まで変えた場合の  $\lambda(t)$  の曲線を示す。 $\lambda(t)$  は、 $m < 1$  では時間  $t$  と共に減少するが、 $m > 1$  では時間  $t$  と共に凸に単調増大する。

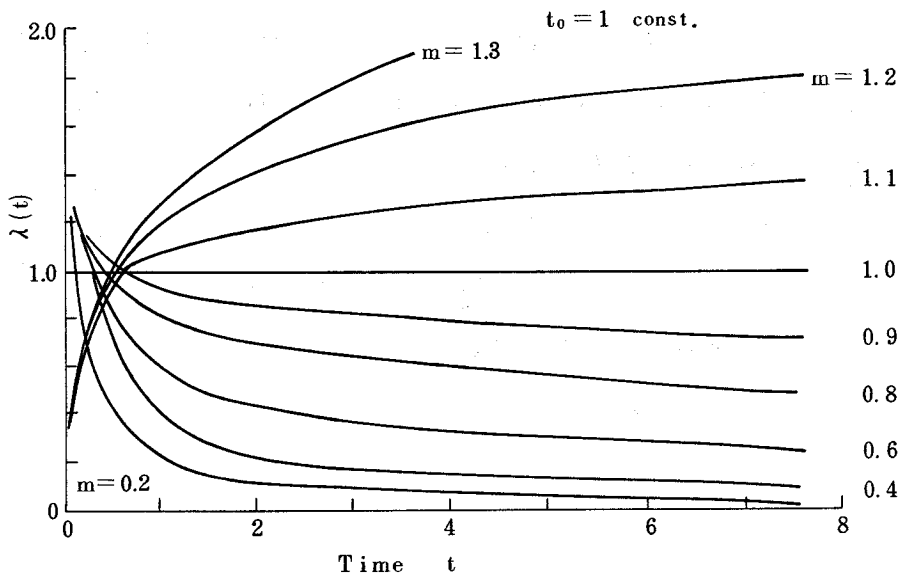


図2.15  $\lambda(t)$  と  $m$  の関係

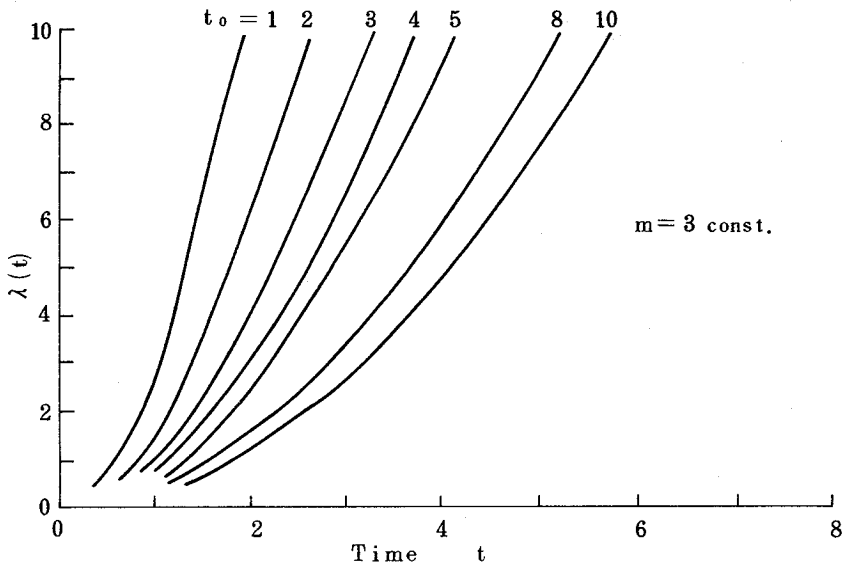


図2.16  $\lambda(t)$ と $t_0$ の関係

図2.16は、 $m$ を3に固定して $t_0$ を1から10まで変えた場合の曲線を示す。なお $m=1$ の場合、 $\lambda(t)$ は横軸に平行な直線となり、その値は $t_0$ の逆数で与えられるし、 $m=2$ の場合、 $\lambda(t)$ は座標原点からの直線となり、その勾配は $t_0$ の逆数に比例する。 $m=3$ の場合、図に示すように $\lambda(t)$ は凹に単調増大するが、 $t_0$ が小さい程その増加率は著しい。

図2.17は、パラメータ $m\sqrt{t_0}$ を0.3および3に固定し、この関係を満足するようにパラメータ $m$ と $t_0$ を変化させた場合の $\lambda(t)$ を示す。いずれの場合も $m$ が大となれば $\lambda(t)$ 曲線の勾配は急峻となる。また、 $m\sqrt{t_0}$ の大きい程 $\lambda(t)$ 曲線の立上りが遅く、その勾配も小さい。

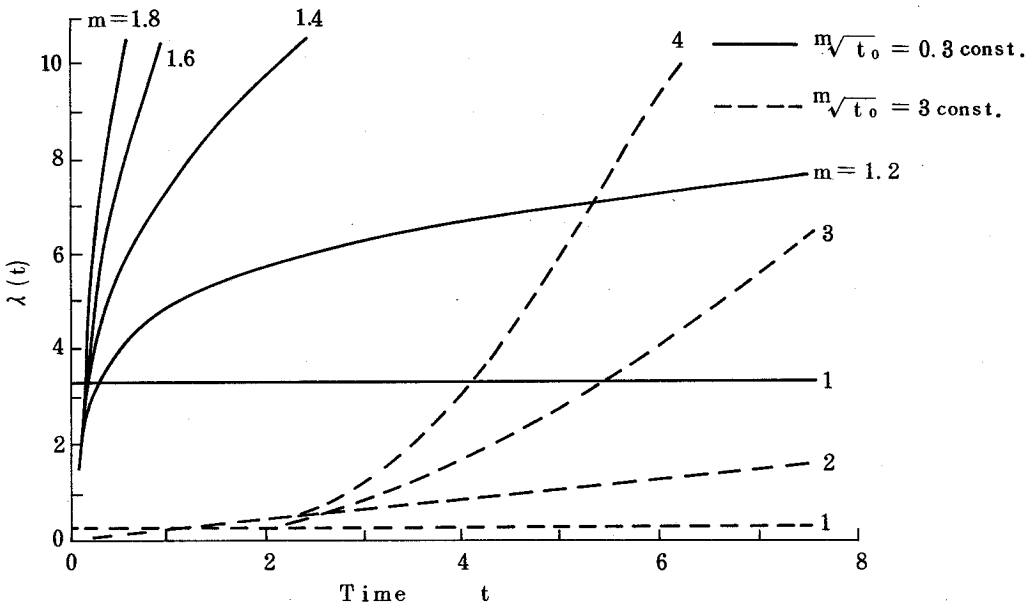


図2.17  $\lambda(t)$ と $m\sqrt{t_0}$ の関係

## 2.6 結 言

航空機用電子機器ADCの信頼性に関して、1970年から1973年にわたって実測した機器MTBFの推移を示すとともに、実測MTBFについて、これを仕様書で要求されている機器の固有MTBFおよび予測値と比較するという立場から検討し、次の事項を示した。

1. 1970年当時まで、この機器は、実測されたMTBFが100時間以下というように信頼性の点できわめて不満足なものであった。このため、この機器の信頼性改善が、重要な課題としてとりあげられねばならなかった。
2. 1970年以降、この機器の信頼性は向上してきているが、これは一連の信頼性改善の研究の成果によるものである。これについて、本論文の以下の各章で述べている。
3. 実測MTBFの固有MTBFや予測MTBFとの比較にあたって、実測値を与え

る動作時間と故障の種類に検討を加え、次のことを明らかにした。

(a) フィールドデータからの実測値をそのまま固有MTBFや予測MTBFと比較することは、動作時間および故障の種類の点で妥当でない。より適確な比較のためには、実測値を修正することが必要である。

(b) 実際に機器に発生する故障は偶発故障のみでない。したがって、機器信頼度の固有MTBFの形での規定あるいは予測には問題がある。

また、ワイブル関数曲線のパラメータ依存性を解析し、次のことを指摘した。

1. 尺度のパラメータとして、これまで一般によく  $t_0$  を使っているが、それよりもむしろ  $m\sqrt{t_0}$  を採用する方が望ましい。
2. パラメータ  $m\sqrt{t_0}$  を変化させた場合、パラメータ  $m$  が、1以上で、かつ等しい  $f(t)$  曲線群では、 $f(t)$  曲線のピーク値が  $m\sqrt{t_0}$  の値に逆比例する。

## 第3章 航空機用電子機器の故障解析

### 3.1 緒 言

航空機用電子機器ADCは、信頼性の面においても相当な注意を払って設計・製作されたものであるが、実際の使用において各種の不具合の発生がみられ、望ましい信頼性が実現されているとはいえない状況にあった。

本章では、この機器に発生している不具合の実情を示すとともに信頼性改善につなげる基本資料を整えている。

まず、この機器の故障現象に関するデータ収集について述べ、ついでこの機器の1965年から1971年にわたっての故障現象および故障原因を分析整理し、この機器の不具合現象の実情を明らかにしている。これらの資料は、この機器の故障内容の特徴、さらには機器構造からくる故障の傾向等を明らかにするものであり、この機器の信頼性改善のための基礎資料となるものである。

### 3.2 フィールドデータの収集

ADCを含め研究の対象としている航空機用機器は、それらを装着する航空機の保有台数だけの数に補用の一定数を加えた数の機器を使用者側の整備と機器製作者側の工場修理を連けいした修理管理方式のもとで運用されている。ADCがフィールドで使用され始めた初期の頃は、ADCの故障現象として単に“内部故障”，“作動不良”と報告してくる使用者側整備員が多かった。このため、機器製作者側の工場において使用者側整備員に対するOJT訓練（on the job training）を実施することによって整備員の整備技術レベルの向上をはかった。このことが大きく貢献してフィールド整備員の故障現象の報告が適確となり、工場側での機器の故障診断が容易になった。さらに、使用者側に特定の整備記録方式を採用させることによって、故障機器に関し、



その発生場所，発生時期，故障現象，推定原因，不良部品および処置をコード番号化して記録し，統計的に機器の不具合状況を把握できるようにした。

機器製作者側は，故障機器の工場修理にさいして故障診断，修理作業について報告書の形で故障の記録をとっている。

本章では，1965年から1971年までの使用者側および機器製作者側によって記録された不具合内容を対象にしている。

### 3.3 故障現象

使用者側で認めた電子機器ADCの故障現象を分析した結果，故障現象を次の8項目に類別することが適当である。

- (A) 雑音過大：航空機操縦桿の微振動現象（ポテンシオメータの雑音）。
- (B) システム作動不良：パイロット指摘による飛行機体の動揺現象。
- (C) クラッチ部不良：サーボモータ保護用クラッチ部の作動不良現象。
- (D) セルフテスト不良：ADC内蔵の自己点検機能により検出された作動不良現象。
- (E) 静精度不良：ポテンシオメータの演算出力精度不良現象。
- (F) ハンチング作動：サーボ演算機構部の作動ハンチング現象。
- (G) リークージ：空気圧センサー部からのエアリーク現象。
- (H) その他：動的精度不良，ゲイン過小等。

次に，故障の現象別パレート図を示すと図3.1になる。またその時間的変遷を示すと図3.2となる。<sup>(21),(32),(33)</sup>

以上でわかるように，ADCの故障は機器の作動が止まるというような重大欠陥の故障ではなく，ADCを含めた電子システム（自動操縦システム）の作動不良，またはきびしい要求出力精度に対して機器の精度が不良になったり，機器のサーボ作動が不安定になるというような作動精度上の不具合が多数

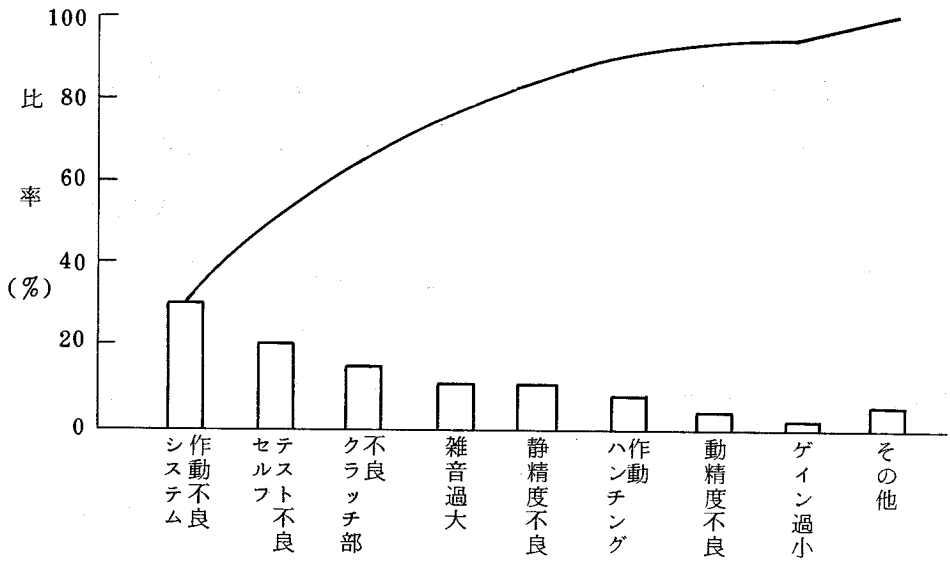


図 3.1 故障現象別パレート図

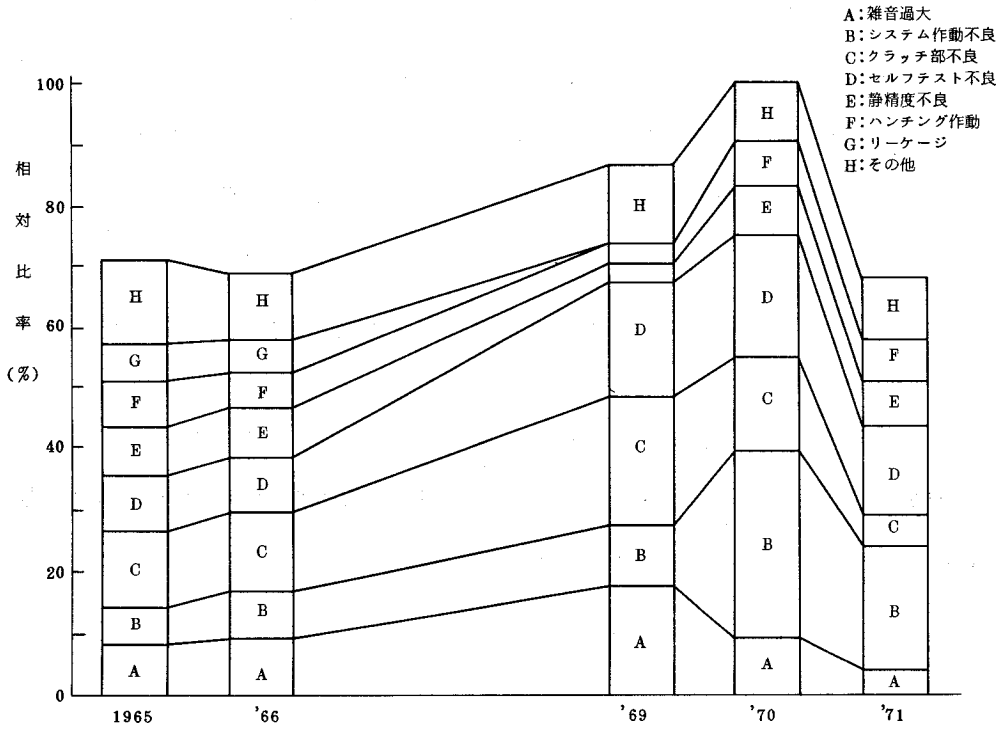


図 3.2 故障現象の変遷

を占めている。

また、故障現象の変遷を示す図3.2は、1970年の1か年の機器故障発生数とその年の機器修理納入台数で割った故障発生率を基準（100%）とした相対比率で示してある。この図から1965年から1971年までの故障現象にはかなりの変遷のあることがわかる。すなわち、機器の故障発生比率が1965年から1970年まで少しずつ増大しているが、この主原因は、しゅう動回転機構を有する電気部品と小形機械部品の経年変化や性能劣化等によるものである。個々の故障内容についてみれば、故障現象“G”は1969年以降まったくなくなっている。これは、エアリークの修理方法（ケース接合部の接着方法）の改善によるものである。一方、故障現象“B”のように増大傾向のものもある。この故障現象は他の電子機器と組み合わされた総合システムとしての電子システムの作動不良である。そしてこの故障は使用者側の機器使用経験から機器機能に対する要求条件の変化に基づくものが多い。またかならずしも、その不具合のすべてがADCに起因するとはいえないものもある。したがって、この種の故障現象の解明は電子機器の信頼性改善にとって特に必要であり、次のような問題点を提示する。

- (1) この種の不具合を解明するには、電子機器ADCのみでなく関連する他の電子機器を含めたシステムとして解析することが必要である。
- (2) 不具合の判定に機器操作者（この場合、パイロット）の主観がはいる、その問題が官能試験（sensory test）の範疇に入るため、その検査基準に関する十分な対策が必要である。

### 3.4 故障原因

電子機器ADCの故障原因を工場側で診断した結果、故障原因を次の8項目に類別するのが適当である。

- (A) 部品不良：ポテンショメータ，クラッチ等の部品の機能不良。
- (B) 整備作業不良：整備員の機器整備作業方法のまずきによって生じたもの。
- (C) 要求仕様不明：機器仕様書に明示されていない不具合指摘項目。
- (D) 不具合再現せず：使用者が指摘した機器不具合が工場診断時に再現しなかったもの。
- (E) 振動・衝撃：機器の不具合が振動や衝撃によって生じたもの。
- (F) 組立作業不良：機器の不具合が工場でのワークマンシップ不良によって生じたもの。
- (G) ドリフト：機器の不具合が電気部品等の経時変化によって生じたもの。
- (H) その他：機器の不具合原因が不明なもの等。

次に、故障の原因別パレート図を示すと図3.3になる。また故障原因の時間的変遷を示すと図3.4となる。なおこの図は図3.2と同様な作図法により求められている。<sup>(21), (32), (33)</sup>

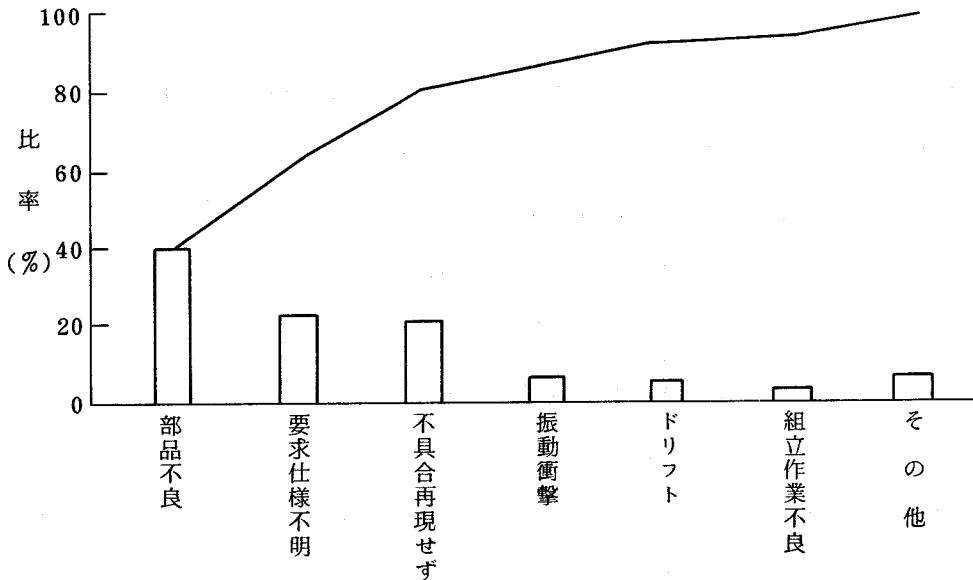


図3.3 故障原因別パレート図

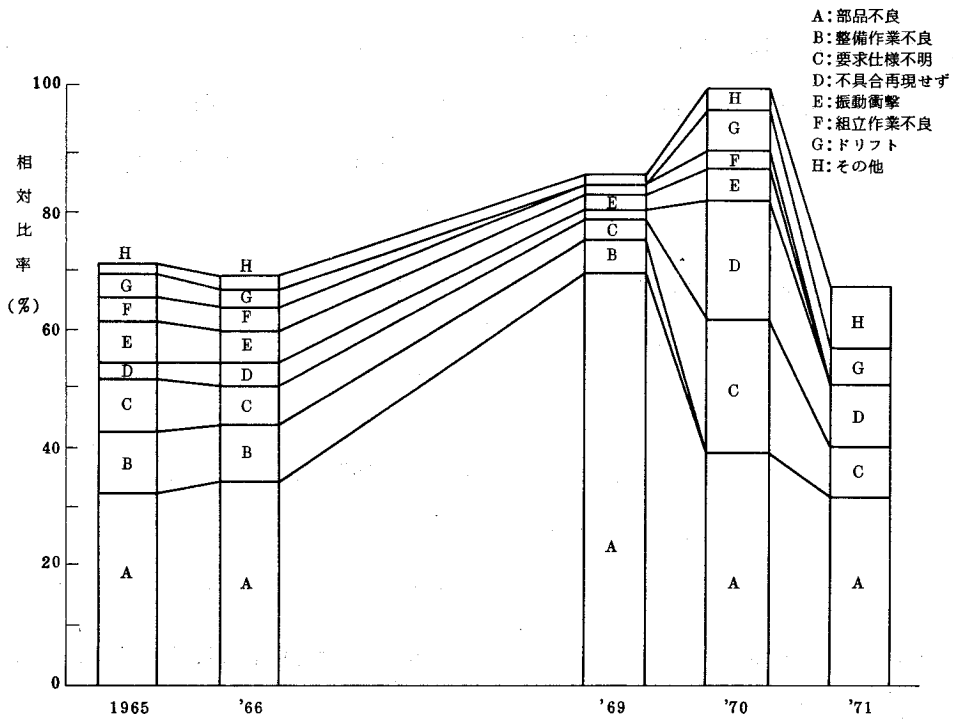


図3.4 故障原因の変遷

機器の故障原因としては“部品不良”，“要求仕様不明”および“不具合再現せず”が多く、それらで全体の80%を占めている。

“部品不良”については、しゅう動回転機構を有する部品の故障が特に著しく、それらの部品の故障内容については後述する。

“要求仕様不明”は、機器の使用者側がポテンシオメータの雑音過大、またはシンクロ出力波形の歪過大という理由で機器を工場側に返還してくる場合である。すなわち、これらの指摘不具合内容は機器の設計仕様書にその測定法および規定値が明示されていない項目や精度であり、数年間の機器使用後に使用者側から新しく要求された機器機能である。したがって、これらの要求事項は、従来の機器故障診断方法、測定装置のものだけではその不具合の内容確

認が困難である。

“不具合再現せず”は、修理のため返還されてきた機器を工場側で故障診断したとき、使用者側の指摘する機器の不具合がどうしても再現できなかった場合である。これは次のようなことがその原因であると考えられる。

- (1) 不具合が飛行中の各種の組み合わされた複合環境による場合、地上でそれと同じ環境条件で機器の試験を行わないため、その不具合が再現しない。
- (2) 不具合が電子機器システムを構成する機器相互間の雑音等の干渉による場合、当該機器単体としては、その不具合を再現させることができにくい。
- (3) 不具合が不規則的に発生する場合、地上での機器故障診断時にその不具合が再現しにくい。
- (4) 不具合の判定が機器操作者の個人差によって異なる場合、官能試験に関する基準が明確でないかぎり、その不具合の確認は困難である。

図3.4から機器の故障原因の変遷について、次のことが認められる。すなわち、“整備作業不良”は年と共に減少し、1970年にはほとんどなくなっている。“組立作業不良”も年と共に減少し、1971年にはほとんどなくなっている。また“部品不良”も1969年以降逐次減少している。これらは、いずれも後述するような信頼性改善策をこの時期に行い、その効果の現れである。

### 3.5 結 言

電子機器ADCの不具合内容に関するフィールドデータをもとにして、故障現象および故障原因を解析した。ADCの故障に関する分析として、故障現象と故障原因についてパレート図および変遷図を作成した。その結果、ADCの信頼性改善に関して次の知見を得た。

1. ADCの故障現象中、増加の傾向をみせていたシステム作動不良がとくに問題である。これについては、使用者側の機器に対する要求の変化を考慮に入

れたシステムレベルでの対策が必要である。

2. 機器修理の時点で使用者側の指摘する機器不具合が再現できない場合がかなり多い。ここでは、その理由を推定し、故障原因の解明の手がかりを示した。
3. A D Cに関する不具合は飛行中の機体の動揺に直接または間接に関係している。すなわち、A D Cの内部発生雑音は飛行機体の“ゆれ”となって現われる。

なお、A D Cの内部雑音の主要な原因は、ポテンショメータとメカニカルクラッチの不具合である。これらの部品について、よりくわしい不具合分析を後章で行う。

## 第4章 機器の環境試験の検討

### 4.1 緒 言

機器環境は、機器の信頼性における主要な概念の1つである。環境条件は、機器信頼度の定義における1つの重要な因子であるし、また実際に機器に要求される信頼性は、機器使用において遭遇するあらゆる環境状態に対して実現されなければならないものである。このため、信頼性工学の分野では機器環境試験についての研究、検討、標準化が<sup>(34)~(39)</sup>つづけられている。

電子機器の環境とは“電子機器が、使用中または貯蔵中にうける周囲条件をいい、かび発生、爆発、炎、太陽光、放射線などが耐候性条件であり、また振動、衝撃、加速度などが機械的環境として考えられる。さらに、それらが単独に存在するものでなく、いくつかを組み合わされる”<sup>(36)</sup>というような表現にもみられるように、一般に電子機器の環境は、数多くの自然環境要因と誘導環境を構成する要因の複合したものである。表4.1は、環境を分析した1つの結果で、電子機器に加わる環境ストレスと動作ストレスを類別列挙したものである。<sup>(34)</sup>また、とくに航空機用電子機器においては表4.2に示すように、その飛行高度と温度範囲からみて環境を区分することも行われている。<sup>(40)</sup>

本章では、まず航空機用電子機器に対する環境試験はMIL規格に準拠するのが実際的であることを指摘し、ついでADCを含めた航空機用機器に対する環境試験と試験結果について述べている。とくに、環境試験で認められた不具合事項、不具合原因を分析して機器の設計・製造上で留意すべき事項を<sup>(41), (63)</sup>明らかにしている。



表4.1 環境ストレスと動作ストレス

環境ストレス		動作環境	動作ストレス	ストレスの形	
天	(1) 温度とその変化	(1) 露天	(1) 電流	(1) 時間の長さ	
	(2) 湿度とその変化	(2) 軒下	(2) 電圧	(2) 連続か継続か	
	(3) 日射	(3) 屋内	(3) サージ	(3) 負荷と無負荷の割合	
	(4) 雨・水	(4) 恒温室	(4) 妨害	(4) 繰返し速度	
	(5) 風	(5) 航空機内	(5) 誘起電荷	(5) ストレスの変化速度	
	(6) 雪・霰・氷	(6) 船内	(6) コロナ	(6) ストレスの重複	
	(7) 雷	(7) 車内	(7) アーク	(7) ストレスの順序	
	(8) 高度とその変化	(8) 半固定	(8) トラッキング	(8) 周期性なし	
	然	(9) 砂塵, ちり, ごみ	(9) 固定	(9) 雑音	
		(10) かび, 微生物		(10) チャタリング	
		(11) 虫, 動物(ねずみ)		(11) オゾン	
	(12) 放射線	非動作環境	(12) 電界腐食		
	(13) 電磁波	(1) 貯蔵	(13) 炎		
	(14) 腐食性雰囲気	(2) 輸送	(14) 温度上昇		
人	(15) 耐溶剤性	(3) 待機	(15) 局部発熱		
	(16) ハンダ付性		(16) 反応促進		
	(17) ハンダ耐熱性		(17) 結露, 水滴, 氷結		
	(18) 爆発		(18) 衝撃		
	(19) 衝撃		(19) 振動		
	(20) 振動		(20) 加速度		
	(21) 加速度		(21) 繰返し応力		
	(22) 荷重		(22) 引張り応力		
	(23) 引張り		(23) 曲げ応力		
	(24) 曲げ		(24) 回転		
工	(25) 回転		(25) しゅう動		
	(26) しゅう動		(26) 開閉		
	(27) 開閉				

表4.2 航空機用電子機器の環境クラス

クラス1	:	50 kft ( 15 240 m ) までの高度で温度範囲 -54℃ から 55℃ で連続作動する電子機器
クラス1A	:	30 kft ( 9 144 m ) までの高度で温度範囲 -54℃ から 55℃ で連続作動する電子機器
クラス2	:	70 kft ( 21 336 m ) までの高度で温度範囲 -54℃ から 71℃ で連続作動する電子機器
クラス3	:	100 kft ( 30 480 m ) までの高度で温度範囲 -54℃ から 95℃ で連続作動する電子機器
クラス4	:	100 kft ( 30 480 m ) までの高度で温度範囲 -54℃ から 125℃ で連続作動する電子機器

#### 4.2 環境試験法

電子機器および部品の環境試験は、これまでに標準化されてきている規格に準拠して行うのが实际的である。その代表的なものにMIL規格、JIS規格等があるが、<sup>(38),(39)</sup>航空機用電子機器に対してはMIL規格がもっとも充実したものになっている。以下、MIL規格についてその概要と特に参考にするべき事項についてふれておく。

MIL規格 ( military specification ) は、米国の軍関係が進めてきた信頼性研究の成果であり、信頼性工学の分野で指導的な役割をもつものともみることができる。MIL規格では、電子部品および電子機器の環境試験に関する研究成果をまとめて、各種の環境試験方法を規定している。まず、環境試験に関するMIL規格の主なものをあげてみると表4.3のようになる。

表4.3 環境試験関係のM I L規格の一覧

NO.	MIL SPEC	DATE	TITLE
1	MIL-E-4158D (1)	12 MAR 69	Electronic Equipment, Ground, General Requirement for
2	MIL-E-4970A	3 MAR 59	Environmental Testing, Ground Support Equipment, General Specification for
3	MIL-E-5272C	18 SEP 70	Environmental Testing, Aeronautical and Associated Equipment, General Specification for
4	MIL-E-5400M (1)	16 MAR 71	Electronic Equipment, Airborne, General Specification for
5	MIL-E-8189E (1)	16 MAR 71	Electronic Equipment, Missiles, Boosters and Allied Vehicles, General Specification for
6	MIL-E-16400F (5)	28 NOV 69	Electronic Equipment, Navalship and Shore General Specification (NAVY)
7	MIL-STD-202D	14 APR 69	Test Methods for Electronic and Electrical Component Parts
8	MIL-STD-210A	30 NOV 58	Climatic Extrimes for Military Equipment
9	MIL-STD-446B	2 SEP 70	Environmental Requirements for Electronic Parts
10	MIL-STD-454C	15 OCT 70	Standard General Requirements for Electronic Equipment
11	MIL-STD-750B	27 FEB 70	Test Methods for Semiconductor Devices
12	MIL-STD-810B	15 JUN 69	Environmental Test Methods
13	MIL-STD-883 (2)	20 NOV 69	Test Methods and Procedures for Micro-Electronics
14	MIL-T-945A (2)	14 MAY 53	Test Equipment for Use with Electronic Equipment, General Specification
15	MIL-T-5422E (2)	15 NOV 61	Testing, Environmental, Aircraft Electronic Equipment
16	MIL-T-6780	23 JUN 50	Test Procedure for Electrical Installation in Aircraft
17	MIL-T-18606 (1)	31 OCT 69	Test Procedure for Aircraft Environmental Systems

また、電子部品と機器に関する環境試験のMIL規格として、対象物と適用規格の関係は次の通りである。

対 象 物	適 用 規 格
超小形電子デバイス	MIL-STD-883
電 子 部 品	MIL-STD-202
電 子 機 器	MIL-T-5422
地 上 機 器	MIL-E-4970
航空機用一般機器	MIL-E-5272
軍 用 機 器	MIL-STD-810

表4.3にあげた規格のうち、とくに注目すべきものはMIL-E-5272CとMIL-STD-810Bである。MIL-E-5272Cは、航空機用機器に対する環境試験の規格として1950年に作られたMIL-E-5272を再度にわたって改訂したもので、航空機用機器に対する環境試験一般のよりどころとなるものである。

MIL-STD-810は、航空機用および地上用電子機器に対する環境試験の方法についての規格であり、航空機用電子機器に対するMIL-T-5422および地上用機器に対するMIL-E-4970を総合し、試験方法を一層明確にするとともに試験装置に対する要求条件をも明記して、電子機器に対する環境試験を標準化したものである。

表4.4はMIL-STD-810に規定されている代表的な環境試験項目を示したものである。なお、使用する試験装置に対しては、別に個々のMIL規格がある。例えば、

MIL-C-7951	高度（減圧）試験装置
MIL-C-8811	降雨試験装置
MIL-C-9435	防爆試験装置

MIL-C-9436	砂塵試験装置
MIL-C-9452	かび試験装置
MIL-S-901	衝撃試験装置

などである。

表 4.4 MIL-STD-810の環境試験

試験番号	試験	試験番号	試験
500	高度	510	砂塵
501	高温	511	防爆
502	低温	512	もれ
503	温度衝撃	513	加速
504	温度・高度	514	振動
505	太陽照射	515	音響騒音
506	降雨	516	衝撃
507	湿度	517	模擬宇宙
508	かび	518	温度・湿度・高度
509	塩水噴霧	519	航空機発砲振動

### 4.3 試験内容と試験結果

#### 4.3.1 環境試験の編成<sup>(41)~(43)</sup>

環境試験の種類によっては、破壊状態になるまでの過酷な試験もあるため、数個の同一供試品に対して環境のグループをきめて試験を実施する。

電子機器ADCの場合、次の環境条件から受ける各種のストレスの影響を調査する必要があった。

(a) ADCはトランジスタ、リレー、モータ等の電子電気部品を使用するため、無線妨害の発生や湿度の影響。

- (b) 80 000 feet までの高度で高速に飛行するジェット航空機に使用されるため、高度（圧力）、温度、加速度および振動の影響。
- (c) 飛行中の機体の姿勢による A D C の作動の変動。
- (d) 機体が空港で離着陸する際に、A D C が受ける衝撃や砂塵の影響。
- (e) ジェットエンジン用燃料の爆発性雰囲気内で A D C が、安全に作動することの確認等。

A D C の構成部品、機能、使用目的および機体内の機器装着場所から考えて、上記の各項目を確認する試験を行えば、MIL-STD-810 に示されたすべての環境試験（表 4.4）を実施しなくとも実際上問題はない。このような考えのもとで、A D C に実施した試験項目と順序を表 4.5 に示す。すなわち、表 4.4 と比較すれば、降雨試験や模擬宇宙試験等の試験は省略されているが、A D C の構造、使用部品を考慮して若干の試験が追加されている。

なお、A D C は可成り前に開発された機器であったため、その環境試験の実施方法は、主として MIL-T-5422 に準拠して行った。

表 4.5 電子機器 A D C の試験グループと順序

順 番	№ 1 供試 A D C	№ 2 供試 A D C
1	機 能 試 験	機 能 試 験
2	無 線 妨 害 試 験	湿 度 試 験
3	温 度 ・ 高 度 試 験	防 爆 試 験
4	振 動 試 験	砂 塵 試 験
5	衝 撃 試 験	位 置 誤 差 試 験
6	加 速 度 試 験	機 能 試 験
7	音 響 騒 音 試 験	
8	機 能 試 験	

### 4.3.2 試験結果の分析

前項では、電子機器ADCについてのみ述べているが、実際にはADCを含む航空機用電子機器および機械機器34台（電子機器18台、機械機器16台）について環境試験を実施した。この環境試験において、認められた不具合件数70件について、環境ストレスと機器の不具合状況の関係を示したのが図4.1である。

図4.1で自明の通り上位3つの環境ストレス（振動、塩霧、湿度）の影響が大きく、これらが全故障の62%を占めるという結果であった。発生した不具合について、その原因を分析した結果をまとめたのが図4.2の不具合別パレート図である。部品不良、作業不良（ワークマンシップ不良）および設計不良が

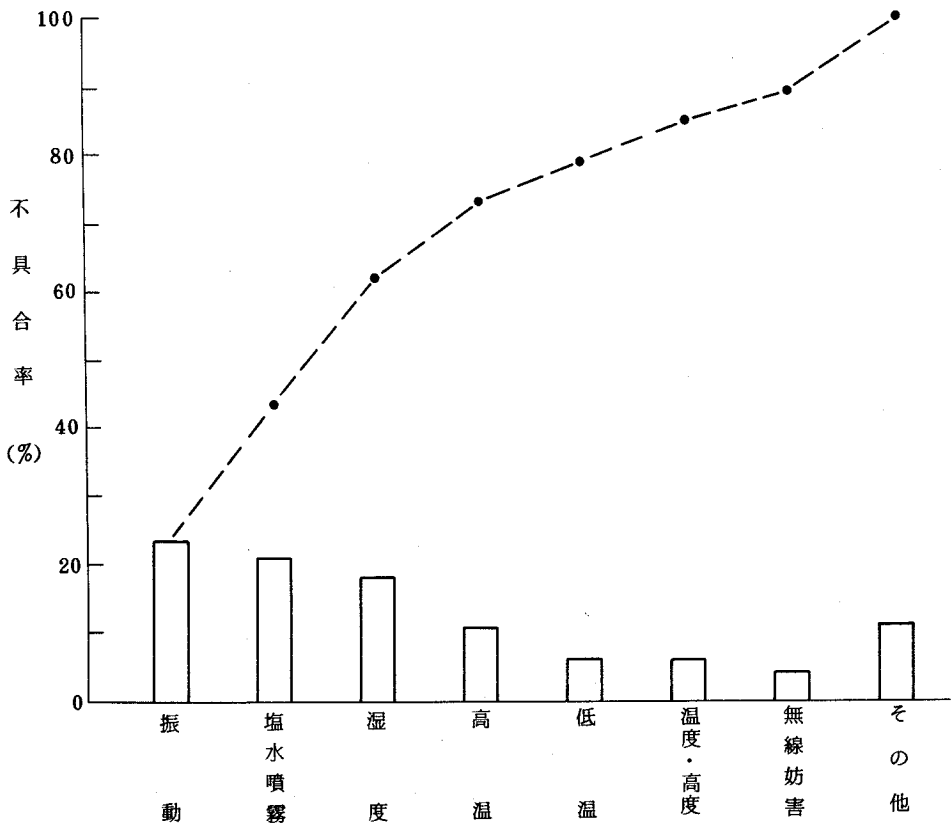


図4.1 環境試験の不具合パレート図

主なものであり、これらで全体の84%を占めることがわかった。

電子機器ADCについてみても、その不具合は図4.1とはほぼ同様な傾向を示しており、振動試験時の共振によると思われるリレーのコイル断線および湿度試験における金属機構部品の発錆による不具合が著しかった。

環境試験によって指摘された不具合原因については、それぞれに対策を講じ再試験を行って、環境試験のうえでの必要な信頼性を確認するまでの改善を行ったことをつけ加えておく。

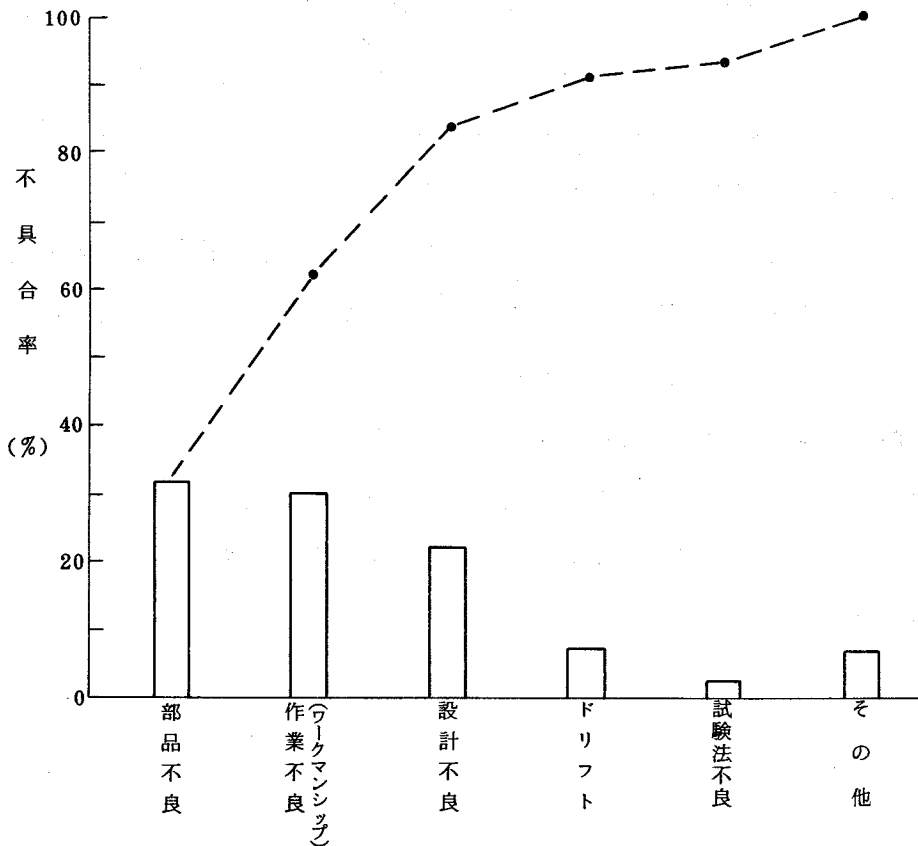


図4.2 原因別不具合パレート図

#### 4.4 結 言

航空機用電子機器に対する環境試験は、現段階ではMIL規格に準拠して



行うのが最も実際的であることを指摘し、A D Cを含め航空機用電子機器に対して実際に行った環境試験を示した。

実施した環境試験結果を分析し、電子機器A D Cの信頼性改善に関して次のような指針を得た。

1. 電子機器A D Cに対する環境ストレスとしては振動，塩霧，湿度の影響が大きい。これらは使用環境条件の諸要因のうちで特にウエイトをおいて考えなければならないものである。

2. 採用した構成部品の部品不良による試験不具合が意外に多く，それだけで32%を占めていた。これらは部品選定のミスおよび部品そのものの信頼性が悪いことに起因していた。このことは部品の選定には入念な注意を払うことが極めて重要であることを示している。

3. 機器の組立不良（ワークマンシップ不良）が設計不良，部品不良とともに大きな不具合の原因である。このため，組立作業法には設計の面から細部についてじゅうぶんな配慮が必要である。

なお，数多くの機器に対して環境試験を実施した結果からみると，どの機器についても不具合の発生，不具合原因はほとんど共通している。この点からみて，ここで得た環境試験結果は，機器一般の設計・製作に活用できるものとみなせる。

## 第5章 ポテンシオメータとメカニカルクラッチ の信頼性改善

### 5.1 緒 言

航空機用電子機器ADCの不具合現象および不具合原因の分析によって、その主要なものは、ADC内部に発生する雑音であること、また雑音の発生に直接かかわりあいをもつ部品がポテンシオメータおよびメカニカルクラッチであることを指摘した。したがって、ADCの信頼性改善のためには、これら2つの部品の不具合内容を詳細にし、それらに対する改善策を講ずることがまず必要である。<sup>(41)</sup>

また、図5.1に示す故障部品の部品別パレート図および図5.2に示す部品費と交換作業費を含めた故障部品別パレート図は、これら2つの部品の信頼性改善がADCの信頼性改善に大きく寄与するだけでなく、改善の経済的効果も大きいことを明らかにしている。

本章では、ポテンシオメータとメカニカルクラッチについて、ADCの信頼性を左右する不具合内容を詳細にし、その改善を問題にしている。

ポテンシオメータについては、問題点がそのしゅう動雑音にあるところから、まずしゅう動雑音の発生機構を明らかにするとともに、その測定方法を検討している。ついで、ADCに各種のポテンシオメータを組みこんで雑音寿命試験を行い、特別な貴金属巻線の採用によって信頼性が改善されることを示している。また、ポテンシオメータの雑音に関して、もう一方の問題に雑音許容値の設定があることを指摘し、官能試験に属するシステム試験を行って許容値決定の重要な資料を整えている。<sup>(44)~(48)</sup>

メカニカルクラッチについては、使用条件からみて故障しやすいことおよびその故障が航空機の機体のゆれに直接関係するレイト雑音の原因になるこ

とを明らかにし、改善の諸対策を検討している。

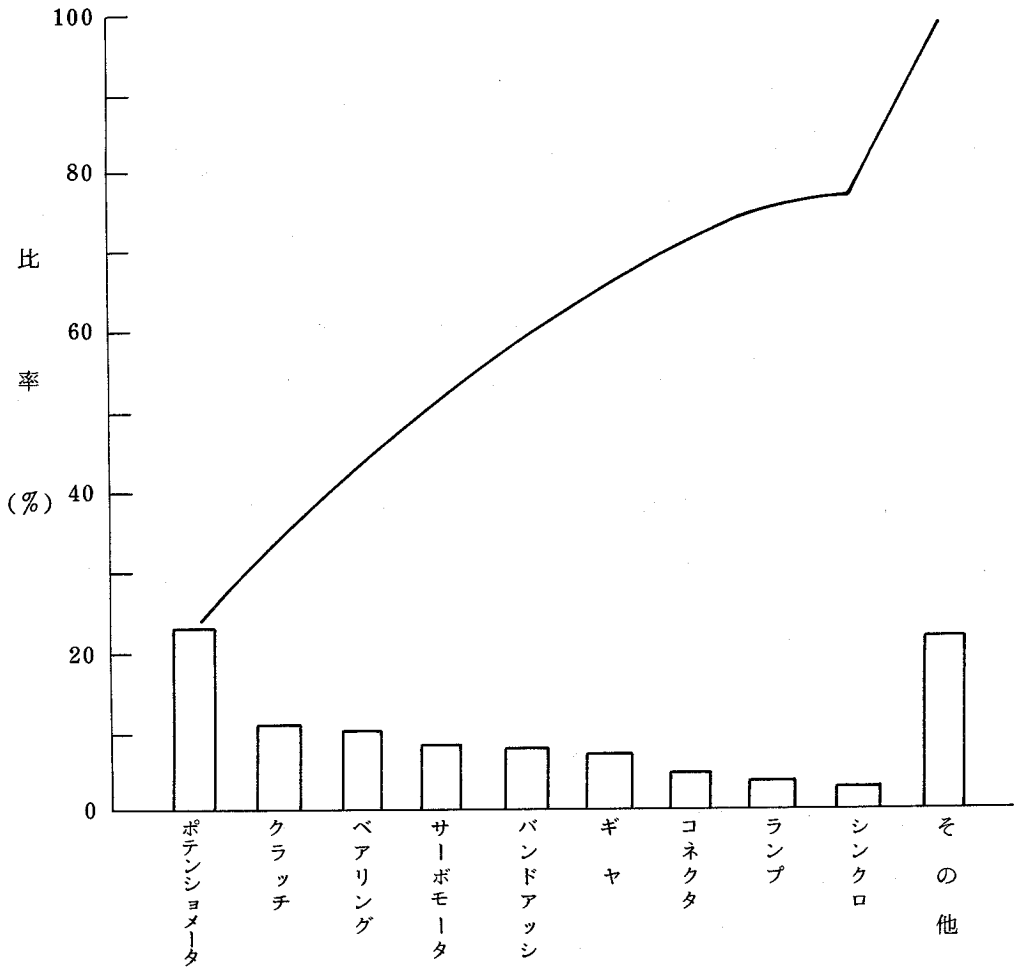


図5.1 故障部品別パレート図 (個数のみ)

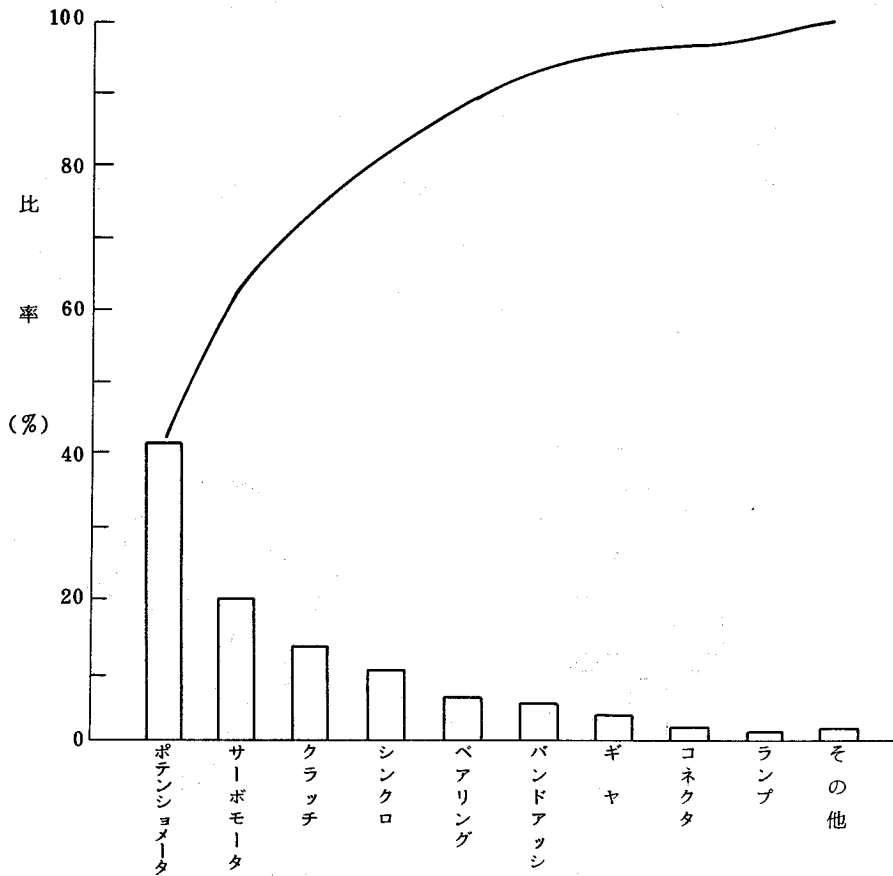


図 5.2 故障部品別パレート図 (部品費, 工費も含む)

## 5.2 ポテンシヨメータの故障とその信頼性改善

### 5.2.1 ポテンシヨメータの構造と主要材料

ポテンシヨメータは, 各種演算回路のホローアップ抵抗器として, また演算出力抵抗器としてADC中に数多く組みこまれている。その外観と内部構造を図5.3に示す。

図に示すように, 各CUPは同一軸で連結されており, その内部構造は, 直径が約50ミクロンの抵抗線を芯線に同一ピッチまたは可変ピッチに巻いた抵抗体, 貴金属の接点部をもつワイパ, ピックアップした電圧値(抵抗値)を

外部に取り出すためのスリップリング，集電子，端子，シャフト等で構成されている。

また，抵抗体を構成する抵抗線の巻線材料としてはKARMA巻線および貴金属巻線を使うが，それらの成分表を表5.1に示す。KARMA巻線は，これまで使われてきたものであり，貴金属巻線は，次節で述べるように信頼性改善のため新しく導入したものである。

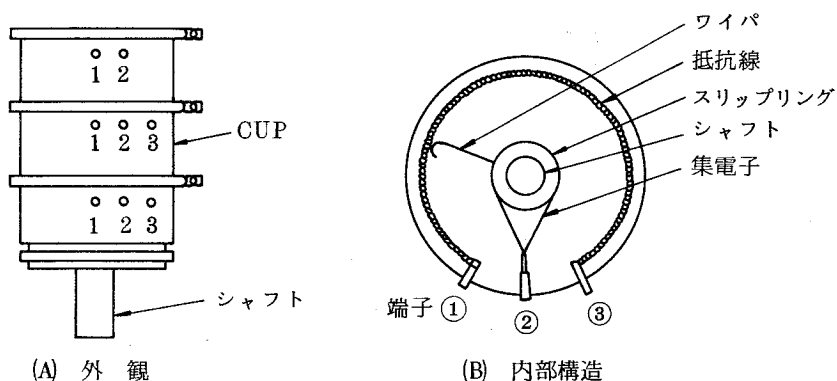


図5.3 ポテンショメータの構造

表5.1 巻線材料の成分表

材 料 別	成 分 ( % )							固有抵抗※ Ω/CMF
	N i	C r	A u	P t	R h	R u	そ の 他	
K A R M A 線	7 6	2 0					S i , A l , C u	800 ± 5 %
金 合 金 線	2 5	1 0	6 5					180 ± 5 %
白 金 合 金 線				7 9	1 5	6		550 ± 5 %

※固有抵抗は20℃における値を示す。

抵抗巻線径 = 18~75μ

### 5.2.2 しゅう動雑音現象とその発生メカニズムおよび改善策

電子機器ADCの中に組み込まれているポテンショメータ（以下POTと略記する）は、その発生する雑音量によって故障状態にあるか否かが判断される。POTにおける雑音の発生はかなり複雑な現象であるが、一般にPOTの雑音は本質的に次の3種類に分類される。<sup>(49)(50)</sup> (1)熱雑音、(2)電流雑音、(3)しゅう動雑音。

この内、熱雑音と電流雑音は抵抗体固有のもので、POT軸の回転運動とは無関係に生じ、その値もしゅう動雑音と比較して通常2桁以上小さい値である。したがって、POT雑音で實際上問題になるのは、しゅう動雑音のみであると考えてよい。

POTしゅう動雑音は、POT軸を回転したとき現われるもので、POTの巻線抵抗値変化に関係しない出力電圧の変動であると定義される。そしてPOTしゅう動雑音は、大きく次の2つのグループに別けることができる、(1)分解度雑音（resolution noise）、(2)過渡雑音（transient noise）。<sup>(50)</sup>

ここで、分解度雑音は、POTのワイパーが抵抗巻線の1つのターンから次のターンへと移り動く際に生ずる階段状の微小電圧変動である。一方、過渡雑音は、ワイパーと抵抗巻線との接合面の接触抵抗の変化、またはスリップリングと集電子の接合面の接触抵抗の変化によって発生するものであり、高い周波数を含んだ雑音である。

そして過渡雑音グループは、更に次のように細分化される；<sup>(51), (52)</sup>

#### (a) Loading 雑音

この雑音は、負荷電流がワイパーに流れる場合に生じるものであり、金属酸化膜や異物粉末、更にはワイパーの接触圧の変動等によるワイパーと抵抗巻線間の接触抵抗変化によって発生する。

### (b) Generated 雑音

この雑音は、電流が流れない場合に生じるものであり、ワイパーと抵抗巻線との異種金属間の摩擦によって発生する。

### (c) 短絡雑音 (Shorting noise)

この雑音は、ワイパーを通して外部回路に負荷電流が流れない場合に現われる。すなわち、巻線電流の一部が、移動中のワイパーの先端部によって作られた抵抗巻線の相隣れるターン上の短絡回路を流れる。その結果、巻線電流に急変化が生じ短絡雑音が発生する。

### (d) 高速度雑音 (High velocity noise)

この雑音は、POT軸を速く回転させた場合とか、振動条件下でPOTを使用する場合に現われるもので、ワイパーと抵抗巻線との接触が開状態になることによって発生する。

POTにおけるしゅう動雑音は、上記に示したような種々の発生メカニズムによって生じるものであるため、その雑音は抵抗巻線や金属部分の酸化、接触部の圧力等の経時変化によって増大する。すなわち、POTしゅう動雑音は摩耗故障的な故障特性をもつ。そのため、より耐酸化性に強く、かつ機械的に強靱な材料が、この部品の信頼性を改善することになるが、POTの抵抗巻線として貴金属巻線をこのような観点から導入したものであり、この導入はPOT信頼性の材料面における改善策といえるものである。

## 5.2.3 しゅう動雑音測定法

### (1) しゅう動雑音測定に関する規格

POTしゅう動雑音測定に関して、参考にすべきものにMIL規格、JIS規格をはじめとしていくつかの規格がある。<sup>(53)</sup>

表5.2および表5.3は、POTしゅう動雑音測定に関するMIL規格およびJIS規格をあげたものであり、表5.4は各種規格によるしゅう動雑音の測

定法を示したものである。

表5.2 しゅう動雑音に関するMIL規格

MIL番号	規 格 名 称
MIL-R-12934	Resistors, Variable, Wirewound, Precision, General Specification for
MIL-R-19438	NAVY Resistors, Variable, Wirewound, Precision, General Specification for
MIL-R-22097	Resistors, Variable, Nonwirewound, General Specification for
MIL-R-39023	Resistors, Variable, Nonwirewound, Precision, General Specification for
MIL-R-81106	Resistors, Variable, Wirewound, Precision, Long Life Low Noise, General Specification for

表5.3 しゅう動雑音に関するJIS規格

JIS番号	規 格 名 称	備 考
JIS C 6443	普通級炭素系可変抵抗器	雑音測定的重要性を認めているが規格化していない。
JIS C 6444	特殊級炭素系可変抵抗器	
JIS C 6445	巻線形可変抵抗器	

表5.4をみてわかるように、各規格は、それぞれしゅう動雑音の測定回路として、定電圧回路方式か定電流回路方式のいずれかを採用している。



表5.4 各種規格の比較

No.	規 格	測 定 回 路	測 定 器			回 転 速 度	備 考
			帯域幅	入力抵抗	指示値		
1	MIL-R-12934 Resistors Variable Wirewound Precision		DC } 50 kHz	1MΩ at 400Hz	Peak Value	4 ± 1 rpm	規格値は ENRで示すとき 初期… 100Ω以下 使用中… 500Ω以下 1mA DC定電流
2	MIL-R-81106 Resistors Variable Wirewound Precision Low Noise		TRUE RMS VOLTMETER	実効値 (rms)	4 ± 1 rpm	規格値は 初期…100mV以下 環境試験後 … 200mV以下 1mA DC定電流	
3	NAS-710 Resistors Variable Precision		60 } 50 kHz	3 MΩ at 400Hz	Peak Value (V)	4rpm 以下	規格値は ENRで POT全抵抗の 0.1%以下または 100 Ω以下 $ENR = \frac{E(\text{peak})}{0.001} (\Omega)$ 1mA DC定電流
4	INDUSTRY STANDARD Precision Potentiometer		DC } 1 000 Hz	1 M Ω 以上	Peak Value	4 ± 1 rpm	Rc : 校正抵抗 F : L. P. FILTER 1.0 ± 5% mADC 規格値は個別仕様書による
5	JIS C 6444 特殊級炭素系 可変抵抗器		フィルタ特性を規定	測定装置の回路規定	ランプ	30 rpm	規格値は (10 kΩ 以上のもの) 39mV以下 増幅器の周波数特性を規定 印加電圧 20V
6	電子機器の 仕様書の一例	(1) NAS-710と同一回路でオシロスコープによる測定 (2) 同上回路でペン書きレコーダによる測定	Hz 60~50 kHz DC~50Hz	3 M Ω at 400Hz	Peak Value	機器の Slew Speed	雑音幅 20ms 以上の場合 … 50mV以下 20ms 以下の場合 … 500mV以下

(2) 定電圧回路方式と定電流回路方式の比較

図5.4は定電圧回路方式の測定回路であり、JIS C 6444 の規定にしたがったものである。一方、図5.5は定電流回路方式の測定回路であり、MIL-R-12934およびNAS-710に基づいて開発したものである。測定用定電流源として、1mA DCと0.1mA DCの独立な2回路がスイッチの切換えで使えるようにしてあり、各定電流は可変抵抗器 $R_4$ 、 $R_9$ で調整できるようにしてある。

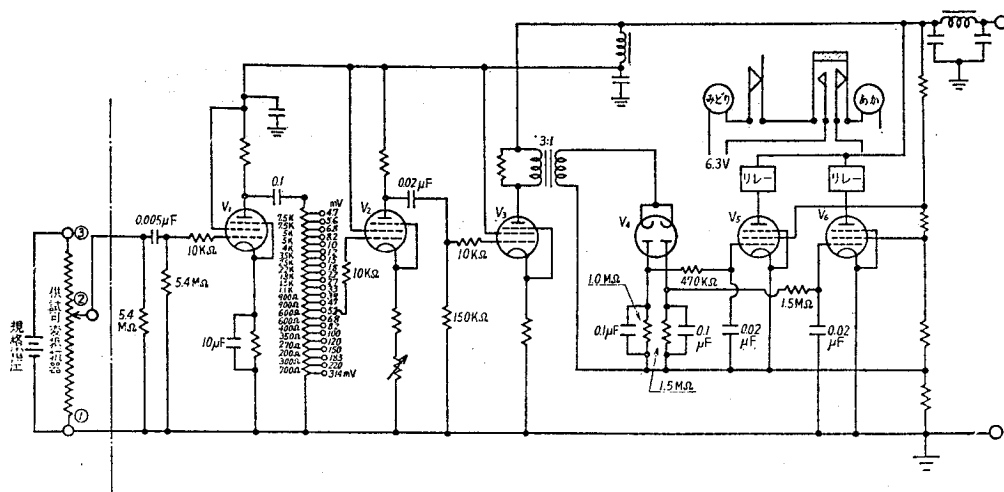


図 5.4 定電圧測定の実際回路

以下、図5.4および図5.5に示した回路によるしゅう動雑音の実測をとおして、2つの測定方式を比較検討する。なお、しゅう動雑音の実測は、特にことわりのない限り、下記の条件で行った。

供試POT軸回転速度：0.75 rpm

指示器：オシロスコープ (TEKTRONIX 502A)

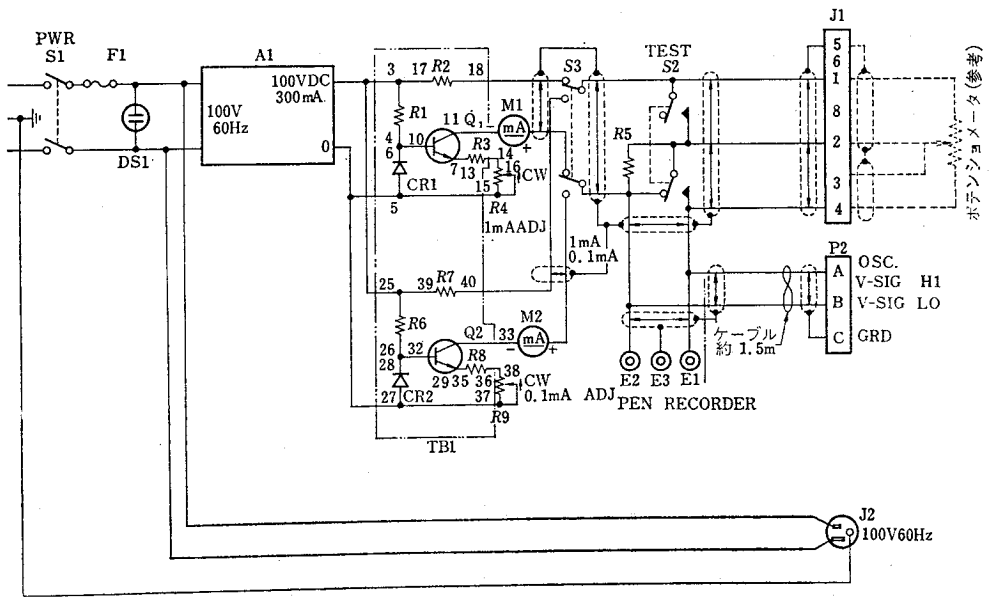


図 5.5 定電流測定の実際回路

ペン書きレコーダ (HEWLETT-PACKARD 7702B)

ノイズ電圧：ピーク値

P O T：抵抗値  $40\text{ k}\Omega$ ，分解能  $0.5\%$

(しゅう動雑音電圧の過大 P O T を使用)

a) 指示器の影響 (図 5.6, 5.7)

定電圧回路，定電流回路のいずれの場合もオシロスコープによる雑音電圧が，ペン書きレコーダによる値より大きく現われる。このことは，指示器の入力インピーダンスおよび測定周波数のレンジによる差であると考えられる。表 5.5 および表 5.6 に指示器の影響と指示器の特性を示しておく。

表 5.5 指示器の影響 (雑音比)

指示器	レコーダ	オッシロ
定電圧回路	1	2.5~4
定電流回路	1	4~7

表 5.6 指示器の特性

指示器	周波数	入力抵抗
オッシロ	DC~500kHz	1M $\Omega$
レコーダ	DC~50Hz	0.2M $\Omega$

b) しゅう動雑音の再現性 (図 5.8, 5.9)

POTの軸回転方向を時計方向および反時計方向に変えても、電気ストレスの増大、減少方向のいずれの場合も、雑音電圧は $\pm 5\sim 10\%$ 以内で再現している。

c) 印加電圧と負荷抵抗の影響 (図 5.10)

定電圧回路の場合、負荷抵抗値 ( $R_L$ ) とほぼ無関係に印加電圧 10VDC までは雑音電圧が直線状に増大し、それ以上で雑音電圧は、やや飽和状態を呈する。また、負荷抵抗値が小さくなるにつれて、雑音電圧は大となる。これはしゅう動雑音電圧が、POTのワイパ電流に比例して大きくなる要素をもっていることを意味している。この実験のように、実際のPOT回路では厳密な意味での定電圧回路は稀であり、負荷抵抗器があれば、基本的には定電圧回路であっても、わずかなワイパ電流があるため部分的に定電流回路の性質を示している。

d) POT軸回転速度の影響 (図 5.11)

定電圧回路の場合、POT軸回転速度が早くなれば雑音電圧は、ほぼ直線状に減少する傾向がみられる。一方、定電流回路では、測定したPOT軸速度変化範囲 (0.75~5 rpm) で雑音電圧は、ほとんど一定である。

e) POT雑音波形 (図 5.12)

定電圧回路と定電流回路での雑音電圧波形は、POT巻線抵抗線上の発生位

置，雑音波形がほぼ近似している。定電流回路での雑音波形が，やや雑音パルス数が多く，高い周波数をより多く含んでいることが認められる。

以上の実測結果からみて，定電圧回路方式によった場合と定電流回路方式によった場合では，若干の差があるが，決定的にどちらの方式が優れているとはいえるほどではない。しかし，負荷抵抗の影響およびPOT軸回転速度の影響の点から定電流回路方式によるのが望ましいと考えられる。

なお，POTの雑音測定において，POT単体の場合とPOTを機器に組込んだ状態の場合とでは，雑音電圧に若干の差がある（図5.13）。両者の場合でのちがいはせいぜい±5%以内のものであるが，組立技術を向上させることによって，この差は更に狭めることが可能であると思われる。

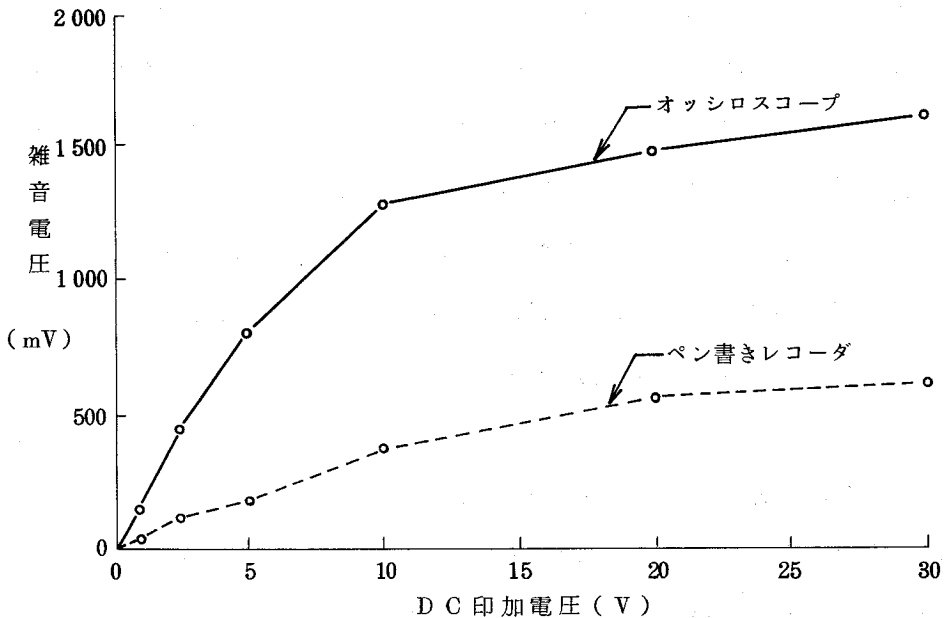


図5.6 指示器の影響 (定電圧回路)

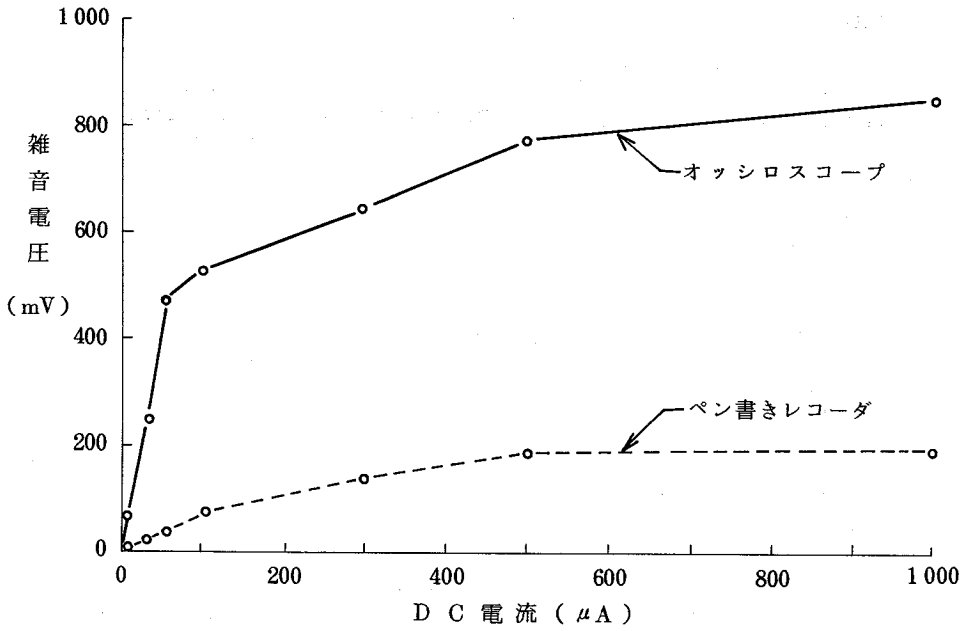


図 5.7 指示器の影響 (定電流回路)

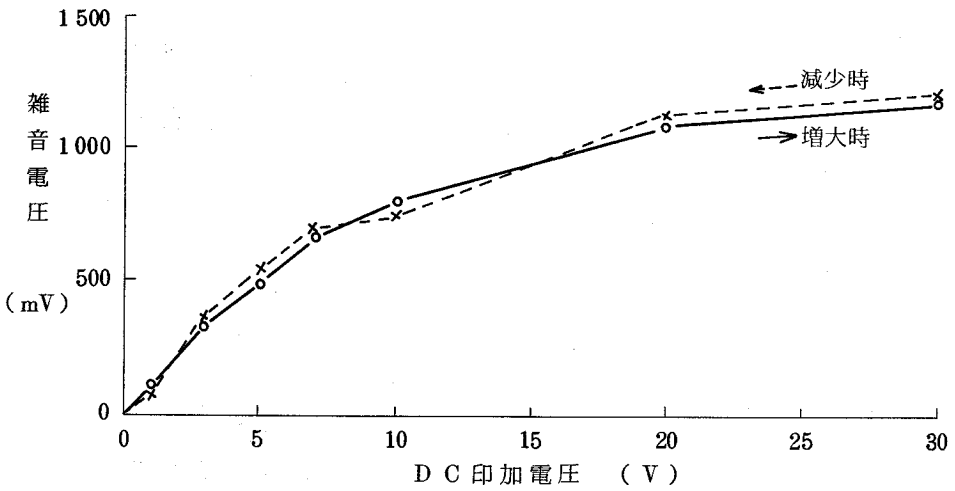


図 5.8 雑音の再現性 (定電圧回路)

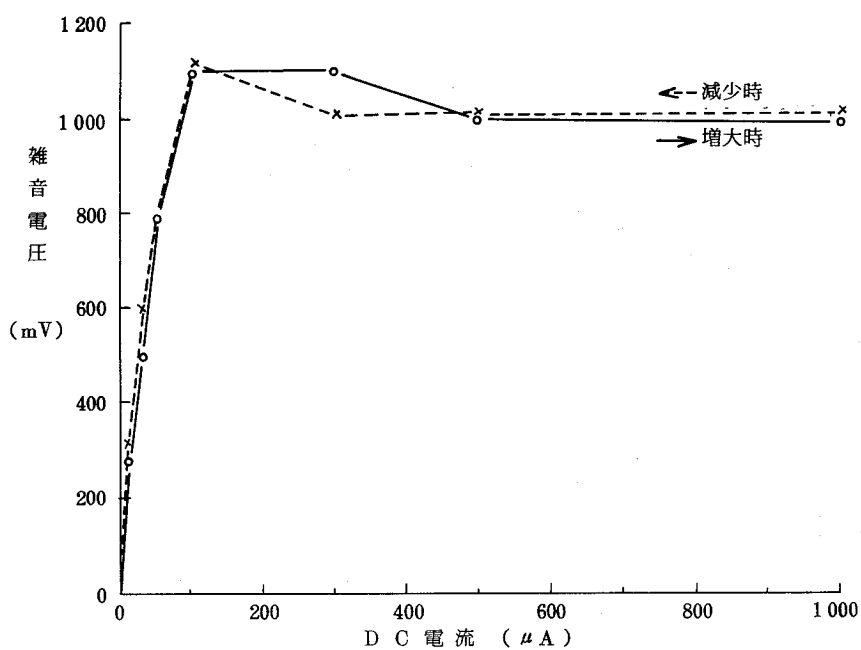


図 5.9 雑音の再現性 (定電流回路)

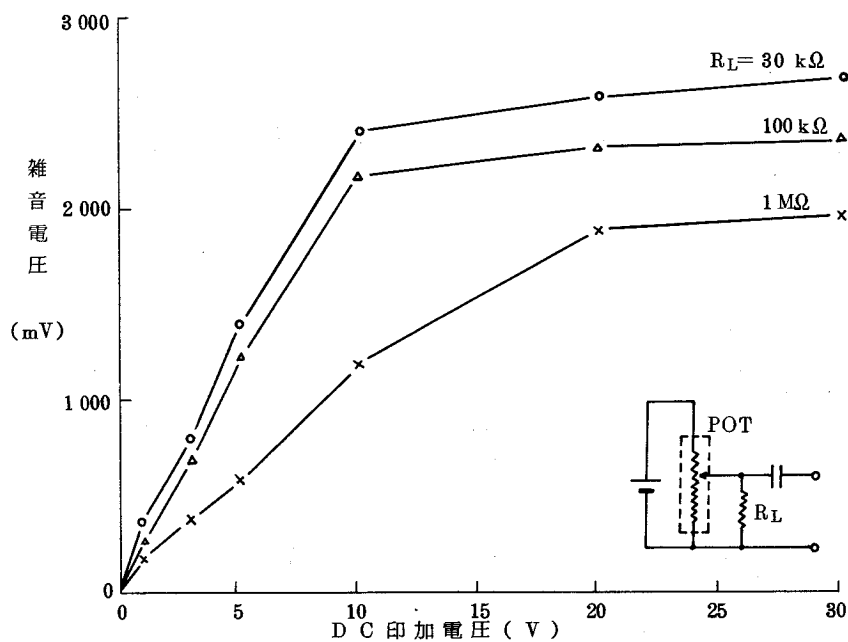


図 5.10 印加電圧の影響 (負荷効果)

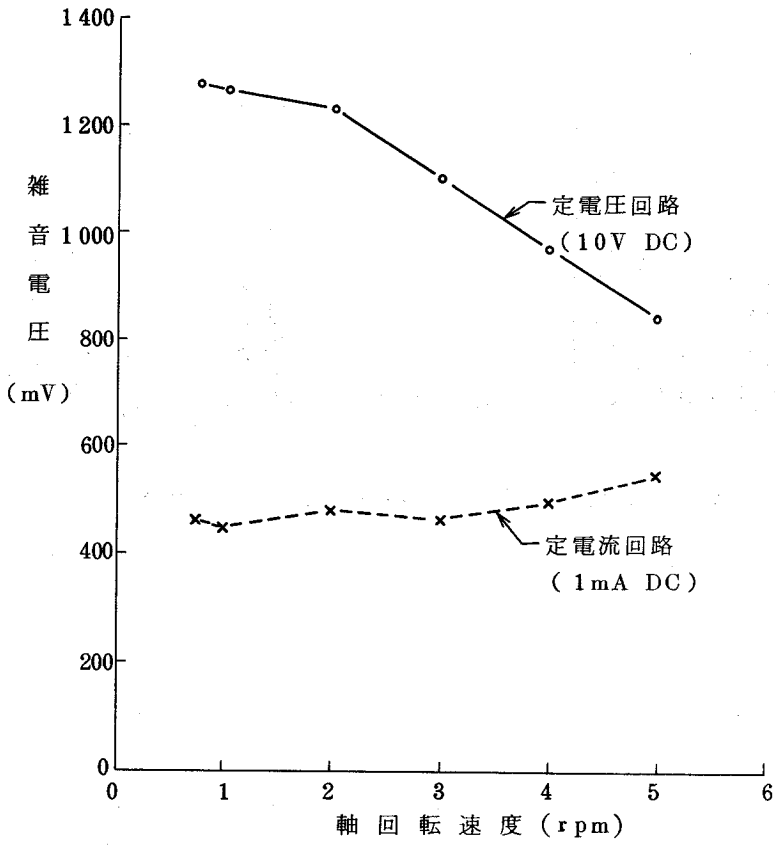
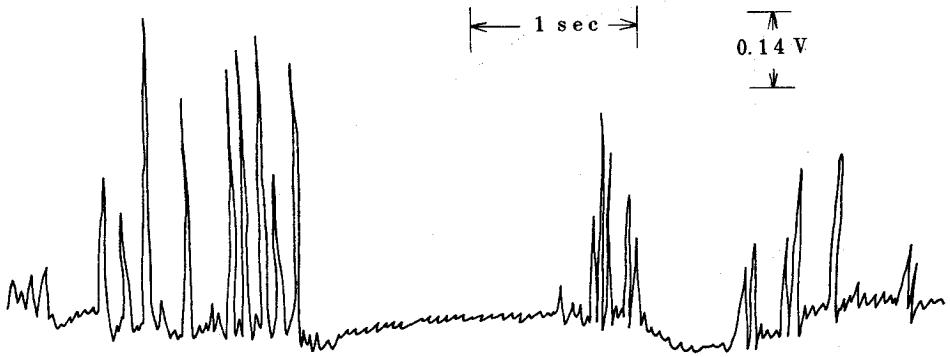
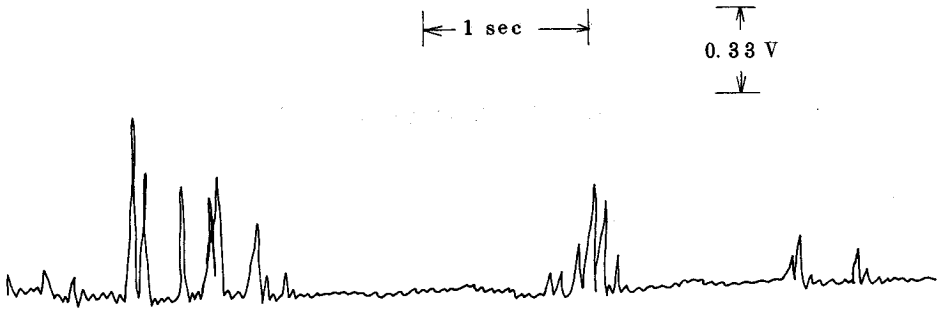


図 5.11 軸回転速度の影響





(A) 定電流回路における雑音電圧波形 (1 mADC)



(B) 定電圧回路における雑音電圧波形 (10 VDC)

図 5.12 POTしゅう動雑音波形 (フォトレコーダによる)

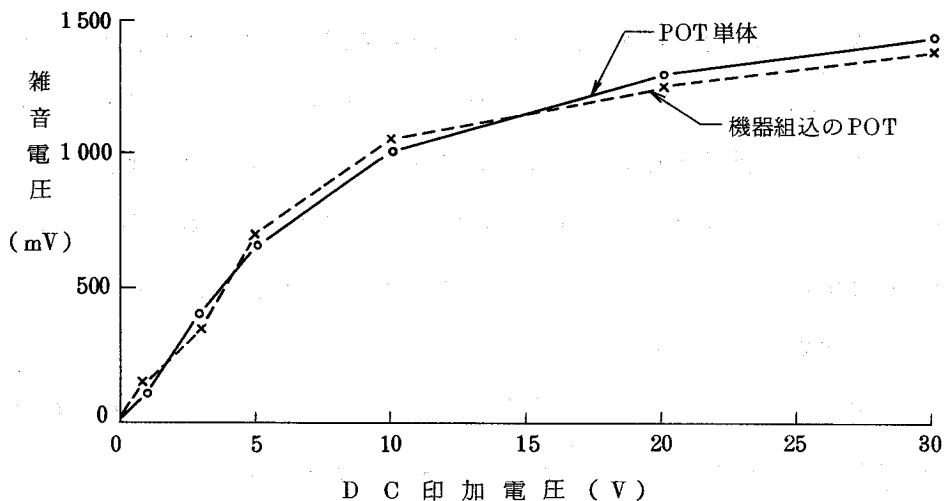


図5.13 POT 単体と機器組込み (定電圧回路)

#### 5.2.4 雑音寿命試験と貴金属巻線による改善効果

さきに、POTの雑音寿命を改善するために貴金属巻線を使うことを提案したが、これによる改善の効果を雑音寿命試験によって明らかにする。

##### (a) 雑音寿命試験<sup>(44), (47)</sup>

KARMA 巻線POT 21個，貴金属巻線POT 15個を試料として，これらを組みこんだADCに図5.14に示すような作動を行わせ，発生する雑音の経時変化を測定した。

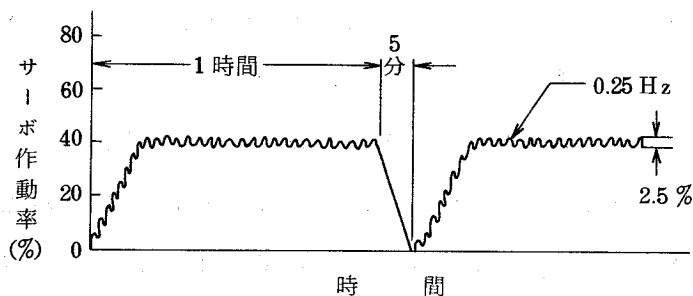


図5.14 ADCの作動状態

A D Cのサーボ作動率（P O T軸の電気回転角度）4 0 %は，ON-OFFのステップ入力で与えた（ON時間1時間，OFF時間5分）。また，サーボ作動率2.5%，0.25Hzの作動は，サインPOTとモータによるコマンド信号で前記のステップ入力に重畳させることによって与えた。これらのサーボ作動はA D Cが実際に使用されている電気作動状態に近似させたものである。なお，P O T雑音測定は，定電流回路でオシロスコープを用いる方式によった。

#### (b) P O T雑音の経時変化

P O T雑音電圧の経時変化を図5.15に示す。この図において，KARMA巻線P O Tについては21個の平均値を実線で，貴金属巻線P O Tについては15個の平均値を点線でそれぞれ示している。

これからわかるように，貴金属巻線POTとKARMA巻線POTとでは，雑音電圧の経時変化に明瞭な差があらわれている。すなわち，貴金属巻線POTの雑音電圧はKARMA巻線POTに比較し，雑音電圧の絶対値も小さく，雑音電圧の急峻な増大時期もかなり遅い。なお，各抵抗巻線とも雑音増大のパターンは類似している。

また貴金属巻線POTについては，抵抗値別の雑音電圧の経時変化を調べているが，その結果は図5.15に示すように抵抗値別による明瞭な差はなく，しゅう動雑音電圧のPOTの抵抗値についての相関は，ほとんど認められない。

#### (c) 抵抗巻線材料別のPOT寿命分析

POTの連続作動試験データから，これまで使用されてきたKARMA巻線と新しく提案した貴金属巻線について，しゅう動雑音からみたPOT寿命の統計的分布を検討する。この分析では，POT雑音電圧が200mVに達する時間，すなわち，ENR (Equivalent Noise Resistance) が200Ωになる時間をPOT寿命とした。この値は，従来のPOT使用回路においてふつう雑音寿命と考えられている値である。

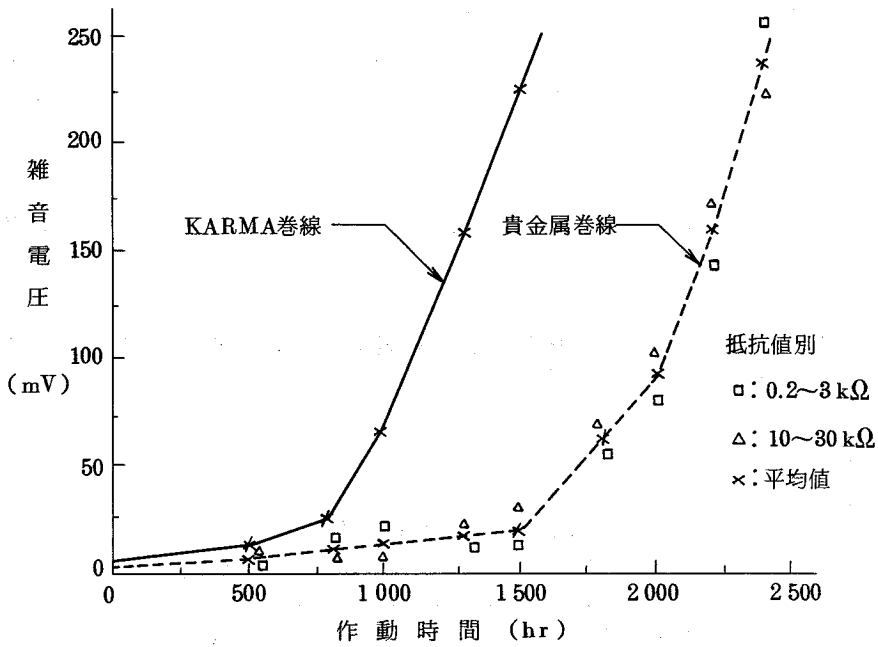


図 5.15 巻線材料別雑音電圧 (抵抗値別)

試験した KARMA 巻線 POT 21 個, 貴金属巻線 POT 15 個の寿命時間をそれぞれ表 5.7 および表 5.8 に示す。

表 5.7 KARMA 巻線 POT の寿命

寿命時間 $x_i$ (hr)	不良数 $f_i$
850	2
1050	2
1150	2
1250	1
1350	3
1450	2
1550	3
1650	4
1950	2
$\Sigma f_i = 21$	

表 5.8 貴金属巻線 POT の寿命

寿命時間 $x_i$ (hr)	不良数 $f_i$
1150	1
1650	1
2050	1
2250	2
2350	5
2550	3
2650	2
$\Sigma f_i = 15$	

まず、平均寿命  $\bar{x}$  とその分散  $s^2$  は

$$\bar{x} = \sum f_i x_i / \sum f_i \quad (5.1)$$

$$s^2 = \sum (x_i - \bar{x})^2 / \sum f_i \quad (5.2)$$

で与えられ、サンプルの平均寿命  $\bar{x}$  と標準偏差  $s$  は、それぞれ表5.9のようになる。

表5.9 POTの寿命

単位：hr

POTの種類	平均寿命 $\bar{x}$	標準偏差 $s$
KARMA 巻線の POT	1 4 0 2	3 0 3
貴金属巻線の POT	2 2 7 0	3 8 4

ところで、今対象にしている POT 寿命の母集団の平均値も分散も未知であるため、JIS Z 9051 “母平均の区間推定” に示された式にもとづいて POT の寿命平均値  $m$  を次のように推定する。<sup>注</sup>

注 記

母集団の平均値と分散が未知である場合、POT 寿命平均値  $m$  を推定するために、 $t$  分布を活用する。

標本から求めた不偏分散  $V$  を次式のように平方和  $S$  と自由度  $\phi$  で示せば

$$V = S / \phi = \sum (x_i - m)^2 / (n - 1)$$

であり、このとき次式で与えられる統計量  $t$

$$t = (\bar{x} - m) \sqrt{\frac{V}{n}}$$

を考えると、これは、自由度  $\phi (= n - 1)$  の  $t$  分布にしたがうことが知られている。したがって、

POTの寿命平均値  $m$  は、危険率  $\alpha$  の区間推定で次のようになる。

まず、KARMA 巻線 POT の場合、その不偏分散  $V_k$  は

$$V_k = \sum (x_i - 1402)^2 / (21 - 1) = 96600$$

いま、危険率  $\alpha$  として 5% を示したとき、 $t$  分布表から

$$t_0(21 - 1, 0.025) = 2.42$$

したがって、KARMA 巻線 POT の寿命平均値  $m_k$  の信頼限界の巾は

$$\pm t_0(21 - 1, 0.025) \sqrt{\frac{96600}{21}} = \pm 164$$

$m_k$  の上限値  $m_{ku}$  および下限値  $m_{kl}$  は、それぞれ次のようになる。

危険率  $\alpha$  を与えたとき、母平均  $m$  をふくむ確率  $P$  は次のようになる。

$$P \left\{ -t_0 \left( \infty, \frac{\alpha}{2} \right) \leq \frac{\bar{x} - m}{\sqrt{\frac{V}{n}}} \leq t_0 \left( \infty, \frac{\alpha}{2} \right) \right\} = 1 - \alpha$$

さらに書きかえて

$$P \left\{ \bar{x} - t_0 \left( \infty, \frac{\alpha}{2} \right) \sqrt{\frac{V}{n}} \leq m \leq \bar{x} + t_0 \left( \infty, \frac{\alpha}{2} \right) \sqrt{\frac{V}{n}} \right\} = 1 - \alpha$$

信頼限界の巾は

$$\pm t_0 \left( \infty, \frac{\alpha}{2} \right) \sqrt{\frac{V}{n}}$$

で与えられる。

$$\text{上限値 } m_{ku} = 1402 + 164 = 1566$$

$$\text{下限値 } m_{kl} = 1402 - 164 = 1238$$

同様にして、貴金属巻線POTの寿命平均値 $m_p$ について計算すれば、 $m_p$ の上限値 $m_{pu}$ および下限値 $m_{pl}$ は、それぞれ次のようになる。

$$\text{上限値 } m_{pu} = 2270 + 249 = 2519$$

$$\text{下限値 } m_{pl} = 2270 - 249 = 2021$$

以上の結果を表5.10にまとめて示しておく。

表5.10 巻線材料別POTの寿命 単位: hr

寿命 巻線別	平均寿命 $\bar{x}$		寿命比率		標準偏差 s
	点推定	区間推定	点推定	区間推定	
KARMA巻線	1402	1238 1566	1	1	303
貴金属巻線	2270	2021 2519	1.62	1.29 2.03	384

表5.10からPOT寿命を抵抗巻線材料別で比較すれば、貴金属巻線POTの寿命は、従来のKARMA巻線POTの約1.6倍長いことが認められた。

また、本試験で得られた各POTの雑音寿命の値(表5.7および表5.8参照)を寿命の短い順にならべワイブル確率紙<sup>(54)</sup>にプロットしてみると図5.16のようになる。KARMA巻線のPOTについては、その形のパラメータ $m_k$ が $\eta_k = 1600$ 時間を境にして $m_{k1} = 3.3$ から $m_{k2} = 11$ に移行し、この時間から著しい摩耗故障期に入っている。一方、貴金属巻線のPOTでは、 $\eta_p = 2200$ 時間を

境にしてその形のパラメータ  $m_p$  が  $m_{p1} = 4.5$  から  $m_{p2} = 11$  に移動し、この時間から著しい摩耗故障期に入っている。

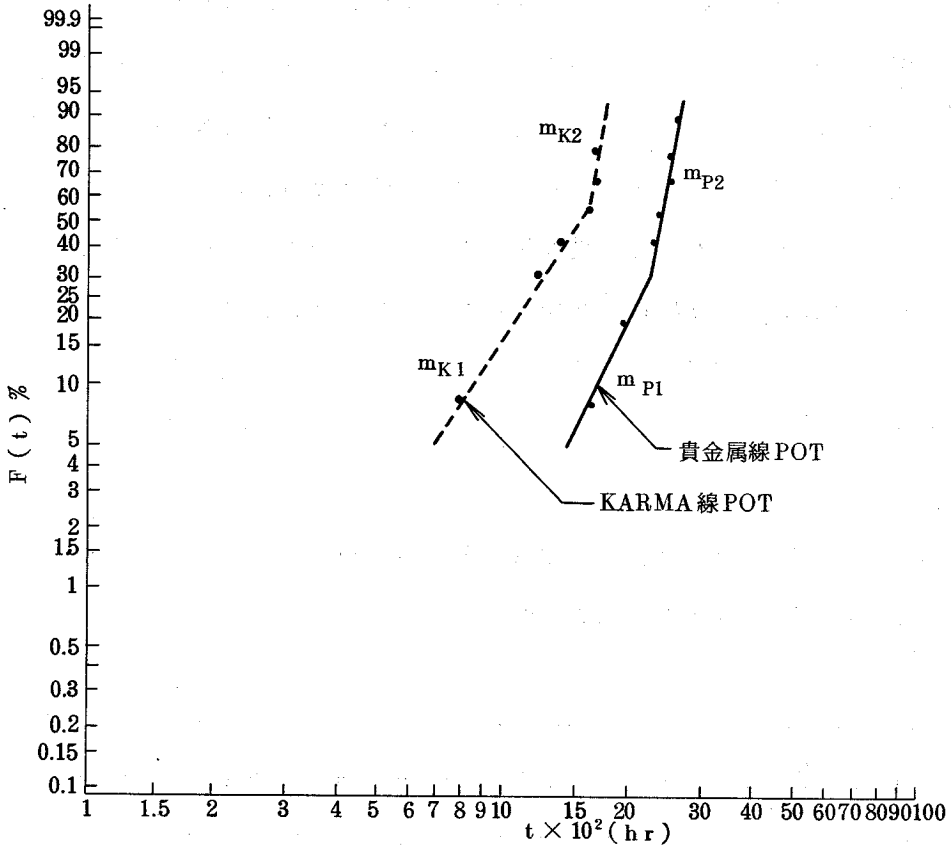


図5.16 ワイブル確率紙による分析

### 5.2.5 雑音許容値

前節で、貴金属巻線の採用によってPOTの雑音寿命が、これまでのものと比べて約1.6倍改善されることを明らかにしたが、また雑音発生の経時変化からみてPOTには、予防保全が有効であることがわかる。

予防保全を導入するためには適確な雑音許容値を設定しておくことが必要であるが、これについては、これまではほとんど明確にされていなかった。前節

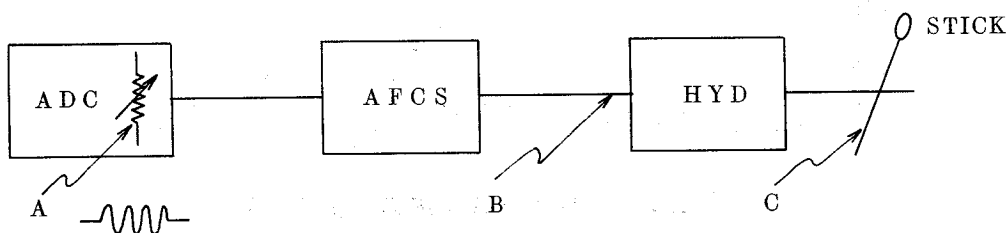


の雑音寿命試験でとった許容値も、POT使用回路で一般に雑音寿命と考えられている値ではあるが、電子機器ADCの使用経験からは必ずしも適切とは云えない値である。

POTのしゅう動雑音が、航空機の飛行中における機体のピッチング現象や操縦桿の異常微振動現象の主因になっており、これらの現象がパイロットの心理的な不安要因となり、大きな問題として取り上げられてきていることからみて、雑音の許容値は実動作状況のもとで、しゅう動雑音のパイロットに与える影響から決めるのがもっとも直接的であり、かつ適確である。このためADCのPOTしゅう動雑音と操縦桿の微振動の関係をパイロットの手の感覚を通してとらえる官能試験を計画し、この結果によって雑音許容値を設定することにした。<sup>(59)</sup>

(a) システム試験の方法

意図した官能試験の方法を予備試験を通じて検討することにし、<sup>(56)</sup> 図5.17に示すような試験システムを構成した。



A : ADC中のPOTの雑音信号印加点

B : AFCSのサーボアンプ出力測定点

C : 操縦桿の振動の測定点

AFCS : 自動操縦装置 ( Automatic Flight Control System )

HYD : 油圧機構部 ( Hydraulic unit )

STICK : 操縦桿

図5.17 試験システム

試験においては、ADC内の個々のPOTごとに雑音信号を印加し、自動操縦装置（AFCS）での出力を実測するとともに操縦桿（STICK）の振動を人間の手の感覚によってとらえ、これらを同時に連続してフォトレコーダに記録するようにした。AFCSの出力測定は、操縦桿の振動が加えた雑音信号によるものか、あるいは他の原因によるものかを確認するためである。

試験結果の1例を表5.11に示す。この予備試験によって、印加する雑音信号についてつぎの知見を得た。

(i) POTの発生する雑音を周波数分析すると、その雑音周波数は数Hzから高周波領域にわたるが、AFCSの周波数特性からAFCSの出力雑音波形は、10Hz成分が主体的であった。予備試験において、雑音信号の周波数をこれらの範囲で変えてみたが、ほとんど周波数依存性を認めることができなかった。

(ii) 雑音信号の持続時間が25m sec以下のときは、雑音信号電圧の大きさによらず手に感ずるような操縦桿の動きはない。したがって、印加雑音信号の持続時間の下限として10m secでじゅうぶんである。また、持続時間の上限は過大な雑音を発生するPOTの雑音波形からみて500m secでよい。

以上のことから、本試験における雑音信号としては、10Hzの周波数の正弦波を用い、10m secから500m secまでの持続時間と電圧レベルとを組み合わせることとし、持続時間と雑音電圧をランダムに組み合わせ、パイロットに予告せずに印加することにした。

また、この試験では航空機のパイロットが手に感じた操縦桿の振動を飛行上不具合であるかどうかを彼等に判断させるのであるが、パイロットの応答信号の出し方、記録の仕方についても検討を加えた。考えられるいろいろな方法を実験してみた結果、パイロットが飛行上好ましくないと判断した時のみ押しボ

表5.11 予備試験結果の1例

POT	雑音信号		手に対する 感覚 ※
	持続時間 (m sec)	電 圧 (m V)	
POT-A	500	370	ピク, ピク
	100	370	コ ツ
	80	370	カ ク
	50	370	ピ ク
	25	370	感じない
	10	370	感じない
POT-B	500	690	ゴツ, ゴツ
	100	690	ゴツ, ゴツ
	80	690	コ ツ
	50	690	ピ ク
	10	690	感じない

※ 操縦桿の振動の手に対する感覚は次の通りである；

ゴツ, ゴツ：操縦桿の動きが目視でもわかる。

ピク, ピク：操縦桿の動きは目視でわからないが、手で動きを強く感じる。

コ ツ：手で少し動きを感じる。

カ ク：動くように手で感じる。

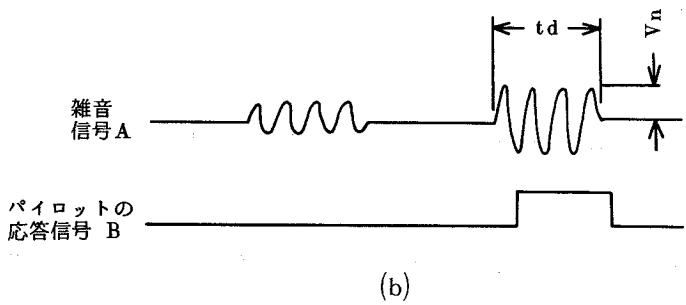
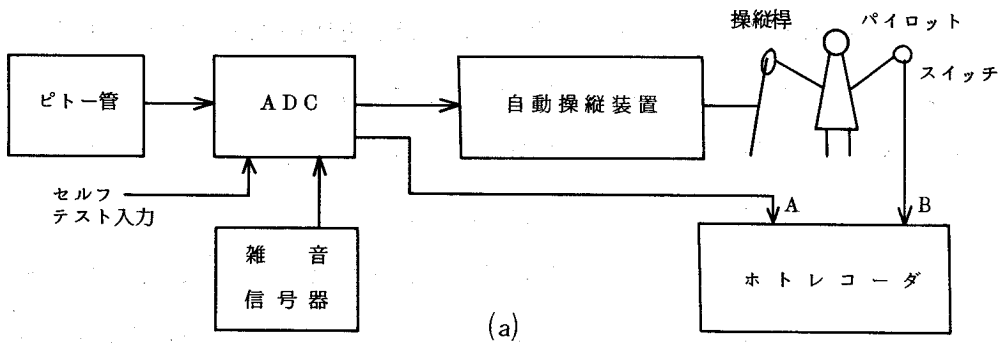
ピ ク：十分に注意しないと操縦桿の動きを手で感じない。

タンスイッチで信号を出させ、その応答信号を雑音信号と同時にフォトレコーダに記録する方法がもっとも適当であると判断し、この方法を採用することにした。

#### (b) 実地試験

前項で述べた試験方法を実際の航空機に適用し、15名のパイロットについて、POT雑音のパイロットの手に与える感覚を試験した(図5.18)。

試験にあたっては、パイロットが操縦桿の振動を極度に気にする飛行状態とそれほど気にならない飛行状態があるため、それらの状態を特殊飛行状態と普通飛行状態に区別し、それぞれの状態について試験を実施した。



(a) 測定箇所 (b) 雑音信号と応答信号

図5.18 システムの実地試験による雑音測定

ADCのPOTの内、主要な4個のPOTと15名のパイロットの各組について試験したデータを、2つの飛行状態別にパイロットが飛行上好ましくないと判断したときの雑音電圧と雑音持続時間との関係にまとめた。図5.19はその1例である。

ADC内の各POTからの雑音に対するパイロットの反応はPOT毎に異なっているが、その傾向は一致しており、つぎのような特性をもつことが明らかになった。

- (1) 雑音持続時間が短い場合、雑音電圧に対するパイロットの反応に大きな

バラツキがあるが、持続時間が長くなるにつれて、そのバラツキは小さくなる。

- (2) 雑音持続時間が50m sec以下では、雑音電圧の大きさにかかわらず雑音に対してパイロットはほとんど反応を示さない。
- (3) 雑音電圧に対するパイロットの反応のバラツキは、特殊飛行状態の場合が一般飛行状態の場合よりも著しく小さい。
- (4) パイロットが好ましくないと判断したときの雑音電圧  $V_n$  (mV) と雑音持続時間  $t_d$  (m sec) との間には、下式であらわされる関係が存在する (図5.19参照)。

$$\text{特殊飛行状態の場合} \quad V_n = 203 - 24 \log t_d \quad (5.3)$$

$$\text{一般飛行状態の場合} \quad V_n = 272 - 25 \log t_d \quad (5.4)$$

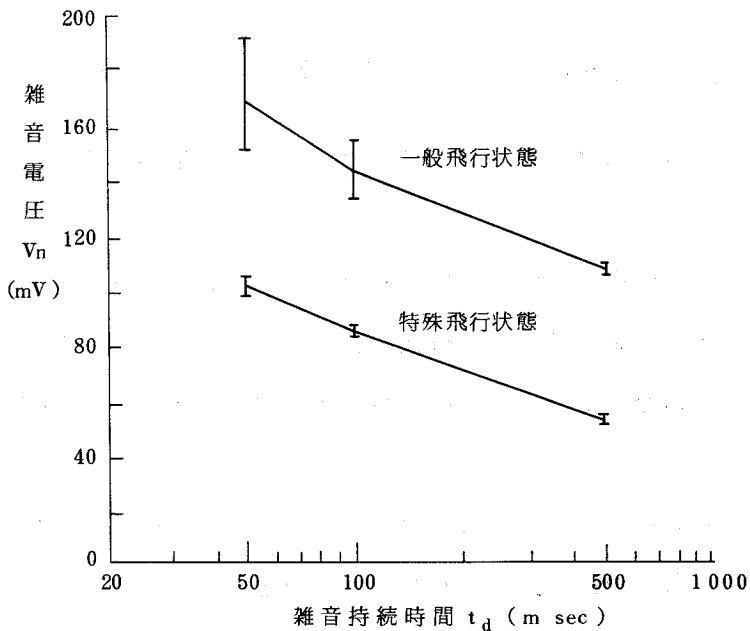


図5.19 パイロットが飛行上好ましくないとした場合の雑音電圧と雑音持続時間の関係(例)

### (c) 許容値の設定

A D Cの各P O T毎に作成した図5.19のような雑音電圧と雑音持続時間の関係は、パイロットがその振動の大きさ以上のものは飛行上好ましくないと判断したP O T雑音のデータである。したがって、これらの図が各飛行状態別に示したA D C用P O Tの許容雑音値とみなすことができ、これをもってP O T雑音の許容値とすることにした。

### 5.3 メカニカルクラッチの故障とその信頼性改善

メカニカルクラッチは、A D Cの作動中、一時的にサーボモータ（ゼネレータ付きモータ）に流れる拘束電流によってひきおこされるサーボモータの温度上昇を抑制するために設けた保護用部品である。このメカニカルクラッチが故障すれば、それとギヤトレインで機械的に接続しているサーボモータに過大トルクがかかり、サーボモータのピニオンギヤ部が摩耗し、そのためサーボモータの軸回転の円滑さが失われる。その結果として、サーボモータと同一軸上にあるゼネレータの出力に雑音が発生する。この雑音が航空機の世界変化率を示すレイト信号に現われるレイト雑音であり、飛行中の航空機の機体の“ゆれ”に直接関係するため、A D C不具合の1つの主要因となる<sup>(2)</sup>。

メカニカルクラッチの故障原因を調べてみると、A D Cのウォームアップタイム中、クラッチがスリップ作動を続けさせられていたことによって、クラッチは設計時の要求仕様よりきびしい使用状態となっていたことが判明した。

この故障原因からみて、当該メカニカルクラッチ部品の信頼性改善のためには

- (1) スリップ作動を止めさせる。
- (2) スリップ作動に対して部品を強くする。

という2つの方策が考えられるが、(1)の方策は航空機機体の改修，電気回路を含めたADCの構造の変更を必要とし，現実的な解答にはなりがたい。そのため，(2)の方策にしたがって，メカニカルクラッチ自体の構造を改修することにした。

従来形のメカニカルクラッチの断面図を図5.20に示す。このクラッチのスリップ面部は，ステンレス円板と銅製の焼結合金である。そのためクラッチがスリップ作動中に発生した金属の微粉末が，開放形ボールベアリングのボール部に侵入し，クラッチが焼付故障となるケースが多発した。一方，新形の改

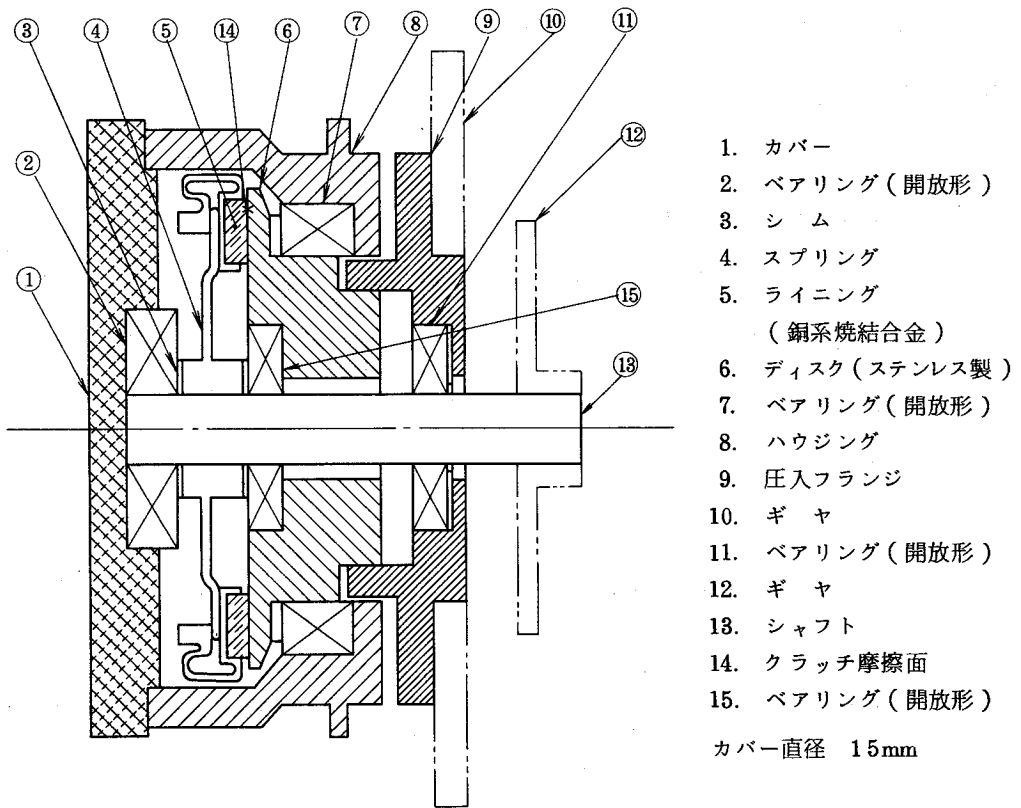


図5.20 従来形クラッチ

造メカニカルクラッチの断面図を図5.21に示す。改造クラッチでは、スリップ作動中に生じる微粉末の発生を少なくさせるため、従来の金属と金属のスリップ面に米国デュポン社製の熱可塑性プラスチックで、耐摩耗性、クリープ抵抗性が優れている“デルリン”の円板を挿入するよう設計した。また、スリップ作動中、わずかでも発生した微粉末がベアリングのボール部に侵入しにくくするため、ボール部分をシールしたタイプの密閉形ボールベアリングを採用した。このように、クラッチの内部構造、構成部品を変更することによって、スリップ作動に対する耐久性能を高めた。

改造メカニカルクラッチの寿命試験は、4個のクラッチを150rpmで2000時間行い、クラッチのトルクが初期の要求値を満足していることを確認した。また、試験終了後クラッチを分解して調査したが、デルリン製の円板

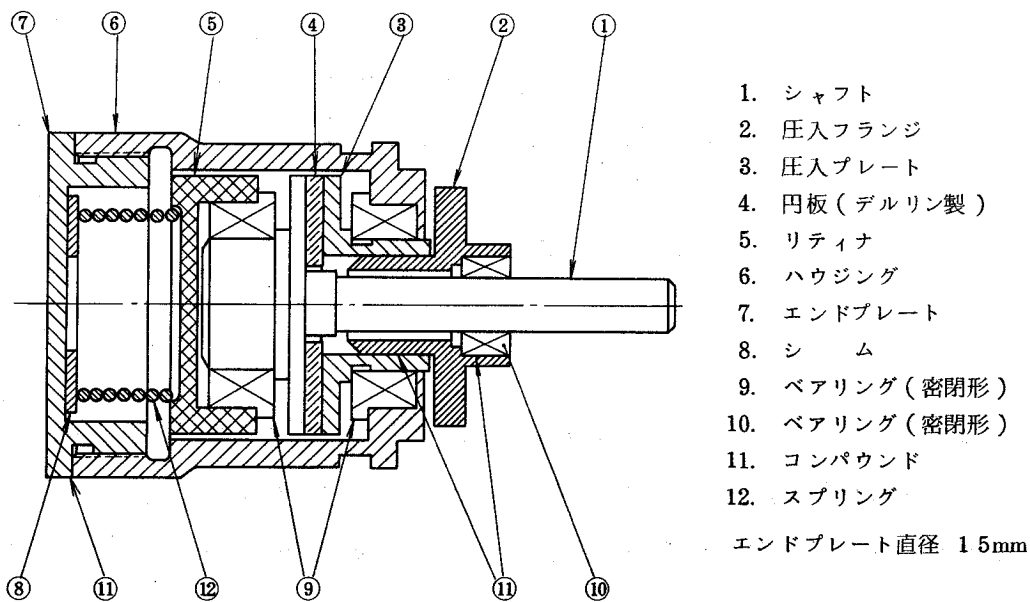


図5.21 新形クラッチ



が0.015mm摩耗していた程度で、その他著しい部品の変化は認められなかった。

新しい改造メカニカルクラッチの導入の効果は、図5.22に示す通りであり、クラッチの故障を著しく減少させることができた。このクラッチの故障減少により、その従属故障であったサーボモータの故障も同程度に少なくなったことを確認した。

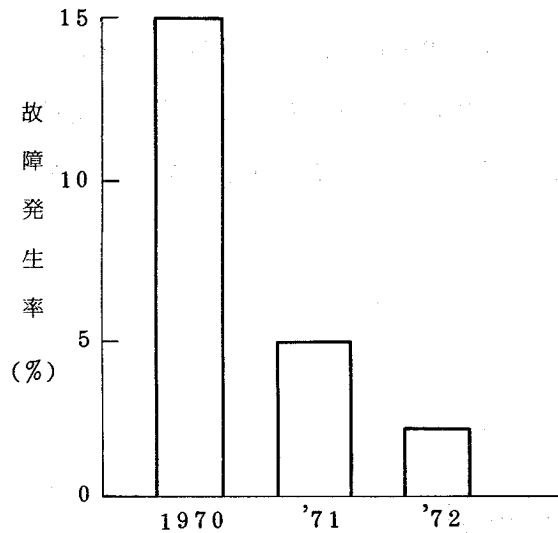


図5.22 クラッチの改善効果

#### 5.4 結 言

電子機器ADCの不具合は、飛行中の機体の動揺に直接または間接に関係するものが大部分で、現象的には雑音の発生による正常な機能の妨害の形をとる。ADC内部で発生する主要な雑音はPOTしゅう動雑音およびレイト雑音である。これらの雑音について発生原因を究明し、減少化のための諸要因を明らかにした(図5.23)。

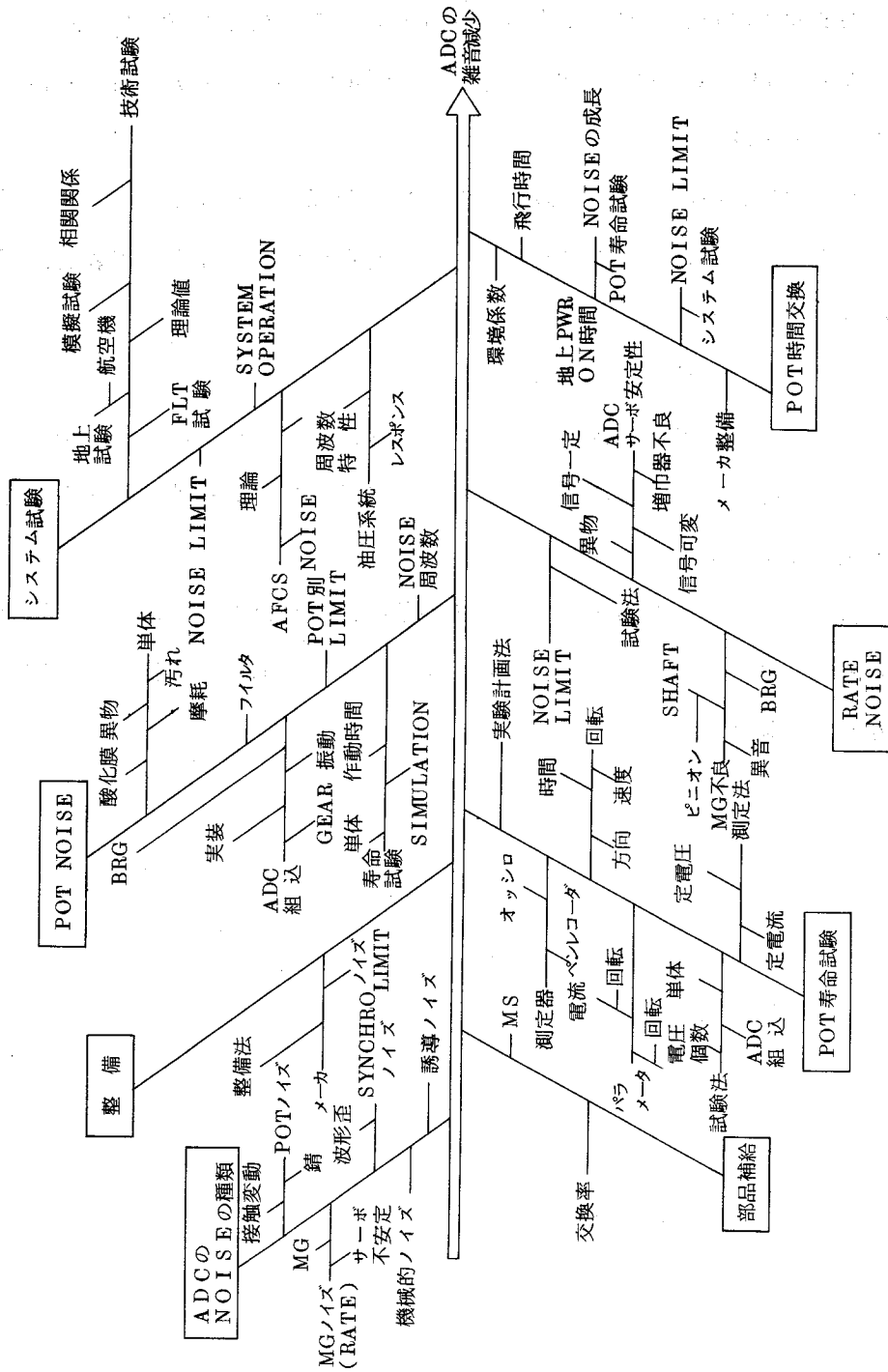


図 5.23 ADCの雑音特性要因図

POTしゅう動雑音については、

1. 雑音発生機構を検討して貴金属巻線POTを提案し、寿命試験を行い従来のKARMA巻線POTと比較し、新形のPOTが約1.6倍長寿命であることを確認した。
2. 雑音発生の経時変化からみてPOTに予防保全が有効であることを示した。またシステムの実地試験を行い、予防保全に必要なPOT雑音許容値を設定した。

メカニカルクラッチについては、

1. クラッチのスリップ部分に新しい材料を用い、構造を改造した新形のクラッチを提案し、従来のクラッチに比べスリップ作動特性の優秀さを寿命試験によって実証した。
2. 新形クラッチの採用は、クラッチの故障減少だけでなく、その従属故障であったサーボモータの不具合減少をもたらし、機器信頼性改善に寄与することを確認した。

## 第6章 ワークマンシップと機器信頼性

### 6.1 緒 言

機器の製作および保守にたずさわる作業者のワークマンシップは、機器の信頼性に深いかわりがある<sup>(57)</sup>。このため例えば、MIL規格では、“すべての部品および付属品を含めて機器は、完全なワークマンライクのやり方で製作されなければならない。ハンダ付け、部品や組立品のマーキング、配線の仕方、溶接とロー付け、メッキ、リベット打ち、仕上げ、機械加工、ねじ締結等をうまく完全に行うように注意を払い、さらに部品や機器に対して、その本来の機能や操作に悪影響を与えるようなカエリとかシャープエッジとか、その他の傷や欠陥から部品を守るよう注意を払わなければならない。”と規定(MIL-STD-454)<sup>(58)</sup>するとともに個々の作業に対する詳細な要求事項を項目別に示している。

電子機器ADCの場合にも、当初から作業者のワークマンシップについてはできるだけ注意を払い、作業者の作業モラルや作業環境までも含めて、ワークマンシップの向上に寄与する要因を系統的にとらえるとともに各項目に対する必要な対策処置を講じてきた。

本章では、まず系統的に整理したワークマンシップの特性要因図を示し、各要因に対してとった具体的な対策処置を述べている。<sup>(24),(59),(60)</sup>

ワークマンシップと機器信頼性の関係は、よほどうまく状況設定ができないかぎり、定量的にとらえることは困難である。ADCの場合、その信頼性を改善するために、これまでの修理方法とは大きく異なった新しいオーバーホール修理方式を導入する時期がでてきた。この導入期におけるADC信頼性の推移が、ワークマンシップの機器信頼性に及ぼす影響としてとらえられることを指摘し、ワークマンシップによる機器信頼性改善効果を評価している。

## 6.2 ワークマンシップの要因とワークマンシップ向上のための対策

A D Cの信頼性を期待どおりのレベルに安定させるため、製作および修理作業者のワークマンシップについては一貫して注意を払ってきた。すなわち、A D Cの製作や修理作業に直接、間接に影響を与えるものに対策処置を講じてきた。図6.1は、その成果の1つといえるワークマンシップ向上の要因を系統的に整理したものである。<sup>(24), (28), (59)</sup>

以下、ワークマンシップの各要因に対し、具体的にとった代表的な対策処置についてふれておく。

(a) 作業者： 作業者には作業方法、作業順序、使用治工具等を明記した作業指図書を手渡すほか、作業者の能力の適性に応じて作業内容を熟知させるため生産技術者（または班長、ベテラン）による正しい作業方法のO J T訓練（on the job training）を行った。さらに、A D Cの信頼性に関心をもたせるため機器の使用目的、使用方法について説明し、定期的にフィールドにおけるA D Cの故障発生状況および故障率の変遷を統計分析し、作業者に解説した。

また、作業の範囲を明確にし、作業内容に責任をもたすため作業者が作業毎にチェックシートに署名するようにした。これらは、いずれも作業者の作業モラルの向上に役立てるため実施したものである。

(b) 治工具等： 機器の生産や修理作業時に使用する治工具の効果は、作業を正確に早く行うことである。しかし、その反面、一度治工具の寸法精度が狂ってきたり、その使用法を誤まれば、短い時間に多くの不良品を出すことになる。その防止策として、A D Cの治工具は定期的に寸法検査および使用法の確認を行い、その保管管理を十分に行った。特に、大形の設備類には使用作業者の名前を標示し、使用者に責任感をもたせるようにした。このことによって作業モラルの著しい向上が認められた。

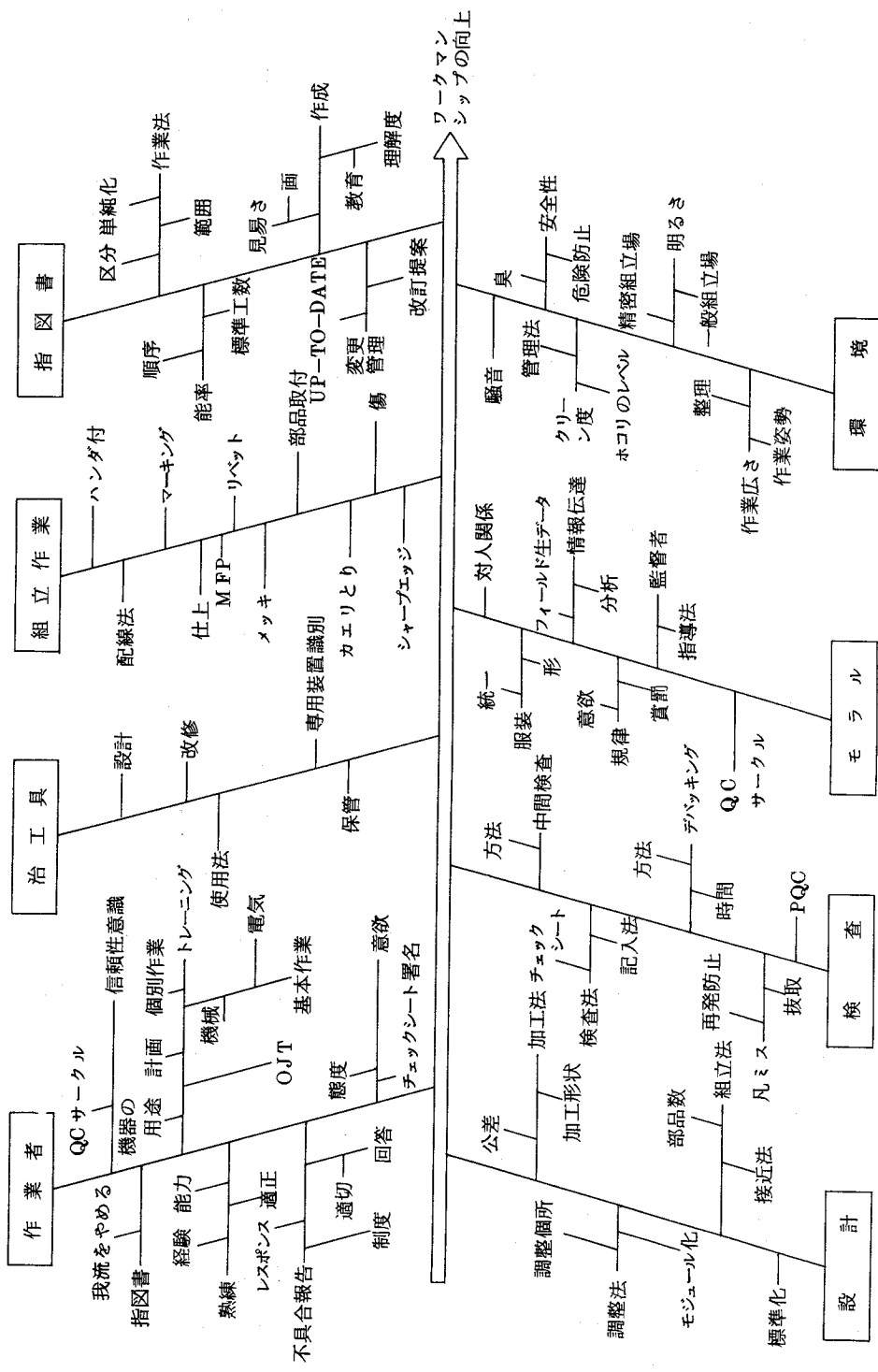


図 6.1 ワーカーマン システムの特性要因図

(c) 組立作業： A D Cのような電子機器にとってハンダ付け作業は、重要な作業である。そのため、作業者に対してハンダ付けの簡単な基礎理論の教育を行った後、実技による訓練を含め約1週間のトレーニングを行った。また、部品の実装法は電子機器組立の基本作業である。特に、A D Cは航空機用電子機器であるため、電子部品は放熱効果のみに注意するのではなく、耐振動・耐衝撃対策が完全にできるよう取付板に電子部品を物理的にボンディングすることが必要である。さらに、高温多湿により発生するカビによって部品表面の絶縁劣化を防止するため、殺菌性のワニス塗布するM F P処理も重要な作業である。また、配線作業について、A D Cでは作業性の悪いテフロン電線の使用が要求されているため、その端末処理を含め、詳細にみれば電線1本当たり約10作業工程の配線作業が必要である。そこで、これらの作業を確実にこなせるよう十分なO J T訓練を行った。

(d) 作業指図書： A D Cでは、部分組立品別に個別の作業指図書を作成した。指図書では、複雑な機器の組立作業が新人作業者にもベテラン作業者と同等に確実にこなせるよう、治具の使用法をも含めて作業方法、作業順序を詳細に説明している。この他、ハンダ付け作業法、配線作業法、M F P処理法等の共通作業についても作業指図書を作成した。さらに、これらはいずれも常にUP-TO-DATEのものが職場にあるよう、製作図面の変更管理と同様な管理体制をとった。そのため、作業者が鉛筆で作業指図書に修正記事を記入することをきびしく禁じ、もし作業法に関する改善提案のある場合、生産技術者が、それを速かに検討した上で、必要によりその内容を作業指図書に反映し、常に生きた技術資料となるようにした。

(e) 設 計： 機器の機能全体としては、航空機の出発前にA D Cの機能テストが航空機に装着のままGO, NO GO ランプで確認できるようセルフテスト機構をA D Cにもたせている。また、部品面では機械加工、組立の寸法指

示に統計的な誤差理論を考慮した寸法公差を採用させている。さらに、ADCの修理作業が容易にできるよう機能単位でモジュール化し、使用現地の整備場で不具合モジュールを簡単に交換修理ができるようにするとともに、発生した故障の診断が容易にできるよう電子回路にはテスト端子を多く準備している。とくに、数多く用いられる増巾器は、互換性があるようにし、電気的にはクリチカルな回路はできるだけさげ温度変化、湿度変化等の環境変化に対しても十分安定して作動しうるような回路や構造のものを採用している。

(f) 検査：ADCの検査を厳重に行うためチェックシート法により組立工程中の中間検査、特殊工程検査、機能検査を検査指図書通り実施させるようにした。ときには作業者を対象とした抜取検査であるPQC (personal quality control) も計画し実行した。また、ADCの初期不良を取除くため連続20時間のデバグging (debugging) を行い、その間ADCに連続作動を行わせ、かつ断続的に20Hz、2Gの振動を加えた。上記のように、信頼性を高めるため各種の機器改善手法をADCに実施した。

(g) モラル：人間が作業を行う以上、作業モラルは特に重要である。良い機器が検査行為で生まれるものでなく、製造部門の作業者のきびしい作業態度、旺盛なプロ意識に根ざしたのから生まれるものである。したがって、作業者の作業態度は、その作業能力と同程度に重要である。この作業態度は、監督者が機器の信頼性をどの程度重視しているかということに強く影響される。そのため、長い期間にわたって定期的にADCのフィールドデータの分析結果を作業者に知らせ、共に検討を行うなど地道な信頼性活動を続けるとともに作業者の自主的なQC (quality control) 活動であるQCサークル運動を活用しながらADC作業者の作業モラルの向上を図った。

(h) 環境：アナログの演算機構として使用する小形の精密ギヤ、差動ギヤを組立するためADCの組立調整作業場はホコリの少ないコンタミネーション



コントロールされた室が必要である。そのため、ホコリのレベルがクラス 7000（大気中、1 ft<sup>3</sup> 当り 0.5 ミクロンのホコリの粒子が 7000 以下）のクリーンルーム内で A D C の組立・調整作業を行わせている。特に、精密で高精度の圧力センサーの組立作業は、クラス 100 のクリーンベンチで行わせている。これらのホコリは、定期的にダストカウンタで測定し、専用の管理作業指図書の規定に基づいてクリーンルームの維持管理を行わせた。勿論、作業には作業服装として規定の白衣と帽子を着用させ、身体からのホコリの発生を防止させている。なお、A D C の機能試験で使用する精密圧力測定器は 1000 分の 1 インチの精度で読みとれる単管式水銀マンオメータを使用しているため、他の職場からの機械振動が A D C 職場にできるだけ伝わらないよう配慮した。

### 6.3 新修理方式導入時におけるワークマンシップと信頼性の関係

#### 6.3.1 新修理方式適用機器の故障分布の推移

電子機器 A D C は、ひとたび故障すると修復されて再使用される。このため、修理作業は機器信頼性に密接なかわりあいをもつものとして、つねによりよい修理方式を求めてきた。

A D C の故障現象および故障原因についての知見が豊富になるにつれて、修理方式にも改変が加えられてきたが、1968年の時期にそれまでの修理方式を大きく変更した新しい修理方式を導入した。この新しい修理方式は、機器の分解レベルを深めて摩耗部品あるいは故障兆候のある部品を見出し、予防保全を十分行うようにしたオーバーホール修理方式である。

新しい修理方式の導入直後における修復機器の故障状況を示したのが図 6.2 である。<sup>(24), (28)</sup>

この図で曲線(1)は、新修理方式導入開始後 6 か月間の機器の故障分布を、曲線(2)は、引続く 6 か月間の機器故障分布を、そして曲線(3)は、さらに引続く

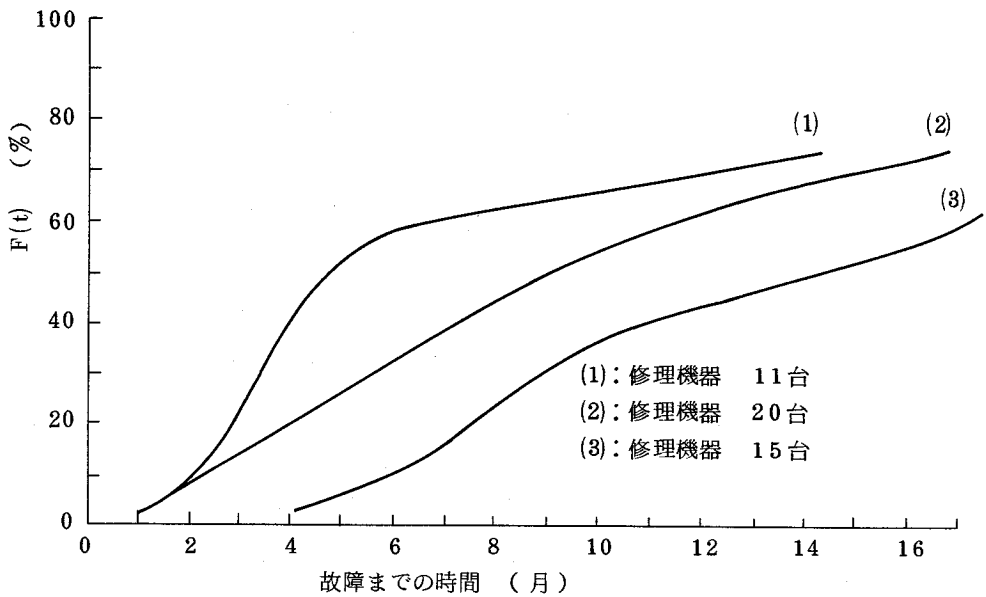


図 6.2 新作業法適用機器の故障パターン

6 か月間の機器故障分布をそれぞれ示したものである。図からわかるように 6 か月毎の修理ロットでとらえた修理機器の故障分布には著しい差があり，時期の経過と共に機器故障傾向が著しく改善されている。

ところで，新しい修理方式ということで，導入直後から修理作業方法について実際の経験を反映させて逐次改変を行い，修理作業に必要な治工具類の追加，整備を含めて作業方法を確立した。表 6.1 はこの経緯を作業指図書の改訂経過の形で示したものである。

以上のことを考慮すると，新修理法導入後の時間の経過とともにみられる機器故障分布の改善は，直接的には修理作業法および作業者の作業熟練というようなワークマンシップに関係したものが主因であるとみることができる。

もちろん，それまでに実施してきているワークマンシップ向上のための対策

処置の効果も含まれているはずである。したがって、図 6.2 でみられる故障分布の推移は、ワークマンシップの向上によるものと判断できる。

表 6.1 作業指図書の改訂経過

改訂時期 <sup>※</sup>	改訂数	改訂内容
(1)	0	作業指図書作成
(2)	3	(1) 部品取付法修正 (2) 部品検査法強化 (3) 規格値新設
(3)	2	(1) 組立法修正 (2) 検査項目追加

※ 改訂時期の( )番号は図 6.2 の線番号と対応している。

### 6.3.2 信頼度指標による検討

機器信頼性改善に対するワークマンシップの影響を定量的にワイブルパラメータを用いて評価することを検討する。そのため、まず新修理作業法を適用した電子機器 A D C の累積故障分布を第 2.5 節のワイブル分布曲線と比較し、各種パラメータが実際面でどのように作用しているかを調査する。新修理作業法の累積故障分布曲線(図 6.2)とワイブルパラメータで近似した曲線と比較し、その結果を表 6.2 に示す。

新修理作業法の作業特性(すなわち、作業熟練性を表わすパラメータ)は表 6.2 に示す通りである。例えば、新修理作業法での各累積故障分布(1)~(3)の各 6 か月間の機器ロットの故障状況は、パラメータ $m\sqrt{t_0}$  が 1, 2 および 3 と変化するときの  $F(t)$  曲線にほぼ近似している。ただし、 $t_0 = 1$  は 6 か月を基準としている。そして計算値曲線(図 2.10)と実測値曲線(図 6.2)との

表 6.2 新修理作業法とパラメータの値

作業法※		パラメータ			誤差
		$m\sqrt{t_0}$	m	$t_0$	
新修理 作業法	(1)	1	0.5	1	-0.10
	(2)	2	1	2	-0.03
	(3)	3	2	9	-0.02

※ 作業法の( )番号は図 6.2の線番号と対応している。

最大誤差は、表 6.2 に示すように 10%以内で近似していることがわかる。

#### 6.4 結 言

本章において、作業者のワークマンシップの分析を行い、機器信頼性とのかわりについて調査検討の結果、次の知見を得た。

1. 作業者のワークマンシップが、機器信頼性に深いかかわりあいをもつとの認識のもとにワークマンシップの向上に寄与する諸要因を分析し、系統的に整理するとともに各要因についてとった対策ならびに処置を示した。
2. ワークマンシップの向上をはかるためには、作業者の心理的な面までを含めたきわめて広い範囲にわたるじゅうぶんな考慮が必要である。また、長い期間にわたっての地道な努力が必要であることを強調しておく。
3. ADCの場合、新修理方式を導入した時期があったが、この時期にみられた修理機器の故障分布の時間推移がワークマンシップによるものであると判断できる点に着目し、ワークマンシップの影響を機器信頼性をあらわす指標(ワイブルパラメータ)で評価できることを示した。

## 第7章 結 論

本論文は、航空機用電子機器ADCの信頼性改善を目的としたものであり、信頼性改善プログラムの策定と実行の過程における一連の研究をまとめたものである。事実、この研究をとおしてADCの信頼性を著しく向上させることができた。

以下、まず本研究の具体的な成果であるADCの信頼性改善を示し、つぎに本研究で得られた成果を示す。

### 7.1 信頼性改善の実証

1965年から1973年にわたる機器ADCの瞬間故障率 $\lambda(t)$ (MTBFの逆数)の推移を図7.1に示す。この図からADCの $\lambda(t)$ は1965年頃から上昇を続け、1970年を頂点として $\lambda(t)$ は急下降している(信頼性の向上)。この時期におけるこのような機器の信頼性向上は、ほぼこの時期にADCの特定不良部品の部品改造および信頼性に関するシステム技術調査を行い、それに基づき各種

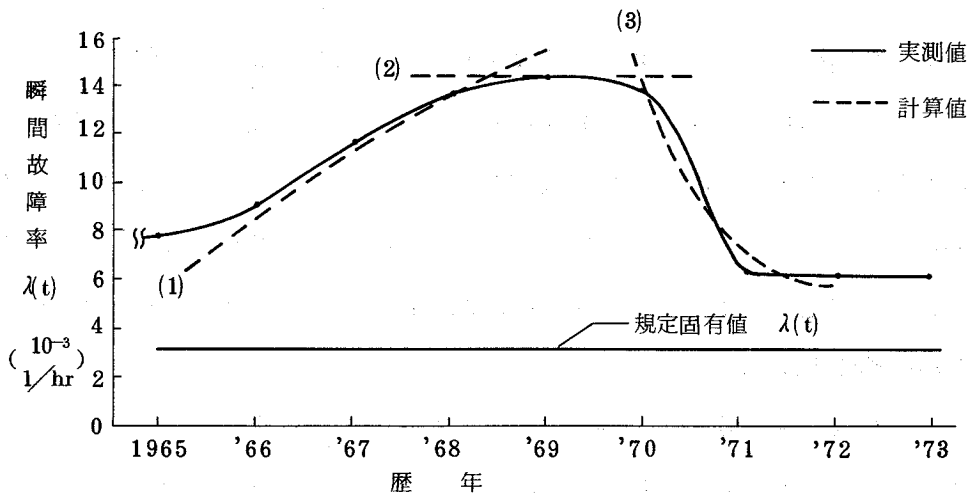


図7.1 長期の年別瞬間故障率

の改善対策や修理法を深めたオーバーホール作業実施などの一連の信頼性改善の効果の現れである。なお、図7.1において前述の数学モデルで *curve fitting* を行い、それを点線で示した。この図の実測の実測  $\lambda(t)$  曲線を作る際に対象とした機器の台数を表7.1に示す。<sup>(29),(6)</sup>

表7.1 実測  $\lambda(t)$  の機器対象台数

歴 年	対象台数(台)
1965	149
1966	142
1967	138
1968	167
1969	138
1970	197
1971	180
1972	141
1973	140

次に、機器の長期にわたる信頼性改善努力の効果を定量的に表現する目的で図7.1の実測曲線をワイブル関数曲線で *curve fitting* することを試みた。すなわち、図7.1の  $\lambda(t)$  曲線は、数学モデルからの値として図の点線のような3個の線であらわされる。ここで求められた点線のパラメータを表7.2に示す。例えば、この電子機器ADCの摩耗故障期では、形のパラメータ  $m$  が1.70～1.74の範囲である。

一方、信頼度最悪期では  $m = 1$  であるが  $\lambda(t)$  の値は大きい。また、信頼度改善期では  $m$  が0.05～0.10の範囲にあった。そして機器の故障件数が減少し機器が安定した期間(1972年以降)では、 $\lambda(t)$  曲線はほぼ水平線となり、

表7.2 実測  $\lambda(t)$  曲線のパラメータ

$N_0$ ※	年 別	m	$t_0$	時 期
(1)	1965年~1968年	1.7	330	摩 耗 故 障 期
(2)	1968年~1970年	1.0	70	信 頼 度 最 悪 期
(3)	1970年~1972年	0.1	7	信 頼 度 改 善 期

※  $N_0$ 欄の( )番号は図7.1の点線番号と対応している。

$\lambda(t)$ の値は最も小さい。このように、予防保全技法を積極的にとり入れたため、機器の信頼性改善の効果が著しかったことをMTBFの逆数である $\lambda(t)$ の曲線がほぼ定量的に表現している<sup>(62)</sup>。

## 7.2 本研究で得られた成果

本研究によって得られた成果を要約して述べると次の通りである。

1. 航空機用電子機器 Air Data Computer(ADC)について、機器MTBFの推移の形でこの機器の実際の使用状況下における信頼性を示すとともに実測MTBFを与えているデータを詳細に分析して修正係数を導入し、これによって適確に評価した。修正した実測MTBFを固有MTBF(予測MTBF)と比較して、この種の機器の信頼度仕様を固有MTBFで与えることは適切でないことを明らかにし、それを修正する手掛りを示した。
2. 信頼度指標を理論面から検討し、ワイブル関数表示によって累積分布関数、確率密度関数および故障率関数について、それらの曲線のパラメータ依存性をグラフ上で解析した。この解析によって機器の故障分布の推移状況をより適確に示すため、従来とは異なる新しいパラメータの関係式を誘導した。

3. 電子機器 A D C の 7 年間にわたる実際の使用状況のもとにおける故障現象および故障原因を究明するデータを整理分類し、この機器の故障原因を類別して示すとともに、この機器の故障内容の特徴、さらに機器構造と使用法に係る故障の傾向を明らかにした。また、使用環境について故障現象の再現性の問題についての手掛りを与えた。
4. 機器の環境試験方法を検討し、電子機器で実際に行った環境試験でのきびしさの試験順位等の問題点を示し、作業者のワークマンシップ関係と部品選定の重要性を含め、機器の設計・製造上で留意すべき事項を示した。
5. 電子機器 A D C の構成部品のうち、最も故障の多い部品であるポテンシヨメータについて、その故障原因が“しゅう動雑音”であることを明らかにした。そのことから新しい巻線材料を使ったポテンシヨメータを提案し、これについて雑音寿命試験を実施し、従来の K A R M A 巻線のものより新しく提案したものが約 1.6 倍長寿命であることを確認した。
6. ポテンシヨメータの故障が摩耗性故障であることを明らかにし、この部品について予防保全方式が機器整備上に有効であることを指摘した。この方式の導入にともない必要となった雑音許容値の設定のためにシステム試験を提案し、実際に有効な雑音許容値を決定することに成功した。
7. 電子機器 A D C の主要故障部品であるメカニカルクラッチについて、その故障原因を究明し、部品構造と材料を変更した新しいタイプのものを提案した。新しいタイプのものが従来のものより長寿命であることを連続試験によって実証した。新しい形のメカニカルクラッチの導入は、その従属故障であったサーボモータの故障も減少させ機器信頼性改善に寄与したことを確認した。
8. 作業者のワークマンシップに関する検討を行い、ワークマンシップの要因を分析し、これをワークマンシップの向上のための対策と処置につなげ



た。さらに、電子機器 A D C の修理作業法を変更した場合の事例を通してワークマンシップの機器信頼度に及ぼす影響を数量的に表わすことを試み、それがワイブル関数のパラメータ $\sqrt[m]{t_0}$ ではほぼ定量的に表現できることを示した。

つぎに、本研究の経験にもとづいて、一般電子機器の信頼性改善プログラムの策定および実施上での問題点をあげておく。

1. 実際の使用状況における機器の信頼性改善を迅速にかつ効果的に実現するには、機器の故障情報をメーカ側に至急に、正確に伝達しうる故障情報管理システムを確立させることが必要である。
2. 本研究では、機器の信頼性を M T B F で議論してきたが、機器信頼性をアベイラビリティの面からとり上げて論じることがより望ましい。したがって、今後、機器の保全時間、管理時間等のダウンタイムに関するデータの収集とともにアベイラビリティについての更に進めた研究が必要である。
3. 一般機器の信頼性改善プログラムについて、大体のフレームワークは理解されている。しかし、実際の改善プログラムを時間的、経済的な面からみて効果的なものにするためには、本研究でとり上げたように実際の機器について、その特徴をよく理解した上で信頼性改善プログラムを策定することが重要である。

## 謝

## 辞

本研究の全過程を通じて卓越した御指導と親身なる御鞭撻を賜った大阪大学工学部 中西義郎教授に心から感謝申し上げます。また、本研究をまとめるにあたり御指導を賜った大阪大学工学部 滑川敏彦教授，西田俊夫教授，人見勝人教授，手塚慶一教授，熊谷信昭教授の諸先生に厚く御礼申し上げます。

本研究の遂行について御激励と御助言を頂いた大阪大学工学部 笠原芳郎名誉教授，喜田村善一名誉教授並びに京都大学工学部 三根 久教授に深謝致します。

更に，先輩または畏友として色々助言を頂いた米国 G A R R E T T 社 信頼性技師 Dr. K. T. Chang，松下電器産業無線研究所 越川清重参事および大阪府立大学工学部 奥田昌宏博士に厚く御礼申し上げます。とくに，IEEE Transaction on ReliabilityのEditorであるDr. R. A. Evansには有益な助言を頂いたのでここに記してお礼申し上げます。

本研究開始の機会を与えて下さり，かつその遂行過程において御激励下さった株式会社島津製作所 常務取締役 西八條 實博士，航空機器事業部長 井筒 溟氏および計測事業本部 築山 宏博士に厚く感謝申し上げます。

また，協力頂いた島津製作所 航空機器事業部の関係各位に謝意を表します。

## 文 献

- (1) 信頼性管理便覧編集委員会編：“信頼性管理便覧”，p. 3，日刊工業新聞社（1964）.
- (2) 富士通信機編：“信頼性の理論と実際（上）”，p. 3，オーム社（1963）.
- (3) 信頼性管理便覧編集委員会編：“信頼性設計資料”，日刊工業新聞社（1964）.
- (4) MIL-STD-441：“Reliability of military electronic equipment”，Washington, DC, USA（1958）.
- (5) MIL-STD-785：“Reliability program for systems and equipment development and production”，Washington, DC, USA（1969）.
- (6) 三根,村田：“電子技術者の信頼性工学”，p. 2，総合電子出版社（1977）.
- (7) R. M. Jacobs：“Quality and courts”，IEEE Trans. Reliability, R-22, 4, p. 218（1973）.
- (8) 三 根：“Reliabilityに関する一考察”，昭32 信学会全大，24（1957）.
- (9) E. J. Muth：“Expected value and variance of failure time in redundant systems”，IEEE Trans. Reliability, R-22, 2, p. 103（1973）.
- (10) D. K. Chow：“Reliability of some redundant system with repair”，IEEE Trans. Reliability, R-22, 4, p. 223（1973）.
- (11) T. Nakagawa, S. Osaki：“Optimum preventive maintenance policies for a 2-unit redundant system”，IEEE Trans. Reliability, R-23, 2, p. 86（1974）.

- (12) 三根, 尾崎, 朝倉: “冗長システムの信頼度解析”, 信学論(C), 52-C, 4, p. 241(1969).
- (13) H. Broberg, I. Gustafson, S. G. Sandin: “Failure rate functions from test data”, Proc IEEE Annual R & M symposium, p. 109(1973).
- (14) B. H. Swett: “Avionic testing”, Proc IEEE Annual R & M Symposium, p. 86(1975).
- (15) J. H. Jones: “Improved reliability through formal field test”, Proc IEEE Annual R & M Symposium, p. 331(1976).
- (16) 中村, 山崎, 西村: “タンタル薄膜コンデンサの信頼性”, 信学論(C), 55-C, 6, p. 267(1972).
- (17) J. S. Smith: “Analysis of electrical overstress failures”, Proc IEEE 11-th Annual Reliability Physics, p. 105 (1973).
- (18) J. J. Gajda: “Techniques in failure analysis of MOS devices”, Proc IEEE 12-th Annual Reliability Physics, p. 30(1974).
- (19) JIS Z 8115: “信頼性用語”, 日本規格協会(1970).
- (20) MIL-HDBK-217: “Reliability stress and failure rate data for electronic equipment”, Washington, DC, USA (1962).
- (21) 村田: “航空機用電子機器の信頼性の一例”, 航空宇宙学会論誌, 25, 276, p. 9(1977).
- (22) 村田: “信頼性向上のための設計テクニック”, 設計製図学会論誌, 11, 50, p. 16(1976).

- (23) 村 田：“電子機器のMTBFの予測と実測に関する一考察”，信学会信頼性研資，R73-24(1973).
- (24) T. Murata：“Reliability case history of an airborne Air Data Computer”，IEEE Trans. Reliability, R-24, 2, p. 98(1975).
- (25) MIL-STD-756：“Reliability prediction” Washington, DC, USA(1973).
- (26) W. G. Ireson：“Reliability handbook”，p. 4. 47 McGraw-Hill, New York(1966).
- (27) M. K. Malik：“A note on the physical meaning of the Weibull distribution”，IEEE Trans. Reliability, R-24, 1, p. 95(1975).
- (28) 村 田：“ワークマンシップの信頼性にあたえる影響”，信学会信頼性研資，R73-15(1973).
- (29) 村 田：“航空機用電子機器の信頼度の推移例”，信学論(C)，59-C, 6, p. 333(1976).
- (30) J. I. McCool：“Multiple comparison for Weibull parameters”，IEEE Trans. Reliability, R-24, 3, p. 186(1975).
- (31) T. Nakagawa, S. Osaki：“The discrete Weibull distribution”，IEEE Trans. Reliability, R-24, 5, p. 300(1975).
- (32) 村 田：“航空機用電子機器の信頼性の一例”，航空宇宙学会，飛行機シンポジウム，7C5(1973).
- (33) 村 田：“電子機器の信頼性改善の一例”，信学会信頼性研資，R73-25(1974).
- (34) 越 川：“温湿度試験法”，信学会信頼性研資，R74-31(1975).

- (35) 森 川：“環境試験”，信学会誌，47. 11, p. 1642(1964)。
- (36) 塩 見：“信頼性工学における環境試験”，工技院電総研(1970)。
- (37) 高木，塩見：“信頼性技術 — 試験と解析”，p. 184, 東京電気大出版局  
(1972)。
- (38) JIS W 7002：“航空機用電子機器環境試験方法”，日本規格協会  
(1972)。
- (39) MIL-STD-810：“Environmental test methods”，  
Washington, DC, USA(1969)。
- (40) MIL-E-5400：“Electronic equipment, airborne,  
general specification for”，Washington, DC, USA(1971)。
- (41) 村 田：“MILの立場から見た機器環境試験の現状”，信学会信頼性研  
資，R72-29(1973)。
- (42) R. W. Burrows：“The role of temperature in the environ-  
mental acceptance testing of electronic equipment”，  
Proc IEEE Annual R & M Symposium, p.42(1973)。
- (43) 高 城：“宇宙開発事業団における環境試験装置の現状”，信学会信頼性  
研資，R73-21(1973)。
- (44) 村 田：“ポテンショメータのしゅう動ノイズについて”，信学論(C)，  
59-C, 7, p.466(1976)。
- (45) 村 田：“ポテンショメータのしゅう動ノイズ測定”，電子機械工業会，  
電子計測誌，p.37(1973)。
- (46) 村 田：“ポテンショメータのしゅう動ノイズについて”，信学会機構部  
品研資，EMC72-17(1972)。
- (47) 村 田：“ポテンショメータの信頼性について，連続作動ノイズ試験”，  
信学会信頼性研資，R73-2(1973)。

- (48) 村 田：“ポテンショメータの信頼性について”，信学会信頼性研資，  
(1967-2)
- (49) 関 一：“雑音”，p.20，岩波全書195，岩波書店(1954)。
- (50) 城阪，杉原：“電子機器部品”，p.195，電気書院(1970)。
- (51) S. A. Davis：“Electromechanical components for servo-  
mechanisms”，p.55，McGraw-Hill，New York(1961)。
- (52) 小 暮：“ポテンショメータ”，p.130，日刊工業技術選書73，日刊工  
業新聞社(1964)。
- (53) NAS 710：“Resistors, variable, precision”，National  
Aircraft Standard Committee, USA(1955)。
- (54) D. L. Grosh, R. L. Lyon：“Stabilization of wearout  
replacement rate”，IEEE Trans, Reliability, R-24, 4,  
p.268(1975)。
- (55) 村 田：“航空機用電子機器のノイズリミット決定法の一例”，信学論  
(C)，59-C, 1, p.61(1976)。
- (56) 増 山：“工業における官能検査ハンドブック”，p.341，日科技連  
(1971)。
- (57) R. L. Street：“Reducing maintenance error by human  
engineering techniques”，Proc IEEE Annual R & M  
(58) Symposium, p.469(1974)。
- MIL-STD-454：“Standard general requirements for  
electronic equipment”，Washington, DC, USA(1970)。
- (59) 村 田：“ワークマンシップと電子機器の品質に関する一考察”，日科技  
連，京都品質管理大会，306(1975)。
- (60) A. I. Siegel, J. J. Wolf, M. R. Lautman：“A family of

models for measuring human reliability ", Proc IEEE  
Annual R & M Symposium, p.110(1975).

- (61) 村 田：“航空機用電子機器の信頼度の推移例”，日科技連，第4回信頼性・保全性シンポジウム，IB-1(1974).
- (62) 村 田：“信頼性の評価”，静電気学会研資，A-77-10(12)(1977).
- (63) 村 田：“設計審査における技術者の役割り”，日科技連，関西信頼性研資，№11(1969).



# 付 録

## A.1 航空機用機械機器の故障解析

### A.1.1 緒 言

機械機器のフィールドデータの信頼性解析の例として、航空機用スタータの故障の現状について報告する。

航空機のジェットエンジンを起動させるために使用される航空機とう載用 Air Turbine Starter (以下ATSと略記する)について、約7か年間のフィールドデータを収集し、次の信頼性分析を行った<sup>(1)</sup>;

- (1) ATSの年別MTBFの推移調査
- (2) 年別の故障原因の分析
- (3) 累積故障分布と故障パターンの調査

### A.1.2 対象とする機械機器とその構造

この航空機とう載用のATSは、wheel, clutch, gear, bearing等240個の機械部品およびswitch, connectorの2個の電気部品で構成されている。航空機のジェットエンジンを起動させるため、加圧空気をエンジン軸に取付けたATSの空気入口部にinputする。そしてエンジンの回転速度が増速されればATSの電気スイッチが作動し加圧空気をcutし、さらに増速すれば、遠心式のクラッチが作動してエンジン軸からATS軸の接続を切りはなすようになっている。

### A.1.3 機器MTBFの実測値とその推移

7か年間のフィールドデータを図A.1の計算方式によって求め年別に表した機器MTBFを図A.2に示す。実測MTBFは580時間から2090時間の範囲

でかなり変化している。ここで、ATSの実測MTBFは、フィールドデータから次のように計算して求めた。

$$MTBF = \left[ \sum_{i=1}^r t_i + \sum_{j=1}^s t_j + \sum_{k=1}^{n-r-s} t_k \right] / r$$

ここで

- $t_i$  : 分析期間中の故障に至るまでの使用時間
- $t_j$  : 分析計算をやめるまでの使用時間 (故障に非ず)
- $t_k$  : オーバーホールによる取りはずしまでの使用時間 (故障に非ず)
- $r$  : 故障のため取りはずした件数
- $n$  : 分析期間中の全取りはずし件数

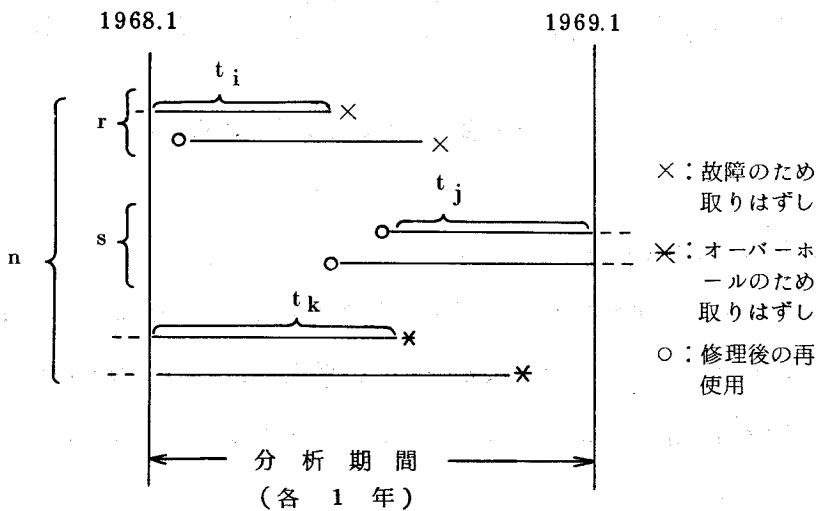


図 A.1 MTBF 計算根拠

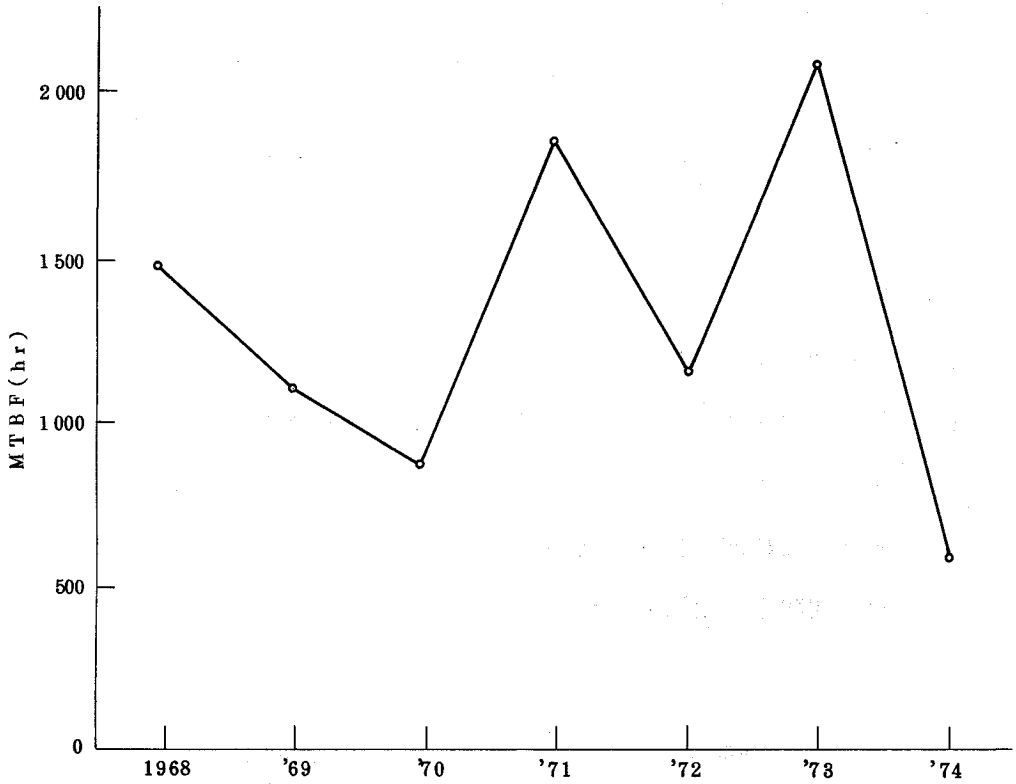


図 A.2 ATS の MTBF 推移

#### A.1.4 故障原因とその頻度

航空機からATSを取りはずす原因は大別して5種類あり、その年別の推移を図A.3に示す。その原因の中で予防保全のための交換（故障でないが、TBO時間に達したための取りはずし）が最も多く、全取替に対して73%を占めている。

- 取りはずし  
の原因分類
- A：無故障，オーバーホールのため交換（73%）
  - B：クラックまたはかすり傷（7%）
  - C：オイルもれ（6%）
  - D：作動不安定（2%）
  - E：その他（12%）

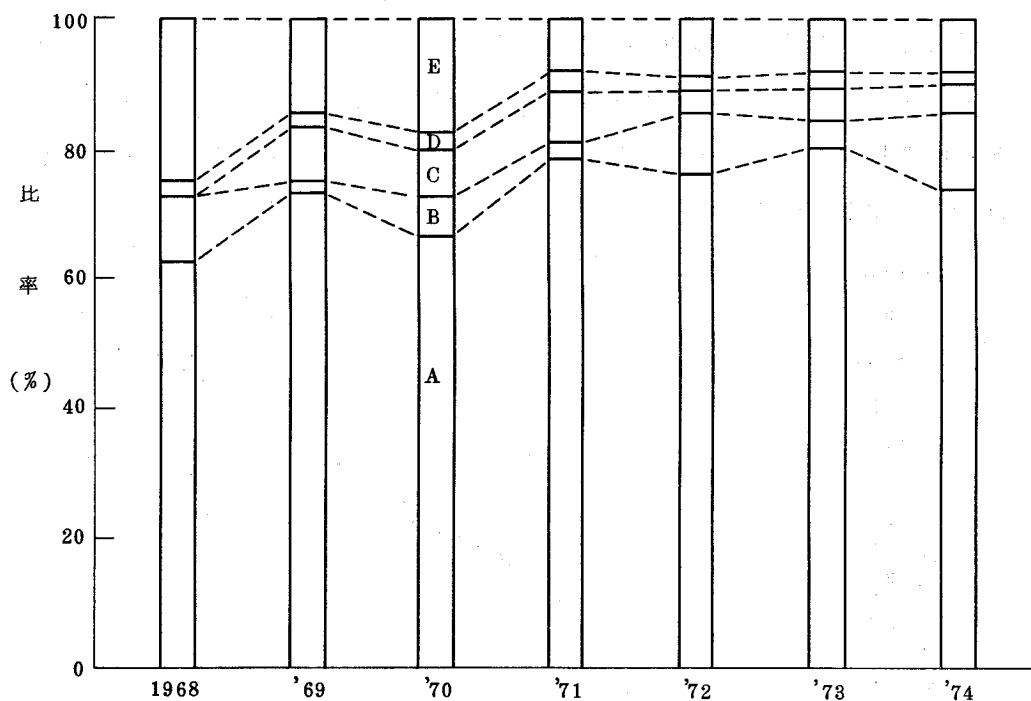
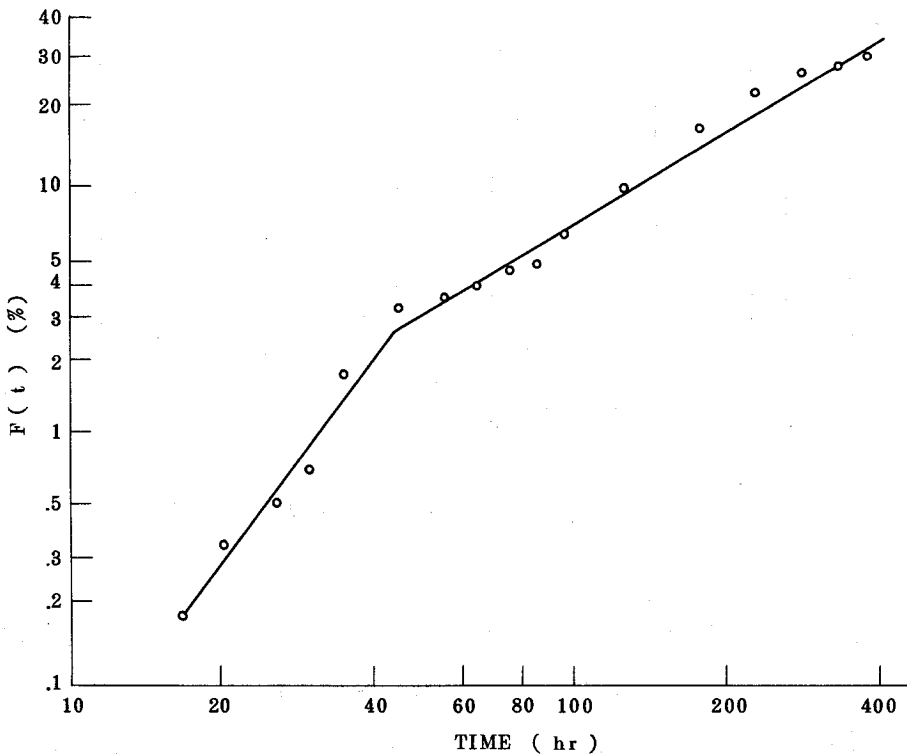


図 A.3 ATS の取りはずし原因とその推移

もしも TBO ( Time Between Overhauls ) をより短くすれば，機器の整備計画はもっとスムーズになるが，ユーザ側としては，年間の整備工数と交換部品費がかさみすぎる結果となる。そのため，上記のことは全体的にみて経済的と云えない。

### A.1.5 ワイブル確率紙による分析

機器の取りはずしのパターンを累積故障比率で示し、ワイブル確率紙に示すと図A.4になる。7か年間でATSは571回航空機より取りはずされている。そして図から自明の通り、0~45時間では、形のパラメータ $m$ は2.8である。しかし、初期故障期間であるにもかかわらず、 $m$ が1以上のため、その原因の究明が必要である（通常、初期故障期では $m$ が1以下である）。なお、同期間中に取りはずされたATSは全取りはずし機器の2.5%にあたる。次に、45時間から350時間では、形のパラメータ $m$ は1.2である。このことは、この期間の故障が偶発故障であり、故障発生が指数分布状であることを意味している。この期間の故障数は全取りはずし機器の約28%である。そして350時間以上ではほとんど全てのATSがオーバーホール作業のための計画整備の名目で取りはずされている。



図A.4 ATS故障のワイブル確率紙による分析

### A.1.6 結 言

付録において、航空機用機械機器の信頼性をフィールドデータに基づいて分析した結果、次の知見を得た。

1. 当該機器の場合、7年間の年毎の機器MTBFには大きい変動がある。  
(580~2090時間)。
2. 故障状況をワイブル確率紙で分析した結果、初期の頃、形のパラメータ  $m = 2.8$  であり、一般に初期故障とみなすには異常である(通常、 $m$ が1以下)。そのため今後の追跡調査が必要である。
3. 45時間以降350時間まではパラメータ  $m = 1.2$  であり、この期間はほぼ指数分布で偶発故障であることが判明した。
4. 当該機器のTBOは400時間であり、それによる年間交換率は平均73%となっており、数年間にわたってその交換率は、ほぼ一定である。

## 文 献

- (1) T. Murata : "Reliability case history of an airborne Air Turbine Starter", IEEE Trans. Reliability, R-25, 5, p. 302(1976).