輸送機構造の検査方式と信頼性^{*1}

藤 原 源 吉^{*2}

Key words: maintenance; safety and reliability; damage tolerance design;
damage tolerance rating system

1. ま え が き

過去10年以上にわたる疲労ならびに破壊解析技術の進歩は、航空機構造設計思想¹⁾に重大な改革をもたらした。

従来の疲労規準に従って設計された機体構造では、望みのダメージ・トレランス性や耐久性が得られない場合もあり、これが構造設計思想の完ぺき性追求への改革を誘発し、まず米国において1974年7月2日、軍用機に対する新しいダメージ・トレランス規準(MIL-A-83444)²⁾が制定された。いっぽう米国の航空機製造会社や各国の代表からなる耐空性委員会が、従来の FAR 25 の疲労に関する規準の全面的な見直しを行い、1978年12月、FAA は民間機の疲労規準(FAR 25-571)^{3,4)}の全面改訂を行った。この規準は今後新しく設計される機体に適用されるものであるが、在来機の耐空性保全に対しても厳重な配慮を払わなければならないので、英国の航空局は AN-89^{5,6)}を発行した。いっぽう米国の FAA は、AN-89 と同主旨の AC 91-56⁷⁾を1981年5月に発行した。これらは在来機の安全運航を確実にするための構造再評価に対するガイダンスを提供したものであり、適切なる構造整備や補足構造検査のあり方を要求したものである。

これらの最近発行されたすべての規準類は、思想面においてさまざまな差異が含まれてはいるけれども、

航空機の安全に関する共通の目的を示唆したものであり、つまるところ過去20年以上にわたるジェット輸送機運航の経験によって培われた航空機構造設計の思想は、損傷許容設計という形に進展してきたともいえる。当設計思想は、設計者側にとっては確率論的破壊力学を基盤とした機体構造検査自身を設計の段階から採り入れ、整備部門にとっては、これらによって決められた構造検査要目が要求されるようになったことを意味する。つまり損傷許容設計の採用されている部分に対して、該部が危険な状態になる前に損傷を検出することは、構造の損傷許容性を保証するための最も重要な課題である。運用方式、環境の影響、実働荷重下におけるき裂進展の評価、検査方式の相違など損傷許容設計に影響する多くのパラメータ間には、特有で複雑なる相互関係があるので、製造会社は重要構造部位ならびに初期検査時期、頻度、範囲、方法などに関する情報をアップ・ツー・デイトで供給しなければならないし、と同時に運航側は弾力性に富んだフィード・バック体制をととのえ、運航側の情報を適宜に製造者側にフィード・バックする必要もある。

また Air Transport Association of America (ATA) では、747型機の出現を契機に1960年代の中頃より急速に実用性を増した信頼性管理による整備方式 MSG-1 (Maintenance Steering Group) を集大成し、その後の新機種開発に対応して整備方式のほうにも研究開発が続けられ、1980年10月には MSG-3⁸⁾を発表した。MSG-3 の開発に当たっては、ATA に属する航空会社のみならず、FAA, BCAA, 米欧の機体および発動機メーカー、米国以外の主要航空会社、米海軍等が参画し文字どおり世界各国の協力のもとにつくられたものである。これは FAA の耐空性基準の要求事項に従った損傷許容設計法を根底としたものであり、設計側の分担する構造特性と運航側の分担する構造検査パラメータ間の合理的な結び付きを与えるべく Damage Detection Rating System なる思想を導入したものである。これらは疲労による損傷、

著 者 紹 介

藤原 源吉 (正会員)
昭和9年生。福島県出身。昭和32年日本大学理工学部機械工学科卒業。日本航空株式会社入社。現在同社技術部勤務。日本機械学会会員。

^{*1} 昭和58年12月22日原稿受理 Reliability and Structural Inspection Program for Transport Aeroplanes

^{*2} 日本航空(株)技術部 Genkichi FUJIWARA

環境劣化による損傷ならびに偶発損傷等の発見機構を量的な検査プログラムに反映させたものである。

この機に至り、ボーイング社は AC 91-56 の要求事項を満たすべく 727/737/747 型機に対し、疲労損傷発見の量的測定である Damage Tolerance Rating (DTR と略記) System なる方法に基づいた補足構造検査 (Supplemental Structure Inspection Document: SID と略記) を運航会社に義務づけてきた。また 757/767 型機は、1978 年 12 月に改訂済の FAR 25.571 および 25.1529 に準じた最初の機体であり、その整備方式は MSG-3 に従ったもので、サービス寿命期間を通して機体構造の耐空性が経済的に維持できるよう柔軟性に富んだ構造整備方式が立案されている。すなわち初期段階の構造整備プログラムとしては、環境劣化損傷の発見システムである Environmental Deterioration Rating System (EDR), 偶発損傷発見システムとしては Accidental Damage Rating System (ADR) なる思想を適用し、経年機に達したならば、経年機フリーに発生する疲労損傷を DTR 方式によってタイムリーに発見するという検査方式を追加していくプログラムになっている。

ここに損傷許容設計法に対処する構造検査方式のあり方の一つである、Damage Detection Rating System なる手法を概観してみたい。

2. 航空機構造検査と信頼性解析

確率論的方法を基盤とした信頼性工学のテクニックが機体構造の問題に最初に導入されたのは 1940 年のころであり、その後機体構造の信頼性解析という名称で発展されてきた。当初の信頼性解析の主目的は、設計段階における構造解析ならびに応力解析において、安全係数やその他の設計上のパラメータが信頼性にどのように影響するかなどであった。しかしこの段階で航空機の整備に信頼性解析が応用されるということとはなかった。

初期の航空機はしばしば危険な故障を起こしたり、飛行中に構造が破壊したりして致命的な事故を招くことが多かったので、航空機の整備においては各部分の点検や検査が重要視され、とくにエンジンをはじめ多くの装備品には使用時間の制限を設けてオーバーホールを行う方式が広範囲に適用され、これによって航空機の安全性や信頼性が保たれるものと考えられていた。この種の考え方に基づく整備を予防整備 (Preventive Maintenance) と呼び、戦前から戦後にかけての輸送機整備の支配的理念であったが、予防整備だけでは故障や不具合を防止する効果は予想外に小さく、統計的な実績を見ると、信頼性の向上は主として設計改

善により達成されており、定期的なオーバーホールとの相関関係はきわめて少ないことに気づいた。このような一般的背景が芽ばえはじめたころの 1964 年 12 月、FAA は Advisory Circular AC 120-17⁹⁾ (Hand Book for Maintenance Control by Reliability Method) を発行した。これは適切な信頼性管理の態勢を設けて運用するならば、必ずしもエンジンや装備品の定期的なオーバーホールを行わなくてもよいと監督官庁が認めたわけで、各国の航空会社はそれぞれ独特な信頼性プログラムを設定し、定期的なオーバーホールはほとんど影をひそめるようになった。信頼性管理方式の要点は、運行中のデータや故障情報をモニターして問題領域を見だし、その原因を解明して適切な対策をこうじることにあるが、機体構造の場合はエンジン、装備品等とは異なる面があり独特のむずかしさがある。つまりエンジン、諸系統は飛行中働き続けていて、その機能が不調となった場合すぐ乗務員に捕捉されるのがふつうであるが、機体構造のき裂や腐食の発生進行、操作索の摩耗などは飛行中に発見される公算は非常に少ないから、機体構造の信頼性維持に最も大きな貢献をするのは地上における構造検査にたよらざるをえないという特色である。またエンジン、装備品のようなシステムでは構成要素数がたとえ多くても類似の部品が多いこと、同一製品が大量に使用されていることなどの特色を活かして信頼度関数を実験的に定めることも可能であり、また信頼性をいくつかのうちの破損するものはいくつ以下であるという捉え方が可能であるが、航空機構造では必ずしもそのようなことが可能ではなく、むしろ不可能な場合のほうが多い。機体構造信頼性解析の特徴は、荷重と材料強度とがいずれも大きな不確実性ないしはばらつきをもっているため、この両者を考慮してはじめて破損の確率やき裂の生じた構造物の残留強度などが求められる点である。つまり故障率という概念だけで記述できるエンジン、装備品等の信頼性解析とは異なり、故障率の内容にまで立ち入った検討が必要になる。第 2 の特徴はきわめて高い信頼度を個々の部材に要求される点であり、このためシステムなどのように平均と分散のみで確率、統計的性質を論じることができない。これは構造部材の多くが直列系システムを構成しているので、フェール・セーフによる信頼性向上が装備品のよう容易でないためである。

また機体構造信頼性維持の基本的手段は構造検査であるが、これらは通常定期整備で行われる。航空機の定期整備として公的に承認され、かつ時間限界を有している Echelon は、A, B, C, D 点検という段階に区分されている。

整備の段階とは、種々の実施間隔をもった整備要目の計画的実施を容易にするため、頻度の異なるいくつかの機会を設け、整備要目をこれらの機会に分配して実施できるようにした作業集団の区分であり、定期点検の各点検のなかで、高い整備段階はそれより低い整備段階を含むようになっている。これらの整備段階のうち、A点検は機体構造検査のメッシュには該当しないのがふつうである。B点検は目視検査による比較的大きな寸法のき裂発見を主とした段階であり、C、D点検は機体内外部から行う目視点検や、場所によっては特殊な非破壊検査なども含まれるもので、点検要目によっては抜取り検査 (Sample Inspection) が基本となっているものが多い。またD点検は機体オーバーホール時の点検要目を実施する最も厳しい段階であるが、最近ではD点検要目をC点検に分散してエコライズを図っている機種も多くなっている。これらのさまざまな質や間隔からなる検査を受けたフリートの内から発見された構造欠陥は、通常データ・バンクである製造会社にフィード・バックされ、その欠陥の重要度に応じて、製造会社は改造や特別検査の実施を要求する旨の指示 (Service Bulletin) を発行する。

とくに耐空性上重要な意味をもつ欠陥の場合は監督官庁が Airworthiness Directive (耐空性改善通報) を発行するので、それによるランダムな間隔で行われるノン・スケジュールド・エキストラ検査などもある。

そしてこれらさまざまな検査の質と間隔相互間の最適値と整備コストのバランスを決めることは、結果として航空機構造の信頼性を増すことに連なり、またこの目的を成就させるためには多くの確率要因を取り扱うので信頼性解析にたよらざるをえないわけである。すなわち運航中の航空機に加わる実働荷重の評価、またその荷重の累積を受けて生ずる疲労き裂発生と進展過程のランダム特性、残留強度、構造の損傷率と損傷確率、検査による欠陥発見率などのランダム変量を取り扱うわけであるが、これに関する大方の思想^{10,11)}はほぼ確立されていると考えられるのでここでは重複をさけたい。

しかし現在は新機種デビューの段階において、整備方式審査会 (FAA, 製造会社, 運航側から構成されている) が前記のような検討を行い、Maintenance Review Board Report (機種ごとに検査方法、検査間隔、サンプル率等を指示してある) を発行し、かつ監督官庁は整備規程審査要領にその種の整備方式に従う旨を推奨しているので、航空会社が新機種導入時にこの種の信頼性解析を逐一行わなくてもよいようになっている。しかしこれはあくまでも導入時の推奨案

であり、その後は各運航会社の有する経験や技術的能力に応じて弾力的に改善していくべきものであり、確率論的破壊力学とかさまざまな確率的挙動要因を取り扱う必要があるのも、やはり信頼性工学的な手法に頼らざるをえないわけである。

3. 損傷許容設計法の基本要素

航空機の主要構造要素は規定の荷重条件に耐えうるように設計されているが、運航回数の累積を経るにつれて疲労損傷などが発生するようになり静的強度が減少することになる。しかし運用中に発生した損傷を検査で発見し、かつ残留強度が常時維持しなければならないフェール・セーフ荷重を下まわる前に修理することができれば、その構造は損傷許容性があることになる。またいったん損傷が発見されたならば、元の終極強度に復元することがたてまえである。

航空機構造は、安全性に対する解析要求事項により第1図に示したようなカテゴリーに区分できる。重要構造要目 (Structural Significant Item: SSI と略記) とは、それがどのような構造要素、組立部材であっても、破損すれば機体の残留強度が減少したり構造機能を失う要目として定義されている。また運用上の構造安全を維持する設計法として、現在は損傷許容設計と安全寿命設計に大別されているが、損傷許容設計は上記したように時期を得た損傷発見が基本思想となっており、安全寿命設計のほうは、損傷が臨界寸法になる前に発見する機会の非常に少ない場合に対してのみ適用されるもので、脚構造のような高張力鋼部品とかエンジン・マウントなどがこの範疇に属する。今回補足構造検査要目として要求されてきている部材は、第1図の③に属するものばかりである。

まず損傷許容設計の目的逐行には、次の三つの要求

STRUCTURAL CATEGORY			SAFETY ANALYSIS REQUIREMENTS	
			TECHNIQUE OF ASSURING SAFETY	TECHNOLOGY CONTROL METHOD
OTHER STRUCTURE STRUCTURALLY SIGNIFICANT ITEMS	DAMAGE TOLERANT DESIGN	① SECONDARY STRUCTURE	DESIGN FOR LOSS OF COMPONENT OR SAFE SEPARATION	• CONTINUED SAFE FLIGHT
		② DAMAGE OBVIOUS OR MALFUNCTION EVIDENT	ADEQUATE RESIDUAL STRENGTH WITH EXTENSIVE DAMAGE—OBVIOUS DURING WALKAROUND OR INDICATED BY MALFUNCTION	• RESIDUAL STRENGTH
		③ DAMAGE DETECTION BY PLANNED INSPECTION	INSPECTION PROGRAM MATCHED TO STRUCTURAL CHARACTERISTICS	• RESIDUAL STRENGTH • CRACK GROWTH • INSPECTION PROGRAM
	SAFE-LIFE DESIGN	④ SAFE LIFE	CONSERVATIVE FATIGUE LIFE	• FATIGUE

第1図 Structural analysis requirements

事項を決めなければならない。

(1) 許容損傷寸法: 制限荷重条件下で耐えうる多重二次き裂をも考慮した最大損傷寸法を決める。

(2) 損傷の進展: 運用荷重, 荷重の負荷順番, 環境による影響なども考慮して, き裂発見可能最小寸法から臨界許容き裂寸法に至る, き裂進展間隔としての安全損傷発見期間を決める。

(3) 検査プログラム: 適宜, 損傷が発見できるように選択された検査手法, 頻度でフリートを検査するプログラムを組む。

損傷許容設計では, フェール・セーフ荷重条件下で決まる安全な使用範囲というものがあるが, この限界を超過した場合の構造安全は, 上記した三つの損傷許容要素のさまざまな組合せで遂行されるけれども, 構造安全をあまり検査プログラムに依存しすぎると, 整備コストがかさみすぎ, 実際的ではないのでバランスのとれた検査プログラムにしなければならない。

偶発損傷と環境劣化損傷は運用寿命中のどの時期にも起こりうるランダム事象であるが, 疲労損傷のほうはき裂発生とその後の進展によって特徴づけられるものであり, 許容き裂進展期間内で効果的に損傷を発見するということは検査方式にも大きく左右される。また適用される検査手法によって大きく異なるき裂発見可能最小寸法から, 検査手法には左右されない制限荷重(改訂後の FAR 25.571 ではフェール・セーフ荷重と制限荷重とは等しく規定された)に対する臨界許容き裂寸法に至る許容(安全)損傷発見期間をフライト・サイクル数で表わす方法がある。第2図の左側図は, 縦軸にき裂長さを採り, 横軸には各種検査手法によるき裂発見可能最小寸法から臨界許容き裂寸法に至る間隔をフライト・サイクル数で表わしたものである。また同図の右側図は, 各種検査手法によるき裂発見可能最小寸法から臨界許容き裂寸法に至る許容損傷発見期間を残留フライト・サイクル数によって目盛り, き裂進展を安全損傷発見期間として表示したものであり,

このほうが便利なので以後この表示法で説明する。

4. 残留強度

航空機に採用されている組立式構造の代表的なものは, 多重シート, 補強材, ファスナー等から成っており, これらの構造ではき裂の発生している部材とない部材間の相互影響は応力再分布の重要な要因となる。破損が生ずると, 最も臨界的な要素を部分的な塑性歪領域に陥らせてしまう場合がしばしばあり, また部材の破損断面は破壊力学に従う領域とそうでない遷移挙動領域の混合した領域に陥ることが多い。検査によって発見される一次き裂から細部構造近傍の二次き裂までを含む損傷の残留強度を特性化するために, 第3図のようなパラメータが使用される。また破壊靱性値 K_{IC} は, き裂先端の塑性域の度合や, 破損に至る前のき裂安定進展領域などが複雑にからみ合った平面応力とか遷移応力条件によって特徴づけられる。したがってこれらの特性を配慮するために, 実際の残留強度評価が必要であり, かつ複雑な構造設計を確認するために大きなテスト・パネルなどが使用される。組立式構造に線形破壊力学を適用させるための形状係数 Y は, 降伏点を超過した応力での大きな変位を反映させるための修正も必要だし, またき裂長さ総量の関数である局所応力場を決める荷重再分布係数についても, 臨界要素について評価しなければならない。

残留強度は規定の荷重と等しいか, あるいはそれ以上でなければならないから, いくつかの破壊モードについて考慮しなければならない。また破損断面の破壊挙動と弾塑性要素変位間の相互干渉などは, 破壊力学本来の適用性を制限する傾向があるから, 多くの場合広範囲に及ぶ実験的証明に立脚した特別な許容値が要求される。

5. き裂の進展速度

損傷発見の評価には, き裂発見可能最小寸法から残

第2図 Damage detection period

第3図 Residual strength parameters

留強度解析で決められる臨界許容き裂寸法に至るまでのき裂進展データが必要である。フライト・サイクル数当りのき裂進展速度計算には、荷重の負荷順番による効果なども含めており、標準化されている損傷モデルを使用する場合には、材質、形状、応力に関するパラメータをそれぞれ分けて考えている。温度、荷重の負荷頻度、湿度のような異なる環境における評価も必要である。ボーイング社などでは、多重き裂のき裂寸法相互の影響について典型的な形状の詳細な評価基準が開発されており、それは分解検査でも証明されている。また所定の荷重スペクトラムによるき裂進展の評価は、Flight-by-Flight 荷重を負荷して行われ、変動ならびに平均応力における応力拡大係数のさまざまな範囲での進展率を反映させながら、さまざまな損傷モデルについて行われる。

いっぽう負荷すべき荷重スペクトラムに関する現在の耐空性規準 (FAR 25-571) では、政府および業界の荷重履歴研究から導いたその機種について測定した統計的なデータを基にすることにはなっているが、結局は製造者側の経験裁量にまかされているのが実情であるから、各国、各社とも使用する荷重スペクトルがまちまちで、過去のデータとの比較検討をしたり、新しい設計に利用するときに困難があるから、国際的に荷重スペクトルを統一し、寿命推定の標準方式を定めようという要望が生じ、1973年の ICAF (International Committee on Aeronautical Fatigue) において、まず輸送機の荷重スペクトラムを標準化しようという提案が行われた。現在欧州系の政府研究機関が、共同で主翼に対する荷重スペクトルとして、輸送機用の TWIST (Transport Wing Standard Load Program) および戦闘機用の FALSTAFF⁽²⁾ (Fighter Aircraft Loading Standard for Fatigue) を作成しており、これは荷重の大きさに対する頻度および順序を規定したもので、ICAF 加盟各国が部材のき裂進展試験や実機

疲労試験に使用するようになってきている。

6. 損傷の発見確率

航空機構造に発生する損傷は、主として疲労損傷、環境劣化損傷 (腐食、応力腐食割れ等)、偶発損傷 (地上援助施設等に衝突する類) の三つの形態に分けられそれぞれ独立に考えなければならない。前述の MSG-3 あるいは SID などでは、これらの損傷発見機構を量的な測度で表わす方法を開発したものであり、それぞれ DTR, EDR, ADR System と呼称されているが、当解説では SID の基本となっている DTR のみにについて説明する。

疲労損傷の発見確率は、使用する検査方式や手法、検査時期、き裂長さ等の関数として表わされる。

航空機フリートに発生する疲労損傷の発見確率というものは、(1)検査を受ける機体数 (2)き裂の数 (3)検査のレベル (4)検査回数 等の事象に左右される。

疲労損傷の発見確率 P_D は、フリート中の 1 機のある任意の一つの細部構造に 1 個の疲労き裂が発生するものとし、次に示す 3 個の独立した確率要因 P_1, P_2, P_3 の関数として表わされる。すなわち

P_1 : 損傷のある機体を検査する確率

経年機ほど疲労損傷が多く発生するという経験的事実に基づいて選んだ候補機群にき裂が発生していると仮定すると、候補機群全機を検査した場合 $P_1=1$ となる。

サンプル・プログラムによる検査方式を行えば、 $P_1 < 1$ となり、また与えられたサンプル数では、最経年機は最も早い時期にき裂が発生するとして選んだ Fleet Leader 機のほうがより高い P_1 値を与える。

P_2 : き裂のある細部構造を検査する確率

P_2 は細部構造の検査に使用した点検レベルや整備段階によって異なり、1 あるいは 0 となる数である。

いまき裂のある1機の機体について ($P_1=1$), 対象としている1個の細部構造を検査するとすると ($P_2=1$), 損傷発見確率 P_3 は, き裂長さ, 検査のレベル, 検査方法の関数であり, $\hat{P}_3$ (ある特定の検査方法による1回の検査である長さの1個のき裂を発見する確率) は次の3パラメータ・ワイブル分布で表わすことができる。

$$\hat{P}_3 = 1 - \exp \left[- \left(\frac{L - L_0}{\lambda - L_0} \right)^\alpha \right] \quad (1)$$

L_0 : き裂の発見可能最小寸法

L : 検査時点のき裂長さ

λ : 分布の特性き裂長さ

α : 形状係数

しかしこれは検査方法, き裂の位置なども含めたさまざまな因子に左右され, 実際のき裂全寸法とは大きく異なることもある。第4図は航空機細部構造の代表的例であるが, き裂全寸法は検査する場所によっても異なる例を示したものである。つまり図中ボルト穴から出発したき裂は, A, B点を通じた所で初めて発見されるわけで, き裂長さが重大な寸法に達していても, き裂先端が遮へい物で隠れていれば, 発見可能時期がおくれることになる。また第5図は, 非破壊検査手法 (NDI) を用いると安全損傷発見期間が大きく増加できる例を示したものである。NDI は目視検査よりもっと小さな表面き裂や表面下き裂も発見でき,

第4図 Inspectable crack length

第5図 Visual versus NDI damage detection

したがって損傷発見確率を等しく置くとすれば, NDI 検査のほうが検査頻度を減少させることができ, かつ小さな寸法段階でき裂を発見すれば経済的な修理ですむことになる。 $\hat{P}_3$ の値はサービス中に発見された膨大なき裂の報告から決められる。また検査で見落とすき裂長さを推定することも重要である。第6図はフール・セーフ荷重条件の下で, き裂発見可能最小寸法 L_0 から臨界許容き裂寸法 L_c に至る安全損傷発見期間 (N_0) と $\hat{P}_3$ との関係を示したものであるが, L_c を越す前にき裂を発見し損うと航空機構造がただちに致命的破壊に至るというわけではなく, L_c が未発見のままになっているところへ, 減多に起こりそうもない制限荷重が加わった場合のみ, その部材の破壊が起こりうるということである。検査で発見された時点のき裂寸法というのは, ばらばらでランダムなものである。第7図は安全損傷発見期間 N_0 中に実施される間隔 $\bar{N}$ なる幾回かの検査と, その検査時点に対応するき裂長さの関係を示したものである。ここで臨界き裂長さ L_c に直面するのは, 最終検査期間 $\bar{N}$ 中の任意点で起こることになる。この際検査は中間点 ($\bar{N}/2$) で, かつ最終検査間隔中の平均値に相当する $\hat{P}_3$ で行われるものとする。最終検査の行われた位置により, その前回に実施された検査群は $\bar{N}$ の間隔で区分されるものとする。いま1個のき裂長さ L と $\hat{P}_3$ 値で, それぞれの検査を関連づけてみる。

$P_1=P_2=1.0$ と仮定すると, 期間中 N_0 で単機当りの累積損傷発見確率 P_3 は(2)式で表わされる。

第6図 Safe damage detection period- N_0

第7図 Crack length at the time of an inspection

$$\text{第1番目のき裂 } P_3 = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - \hat{P}_{3i}) \quad (2)$$

$\hat{P}_{3i}$: i 番目の検査における発見確率

n : N_0 中に実施される検査回数

Π : $(1 - \hat{P}_{31})(1 - \hat{P}_{32})(1 - \hat{P}_{33}) \dots$

フリート中の1機にき裂が発見されると、その後続機に実施する検査では同一細部に類似のき裂があいついで発見されることはよく経験する事実である。つまりフリート中の機体に追加の検査を実施すると、その細部に対するき裂発見確率は増加する。フリート中のある任意の同一細部に次々に発見されるき裂相互間の発見間隔 ΔN (フライト・サイクル数で表わされる) は、疲労寿命の分布、フリートの使用状況、実際のフリートに発生したき裂の統計などから求められる。安全損傷発見期間 N_0 中に発見される後続のき裂群は、第8図に示すように発見に至る期間も、またそれで発見されるき裂長さも短くなっている。

もし第1番目のき裂が $N_{01} = N_0$ (安全損傷発見間隔 N_0 と第1番目のき裂発見間隔が等しいとする) でき裂発見可能最小寸法 L_0 に達したとすると、第2番目、第3番目のき裂発見間隔はそれぞれ $N_{02} = N_0 - \Delta N$, $N_{03} = N_0 - 2\Delta N$ で同じレベルの発見率となり、発見時点のき裂長さも間隔の減少に応じて短くなることがわかる。

これらの事柄から検査方法と頻度とが与えられれば、フリートのき裂発見確率 P_3 は(3)式で与えられる。

$$P_3 = 1 - \prod_{j=1}^m \prod_{i=1}^n (1 - \hat{P}_{3ij}) \quad (3)$$

$\hat{P}_{3ij}$: j 番目のき裂のある機体を i 番目の検査でき裂を発見する確率

m : き裂のある機体の数

n : j 番目のき裂のある機体を実施した検査数

フリートに実施されるすべての検査 (A, B, C, D など

第8図 Multiple cracking in the fleet

どの整備段階や特別検査の段階なども含める) について考慮すると、き裂発見の累積確率 P_D は(4)式で与えられる。

$$P_D = 1 - \Pi(1 - P_{di}) \quad (4)$$

$$P_d = P_1 \cdot P_2 \cdot P_3$$

i : 適用した検査数

ここで P_D の値は 0.999 とか 0.998 などのように非常に近接して判別しにくい値となつてでてくるが、もしき裂を見落とす確率 $(1 - P_D)$ なるパラメータで表示すると、 $(1 - 0.998)/(1 - 0.999) = 0.002/0.001$, つまり 2 対 1 のようにわかりやすい数字となり、 P_D レベル間の比較が便利となる。設計側の分担する確率論的破壊力学に基づいた特性と、運航整備の分担する構造検査間に共通に適用しうる、つまり疲労き裂に対する検査の量的表示値としてボーイング社は DTR なる表示法を提案したわけであるが、DTR とは次のように定義されているものである。

$$P_D = 1 - \Pi(1 - P_{di}) = 1 - 0.5^{DTR}$$

$$DTR = \frac{\log(1 - P_D)}{\log 0.5} = \sum_i \frac{\log(1 - P_{di})}{\log 0.5} \quad (5)$$

(5)式中の 0.5 という数値は、発見/非発見がおのおの 50% なる検査を仮想したものであり、DTR とはボーイング社が各 SSI ごとに要求する損傷発見確率 P_D を満たすために繰り返す、この仮想検査の回数であるともいえる。

第9図は一つの検査方式によるき裂発見評価過程の一例であるが、第10図のようにその他の検査方式や検査頻度についても表わすことができる。第11図はそれぞれの SSI について発行されている DTR の1例である。図中A欄は各運航会社が決める値であり、B欄はメーカー、J欄はメーカーと運航会社双方で、R欄は監督官庁とメーカーでそれぞれ決める値であ

第9図 Measurement of detectability, DTR

第10図 Inspection options

る。

7. DTR の要求値

ボーイング社は各 SSI ごとに累積損傷発見確率 P_0 を与える代りに DTR の要求値で示してきたが、第

1表は FAA とボーイング社が決めた DTR の基本的な値である。

DTR の要求値は、次の条件によって決められている。

○ 安全な臨界き裂に関する実際の確率とか、き裂周囲環境の技術的判断

○ 臨界許容き裂寸法を越えるような長い寸法のき裂を発見する機会は DTR 評価には含めない。なぜなら、このような長いき裂に発展する前に発見することこそ、この評価方式の基本であるためである。また疲労き裂はつねに最も発見しにくいところに発生するものと仮定する。

○ 報告されたき裂のデータを調べてみると、たいていのは直接構造検査に関係のない改修作業中等に発見されることが多いが、これらの発見機会は DTR の評価には含めない。

DTR CHECK FORM		ITEM: W-XX	MODEL-SERIES 7X7-XXX
TITLE: WING LOWER SURFACE REAR SPAR CHORD AND SKIN		OPERATOR(S)	NO. OF CAND. A/C
LOCATION:		EXAMPLE	XX
		STRUCTURE AND INSPECTION DETAILS LEAD CRACK, SKIN FLANGE OF CHORD 	
NOTES:			
STRUCTURE DETAIL	JOB CARD	DIRECT CHECK LEVEL	METHOD
SKIN	1	C	SURV
SPAR	3		LFEC
CHORD			
DATA CONTROL: (A) INDIVIDUAL OPERATOR		(B) FUEL LEAK DTR	
(B) BOEING (J) JOINT BOEING/ALL OPERATORS		TOTAL DTR 5.3	
(R) JOINT BOEING/REGULATORY		(R) REQUIRED DTR 4	

第11図 Maintenance program evaluation example

第1表 Required DTR

Structure			Required DTR		
			Basic	Incremental	Total
Wing and nacelles	Externally visible areas		4	0	4
	Areas not externally visible		4	2	6
	Primary flap structure		4	4	8
Empennage	Primary structure		4	2	6
Fuselage	Contribution of cabin differential pressure to total failsafe stress	<50%	4	2	6
		>50%	4	6	10

以上のような背景から、DTRの基本要求値を4と決めている。また第1表中の追加 (Incremental) の DTR は、通常運航によって生じられる応力と比較したフェール・セーフ応力の生じられる頻度やそのレベル、発見機会などを勘案して決められる。たとえば第1表の胴体について説明すると、通常運航による与圧胴体差圧によって生じられる応力と全フェール・セーフ応力との割合を、50% を境にして追加 DTR 値に差を与えているわけである。

そして基本要求値と追加値を加え合わせた総計値は、それぞれの SSI ごとに第11図⑧欄 (Required DTR) に記入されてある (第11図の例は基本 DTR と Required DTR の等しい場合である)。また第11図の TOTAL DTR 欄は、それぞれの運航会社がその SSI に対する検査方式で決める値であり、この値が⑧欄の Required DTR 値以上であればよいわけである (第11図では5.3となっているので満足される)。

8. 重要構造要目 (SSI) の選択

SSI とは飛行、地上、与圧あるいは操舵等の荷重を支えるのに重要な役目をし、もしそれが破損すると航空機の安全に重大な影響を与えるような構造要素であることは前述のとおりだが、すべての主要構造要素は SSI の候補となりうるわけであるけれども、SID に対する SSI 選択の基準としては次のようなパラメータをスクリーニングとしている。

- (1) 初めのき裂発生によって生ずる荷重の再配分が隣接領域での破壊または部分破壊に与える影響の度合
- (2) 検査の難易度
- (3) 同一応力水準で働いている多荷重経路の個別要素の同時破壊または部分破壊の度合

また SSI のうち、Service Bulletin によってカバーされたり、すでにサービス中にき裂発見の経験のあ

るものは分離して再評価し、SID には参考のみとしている。以上のような選択基準によって、747 型機では解析の対象となったものが125件あり、そのうちの87件が SSI として選ばれている。

9. 候補機 の 選 択

航空機構造は、その運用寿命中連続的に変動のある繰返し荷重を受けるが、損傷許容設計ではこれらの荷重に耐えながら設計時点で考えた疲労設計寿命の目的値を高いレベルの信頼度で、かつ経済的に維持していくことにある。

現在の世界のフリートの運航状況を眺めてみると (第12図)、経年機のほうはある程度の疲労き裂が予測されるような時間帯に達しつつあるわけで、ここにこそ損傷許容設計法の基盤形成の一つである構造検査の真価が発揮されることになる。

疲労損傷の機体使用依存性はフリートに対しランダムに発生するけれども、フライト・サイクル数の最も高い機体には最も早い時期にき裂の発生することは経験が示している。Fleet Leader 機の補足構造検査はフリート中の損傷発見に最も貢献するという考え方が基本となっている。損傷許容構造の疲労寿命というものは、疲労き裂が発生し発見可能寸法に成長するまでの累積フライト・サイクル数に対応する。第13図に示した特性寿命 β というものは、設計時点で考えた疲労設計寿命の目的値よりも高いところにあり、これはさまざまな因子に左右される。第13図は、全機にき裂が発生したとき、与えられた機体数の最小寿命をワイブル分布から推定しえることを示したものであり、この最小寿命は機体数が増加するにつれて減少する。

最小寿命と特性寿命間の関係は、フリートの全機にき裂が発生したとき、対数座標に直線で表わすことができる。典型的なアルミニウム合金機 250 機の最小寿

第12図 Boeing jet fleet summary March, 1983

第13図 Variation of minimum life with fleet size

第14図 Fleet cracking order

命は、特性寿命の25%に相当する。第14図のフリート使用曲線が最小寿命線に接した点から前の斜線部分に示した1群に、最も早い時期にき裂が発生するものと考えられる。最初に疲労き裂が発生すると思われる一団の候補機群は、フリートの最先端に行く1機のサイクル数が疲労設計寿命の75%に達したとき、疲労設計寿命の50%を越えることになる。現在727/737/747フリートの最経年機は、設計時点で考えた疲労設計寿命目的値の75%をすでに経過している。したがってSIDの候補機群として選ばれた140機の747型機は、設計時点で考えた疲労設計寿命の50%を超過しているものである。

10. フリートのサンプル検査

長い期間にわたるサービス経験によると、フリートに発見される構造欠陥というものはほとんど同一または類似個所に発生することがわかっているため、全候補機を検査しなくても経年機のサンプル検査だけで問題個所の摘出は可能である。サンプル検査によってき裂が発見された場合、その情報はデータ・バンクである製造会社に報告され、その重要度に応じて可能な限りの改修や検査を実施する旨の指示 (Service Bulletin) が与えられ、従来の検査方式にそれらを追加実施して

第15図 Probability of inspecting an aircraft with damage— P_1

信頼度を維持していくのがたてまえである。

しかし実際問題としてこの思想を727/737/747型機のフリートに適用しようとする、経年機を多数運航させているのはごく少数の航空会社のみに限定されるので実際的ではない。したがってもっと広範囲からサンプル機を選ぶほうがより実際的であるという考え方から、次の二つのサンプル検査方式が採り上げられている。

- (1) Fleet Leader Sampling
- (2) Rotational Sampling

Fleet Leader Sampling方式とは、各航空会社の候補機群のうち、フライト・サイクル数の最も高い所定の機数を定期間隔で繰り返し検査を行うという方式である。いっぽうRotational Sampling方式とは、全候補機が少なくとも1回検査を受けるまで各航空会社の候補機割当数を検査することである。第15図は P_1 に与えるサンプル検査方式の影響について示したものである。検査時点で損傷はすでに発生しているものと仮定すると、全候補機を検査した場合 P_1 の値は1.0となる。いま検査を受ける候補機を $a\%$ とすると、Fleet Leader方式による P_1 値は P_b であるけれども、ランダム・サンプリング方式の場合の P_1 値は P_a に

しかなりえない。もしランダム・サンプリング方式にて P_b なる P_i 値を得たい場合は、 $b\%$ の候補機を検査しなければならないことになる。ボーイング社は、当初 Fleet Leader Sampling 方式のほうを提案していたが、当方式だと割当機が特定の航空会社に集中されることなどもあり、最近では Rotational Sampling 方式 (ランダム・サンプリング) のみを推奨してきており、つまり SID の適用航空会社数を多くしてきている。

11. む す び

機体構造の損傷許容性を確実にするための鍵は、タイムリーな損傷発見にある。設計者側で分担する構造特性と運航者側の分担する整備計画パラメータ間の合理的な結びつきを与えるべく、ボーイング社は DTR, EDR, ADR なる Damage Detection Rating System という無次元パラメータを開発したわけである。これらは疲労損傷、環境による損傷ならびに偶発損傷等の発見機構を量的に表示して検査プログラムに反映させたものである。

今回 FAA の耐空性規準の要求事項に従って 727/737/747 型機構造の再評価が行われ、その結果発行された SID は、経済的理由で航空機がリタイアを余儀なくされるまで安全な運航を継続できるような検査要求事項を提供したものである。またこのプログラムは、いままでのサービス中で疲労き裂の経験のない SSI に対する現在の整備方式への補足でもある。検査要求事項の適用は、ボーイング社が指定した候補機のみに限られ、該当運航会社は、この方式を自社の整備プログラムに単独で適用してもよいし、また必要な発見確率に合うように修正したり、補足してもよいようになっている。

また 757/767 型機の構造整備プログラムは MSG-3 に従ったものであり、設計時点で考えた疲労設計寿命間を通じて機体構造の耐空性が経済的に維持できるような柔軟性に富んだ構造整備プログラムになっている。すなわち当プログラムの初期段階としては、環境による損傷と偶発損傷の発見評価に基本を置いている。最近の整備手法に基づいた各 Major Zone の検査業務は、選ばれた SSI に対し二つの独立した Rating System (EDR, ADR) によって評価されている。

また当プログラムの後期段階としては、これらの機体が経年機となった際、経年機フリートに発生する疲労損傷を適宜に発見できるよう、DTR 方式に従った追加の検査要目を加えていくという整備プログラムになっている。この後期段階プログラムは、747 型機

の場合と同じく最初少数の経年機を候補機として選んで、それに DTR 方式を適用しながら、その結果をその後の後続機に実施していく検査プログラムにフィード・バックさせ、整備方式そのものを修正発展させていくという弁証法的役割をになっている。初期段階プログラムの基本である EDR, ADR についても詳述しなければならないのではあるが、今回は頁数の関係上割愛せざるを得なかったことを深くお詫びいたします。

また米国ボーイング社ならびに米国コロンビア大学篠塚正宣教授、航技研実機強度研究室長朝田洋雄氏からは貴重な資料や有益な助言をいただいたことを付記し、御礼にかえさせていただきます。

参 考 文 献

- 1) Goranson, U.G. and Rogers, J.T.: Elements of Damage Tolerance Verification, Boeing Commercial Airplane Company, 12th International Committee on Aeronautical Fatigue, Toulouse, France, 25 May, 1983.
- 2) Department of Defense, U.S.A.: Airplane Damage Tolerance Requirements, MIL-A-83444, July 2 (1974).
- 3) Federal Aviation Regulations, Part 25: Damage-Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure, Paragraph 25.571 (1978).
- 4) Federal Aviation Administration Advisory Circular (AC): Damage-Tolerance and Fatigue Evaluation of Structures, 25-571-1, September 28, 1978.
- 5) Civil Aviation Authority (U.K.): Continuing Structural Integrity of Transport Aeroplanes, Airworthiness Notice 89, August 23, 1978.
- 6) Civil Aviation Authority: Airworthiness Information Leaflet, AD/1L/0067/1-5 (1978).
- 7) Federal Aviation Administration Advisory Circular: Supplemental Structural Inspection Program for Large Transport Category Airplanes, AC 91-56, May 6, 1981.
- 8) Airline/Manufacturer Maintenance Program Planning: Maintenance Steering Group-3, Document MSG-3, Air Transport Association of America, October, 1980.
- 9) Federal Aviation Administration Advisory Circular: Handbook for Maintenance Control by Reliability Method, 120-17, Dec. 1964.
- 10) Yang, J.N. and Trapp, W.J.: Reliability Analysis of Aircraft Structures under Random Loading and Periodic Inspection, AIAA J., 12 (1974), pp. 1623-1630.
- 11) Shinozuka, M.: Development of Reliability-Based Aircraft Safety Criteria, An Impact Analysis. AFFDL-TR-76-31, Vol. 1, April (1976).
- 12) 下河利行: ICAF 第 17 回会議および第 11 回シンポジウムに出席して、航空技術, No. 321 (1981), pp. 19-26.