機器構造部品の安全性設計・予防保全における信頼性工学適用

7. 航空機構造体への適用[†]

吉 永 隆 治^{*}

Application of Reliability Engineering for Safety Design and Maintenance against Mechanical Structure and Components

VII : Application for Aircraft Structure

by

Ryuji YOSHINAGA^{*}

Key words : Reliability, Safety, Maintenance, Aircraft structure, Risk assessment

1 は じ め に

安全性という言葉が強く「故障がないこと」を意識させる反面、信頼性という言葉は、少し和らいで「故障とは起こり得るもの」ということを前提にしている。「信頼性の向上」と言う場合、いかに故障しにくい製品を作るか、そして故障が起きたとき、どのように対応するかを考えることが問われる。したがって信頼性の考え方には、実際に使用される環境下で起こり得る事象に対して、事前であれ、事後であれ「整備」あるいは「保全」と呼ぶ活動を結びつける。すなわち未然にその問題事象の防止や、仮に問題事象が発生しても、修理や交換等の是正措置をとることなどの活動が含まれる。航空機構造の場合、その問題、すなわち故障や破壊の及ぼす影響の大きさから、信頼性が一定の水準以上であることを保証するために、検査とその適用間隔とを相互に組み合わせ、信頼性のレベルを保持すること、あるいはそのレベルが不十分と判明した場合には設計変更、改修等を行うことを位置づけている。ここでは航空機構造の信頼性に対する事前解析あるいは予防保全の活動への取り組みについて紹介する。すでにこの分野では、多くの論文や報告、あるいは専門書¹⁾が出版されている。本稿のさらに詳しい情報については、一部ではあるが参考文献に示す資料等を参照していただきたい。

2 信頼性と構造概念

航空機（以後機体という）構造の設計は、安全性と軽量化の両立性を考慮して進められる。ばらつきをもつ強度・荷重等を含めた安全性に結びつく要因について、その不確定性をどのようにに取り扱い、どのように推し量って本来の目的を実現してゆくかが信頼性工学適用の必要性となっている。その内容には単に設計・評価にとどまらず、さらにばらつきの多い実運用下での問題に対する施策と実施等、幅広い活動を考えなければならない。

2・1 構造概念—構造の分類

安全性確保は、構造が持つべき性質を特徴づけることから始まる。部材強度の余裕や、部材の配置などへの配慮であり、それは保全に対する活動に影響することになる。構造はその特徴から大きく2つに分類できる。1つは安全寿命構造とさらに1つは損傷許容構造である。その特徴は下記のように表すことができる（図1参照）。

(1) 安全寿命構造

存在が不適切かつ発見可能なレベルのき裂を生ずることなく、運用寿命の間、予期される繰り返し荷重に耐えること、

(2) 損傷許容構造

その存在が適切ではないと認められる損傷について、その成長（き裂進展）と残留強度を考慮して運用の間、その工学的な評価から計画した検査により、安全性を確保する構造をいい、規定荷重の下、単一かつ主要な構造要素の破壊に対して安全であることが要求される。

2・2 設計と評価

設計過程では、機体の使われ方、満たさなければならない要目を受け、評価の方法、実運用以降の情報収集、是正支援の考え方、指針が明確にされなければならない。

図1 信頼性および健全性実現の考え

[†] 原稿受理 平成12年10月31日 Received Oct. 31, 2000

^{*} 正 会 員 三菱重工業(株)名古屋航空宇宙システム製作所 〒455-0024 名古屋市港区大江町, Nagoya Aerospace Systems, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd., Minato-ku, Nagoya, 455-0024

2・2・1 設計の仕様—運用目標時間および運用方法

代表的な運用の仕様を明確にする。主たる設計目標の設定である。航空機の場合、陸上を走行する機器に比べ、飛行時に作用するその荷重の不確実性が高いこと（航空会社による運用の違い、突風等確率的な荷重発生による影響の違い等）、また使用する材料についても比強度の高い、荷重の繰返しに比較的敏感な材料系に頼っていること等により、破壊の予測にはばらつきを考慮した信頼性工学の適用が不可欠である。

設計では基本計画に始まり、概念設計、機体形状、荷重推算、構造検討の流れで、その成立性を0次、1次と繰返し、その結果を製造図、そして製造に結びつける。製作された機体（通常は試作機）は、地上試験、飛行試験で耐荷能力、性能そして飛行荷重計測が行なわれ、設計の妥当性有無が確認されることになるが、設計段階では、これまでの過去の知見を活用しながら、運用下での負荷条件を予測しながら進められる。

設計の基本となる設計荷重スペクトルを作成する場合の必要な基本項目として、全飛行時間（全飛行回数）、着陸回数および着陸時の形態、運用年数、ミッション内容（離陸／上昇／巡航／下降／着陸等での重量／継続時間／高度／速度等）が必要である。温度や湿度、その他環境の与える影響が無視できない場合には、その環境を考慮して、そのミッションのセグメントにその条件を加味する。民間機の場合は突風荷重とGAG荷重（Ground-Air-Groundで与圧や着陸時の荷重）が主であり、戦闘機では操舵による荷重が主な荷重となる。機体設計に考慮する荷重レベルの目安については、MILガイドスペック²⁾、耐空性審査要領等で示されている。

2・2・2 設計要件 静強度に対しては(1)制限荷重（運用時に予想される最大荷重）で、安全上有害な変形をしないこと、(2)終極荷重（＝制限荷重×安全率）で破壊しないこと、が求められる。ここで安全率は特に規定される場合を除き1.5が使われる。疲労強度については、まずその破損が飛行安全性に影響する重要構造部位（SSI）を選定する。基本的にSSIに関しては、損傷許容性を持たせた設計としなければならない。これは検査のカテゴリ（レベル）を規定し、その適用を計画に入れること、さらにそのカテゴリに求められる要求（検査間隔、精度のレベルにより、予測発生荷重の大きさ等）を満たすように検討が行われる。適切な検査ができない等、損傷許容設計の適用ができないSSIについては、安全寿命設計を適用することが求められる。そして運用目標時間（あるいは回数）の中で発生する荷重スペクトルに対して、十分な疲労強度を有しなければならない。十分な強度とは、運用目標時間に適正な寿命ばらつき係数を乗じた期間にき裂等の破損不具合を起こさないこと、運用目標時間を経過した時点において、規定する荷重に耐荷できることである。

なおこれらの要求を満たすことを、解析および試験で立証しなければならない。また損傷許容性および耐久性に対する要求を図2に示す。

2・2・3 設計データおよび材料許容値 設計に使用する材料特性データとしては、信頼度の異なる2つの片側許容下限値を主として用いる。選択は、構造の有する安全性への影響度をもとに判断する。

図2 損傷許容性および耐久性の要求

(1) 静強度特性データ—材料許容値

A値：信頼水準95%、信頼度99%—単一部材構造に適用、B値：信頼水準95%、信頼度90%—冗長性のある構造に適用、S値：規格、仕様書で定められた最低試験値でA値およびB値のいずれの値も示されていない場合に用いる。主要な機体適用材料については、MIL-HDBK-5³⁾に記載されている。新材料の適用等、新たに材料特性データを取得する場合は統計的な評価手順が採られる。これは取得した試験データからヒストグラムを作成し、分布型での適合度検定を実施して、統計式により下限値を推算する。この場合の必要なデータ数としては、ヒストグラムでは各ランク内に適度に分布系が検討できるほどの数は必要である。総じて最小データ数としては20～40の数が必要といわれるが明確な基準はない。しかし通常は分布型が定まらない時のため、信頼水準を確保するためにノンパラメトリック検定に切り替えて判断できるように必要なデータ数を確保する。この場合、A値を定めるならば300個以上、B値ならば29個以上が必要となる。分布型が定まる場合、信頼度および信頼水準を定めて、片側許容下限値を求めればよい。分布系が正規分布で、かつ母集団の平均値、標準偏差が未知の場合について、下限値推算の係数がMILハンドブック等^{3), 4)}に示されている。

(2) 疲労特性データ

材料の疲れ特性を示すSN曲線を使用する。主要な構造材料についてはMILハンドブックが参照でき、応力集中係数等を考慮したSN曲線を用いる。適正なデータがない場合には疲労試験を行い、SN曲線を取得することが必要である。通常回帰曲線は、信頼度50%で示されるが、実設計には信頼度を考慮した設計用SN曲線を作成して使用する。

考え方は、同一条件での試験であっても、疲労き裂発生にはばらつきが起こる。その分布が疲労寿命分布であり、通常、対数正規分布や2母数のワイブル分布を用いて表わし、適正な信頼度を用い、設計用SN曲線を決める。この場合、標準偏差 σ はこれまでのデータから既知であるとして、下限値を決める。図3において応力レベルを固定した場合の破壊時間の分布が、対数正規分布に従う場合、SN曲線での直線傾斜部の寿命ばらつきは各応力レベルでも、ほぼ近いことからSN曲線を信頼度の下限値まで移動し、設計SN曲線とする（図中①）。また他の手法として時間強度の確率分布^{*1}が正規分布に従うとし、適用材料別に過去に得られた試験データ等をもとにその強度のばらつき σ を定め、必要な信頼度レベルの

図3 設計用SN曲線の設定例

設計SN曲線を作成して用いる。(図中②)

(3) 疲労強度の評価

荷重スペクトルとSN曲線が求まると、疲労破壊の時期を解析予想することが可能となる。疲労損傷の評価方法としては、マイナーの線形累積破壊則を用いる。これは応力 S が繰返し作用する場合、疲労破壊までに N 回要するすると、同応力が n 回作用する場合には、その疲労損傷は n/N とする考え方のもので、変動荷重成分による応力 $S_1, S_2, \dots, S_n$ が $n_1, n_2, \dots, n_n$ 回が作用する場合、その疲労損傷を累積した値が、

$$\sum n_i/N_i = 1$$

を満たす時、疲労破壊するとするもので、値「1」は試験評価等をもとに修正した値を用いられる場合がある。SN曲線の耐久限については、低サイクル側の傾斜をそのまま延長した修正マイナー則で、損傷を評価する場合もある。累積損傷値は材料の種類や荷重順序（フライトパイフライトあるいはランダム等の荷重スペクトルの違い）でばらつく（0.5～5.0）ことが報告されている。一部要素試験等により確認して使用される。

(4) 疲労強度のばらつき

通常の疲労破壊にはばらつきを伴うことから、信頼性の面から疲労破壊までの時間や回数については信頼度と信頼水準を考慮して片側許容限界を求め、限界値として定めることが行なわれる。適合する分布型としては対数正規分布、2母数ワイブル分布が知られている。2つの分布型の分布関数を以下に示す。

(a) 対数正規分布

$$F(N) = \frac{1}{\sqrt{2\pi}\sigma} \int_{-\infty}^y \exp\left\{-\frac{1}{2}\left(\frac{u-\mu}{\sigma}\right)^2\right\} du \quad (1)$$

ここで、 $y = \log_{10}N$ 、 N は繰返し回数（飛行時間） σ は標準偏差、 μ は平均である。

(b) 2母数ワイブル分布

$$F(N) = 1 - \exp\left[-\left(\frac{N}{\beta}\right)^\alpha\right] \quad (2)$$

α ：形状母数—ワイブル分布の形に影響

β ：尺度母数—特性寿命

双方がよく似た分布をもつ関数である。

3 試験確認—要求項目

機体設計に使用する特性データ、解析手法、構造の評価などの技術活動に対して立証が必要である。前例があれば簡略化も可能ではあるが、前例がなければ試験確認が求められる。実大レベルまで試験確認のアプローチは「ブロック積み上げ」と呼ばれるが、1つ1つブロックを積み上げるように確認のステップが並ぶ。基礎データ取得試験から、要素試験、部分構造試験、実大試験が実施される。

(1) 基礎データ取得試験

素材レベルでの特性データの取得を目的としたもので、引張り、せん断、面圧等の基礎強度、SN特性、損傷許容性の特性データ等が含まれる。統計的に信頼性を考慮した特性値が算出される。MIL-HDBK-5に記載されたデータが活用できる場合には試験を省略する。

(2) 要素試験

継ぎ手等、単一の部品形状あるいは比較的簡素な部品の組み合わせで実施される試験で、部品の局所的な特性評価を行なう試験。その結果は構造設計データとして利用される。1条件3体～5体位の規模。

(3) 部分構造試験

構造要素の組み合わせや構造体をコンポーネントレベルで評価するあるいは確認する試験。この成果は実機体のコンポーネントレベルの技術確認情報として活用される。試験供試体は1～2体の規模。

(4) 実大試験

試作された実大製品の評価を行なうことを目的とする開発時の最大規模の試験。実機体構造の耐荷能力、確認を目的として実施する。内容として、静強度試験、耐久性試験、損傷許容性試験が含まれる。各試験の評価は、前述の静強度の要件、疲労特性や損傷許容性の要件が満たされているかを確認するもので各1体の規模で実施される。耐久性および損傷許容性試験の供試体については併用が認められる。

耐久性試験は、MIL²⁾では、解析で運用目標時間の4倍を保証し、試験では最低2倍（将来の延命への可能性を考え、さらに+1運用寿命分の延長を認めている）の確認が必要である。解析を用いる方法は試験あるいは運用経験によって裏付けられたものを使用する必要がある。民間機（FAR）⁹⁾の場合では、損傷許容設計が適用された構造については、1運用目標時間のうちに広域疲労損傷（WFD）¹²⁾が現れる確率を小さくすること、そしてWFDが発生するかどうかを見定めるための特別検査や解析を行ないながら、設計運用目標の2倍以上の実大耐久性試験で証明が必要である。そのデータは型式証明申請時には要求されず、試験による証明の計画のみ求められる。このことから実大耐久性試験は実運航（revenue flight）と並行して実施されることが許される。しかし実機の運用は、実大耐久性試験で評価された試験時間の1/2を上回らないように制限されることになる。また安全寿命設計の部位に適用する疲労寿命ばらつき係数は米国（FAR）では3、欧州（JAR）の要求では5が使われる。この実大耐久性試験は、重要な安全確認の試験であるが、これら評価に使用する荷重は、設計時に想定した運用荷重であ

*1 SN曲線での繰返し数 N でちょうど破壊するような試験応力を時間強度と呼び、その回数 N を固定した断面内での破壊確率分布をいう。

*2 部分的な破損の後に、構造のもつ残留強度が、充分な大きさかつ密度のき裂が複数の構造要素に同時に出現することにより、損傷許容の特性にもはや合致できなくなるような状況が現れた状態をいう。

り、運用下で取得した実荷重ではない。これら実運用下の荷重を収集し、構造再評価、場合によっては試験での評価、見直しが推奨されている。

4 重要構造部材の選定

重要構造部位 (SSI) は、破壊に及ぼす影響の度合い／構造の種類／危険な程度に関する検討を行なって選定する。検討すべき箇所のある分けについては、構造に関する従来の経験／同種構造に関する破壊例／同種構造の実大試験結果／解析による応力集中領域で静的な安全余裕が小さい箇所等が選定される。また部位の破壊が、飛行性を損なう場合や、限界の欠陥寸法が小さく、点検が出来ないようなものであれば、これも標定部位として選定する。一方、フェールセーフ性があり、限界き裂長さが大きく、且つ点検容易なものであり、修理費用も少なくてすむような部位は、クリティカル部材 (危険部位とも呼ぶ) に含めない場合もある。

5 検査方法

5・1 非破壊検査法

検査実施計画と照らし合わせ、具体的な検査の実施有無が決定されることになる。この場合、目視検査がもっとも簡易かつ重要な検査手法であるが、さらに詳細な検査が必要な場合には、機材を用いた詳細検査法がある。主要なものとしては、放射線透過検査 (RT)、超音波探傷検査 (UT)、磁粉探傷検査 (MT)、浸透探傷検査 (PT) および渦流探傷検査 (ET) などがある。それぞれの特徴を生かした適用がなされている。特徴を表 I に示す。

5・2 非破壊検査の精度^{6),7)}

機体構造の信頼性維持は、検査に頼らざるを得ない。適用する手法には、信頼性の観点からの精度が要求される。また人的な要因もその発見に影響するの重要な因子であり、認定資格制度等の適用によりその質の保持がはかられる。信頼度 (発見確率) 90%, 信頼水準 95% での発見可能なき裂長さがその検査法の能力の基準である。

5・2・1 非破壊検査と信頼度 具体的な検査プログラムについては、各検査法で示される発見確率と、実施する検査回数を組み合わせて、求められる信頼度を運用側で確保できるように決める。

検査間隔 ΔN で n 回検査された場合、き裂が発見される確率 P_d はで式 (3) で与えられる；

$$P_d = 1 - \prod_{i=1}^n (1 - p_{di}) \quad (3)$$

表 I 主要な非破壊検査法の特徴

欠陥位置	内部欠陥		表面直下欠陥	表面開口欠陥		検出限界	備 考	
検査法・欠陥形状	表面に垂直な面欠陥	表面に平行な面欠陥	立体欠陥	表面に垂直な面欠陥	表面に平行な面欠陥			面状欠陥
放射線透過検査	○又は△	×	◎	○又は△	×	○又は△	○又は△	・立体欠陥は板厚の14%程度 ・鉄鋼材料の場合、肉厚450mm以上の厚肉材は検査不可能
超音波探傷検査	○	◎	○	○	○	○	△	・探傷条件によって検出限界寸法は異なるが、理論的には半波長以上の欠陥が検出可能 ・すみ肉溶接部、厚さ6mm以下の突き合せ溶接部、オスナイド系ステンレス鋼溶接部等の検査は通常法では困難なため、特別な手法が必要。
磁粉探傷検査	×	×	×	○又は△	×	◎	○	・表面き裂の場合、幅0.01mm、長さ0.5mm程度が検出可能 ・非磁性材料には適用不可能 ・非開口欠陥に対しては直接磁化は適切
浸透探傷検査	×	×	×	×	×	◎	○	・表面き裂に対しては、磁粉探傷試験より幾分劣る。 ・多孔質材料には適用不可能 ・非磁性材料にも適用可能
渦流探傷検査	×	×	×	○又は△	◎	◎	○	・表面から3mm以内の領域では幅0.01mm、深さ0.03mm、長さ0.5mm程度欠陥が検出可能 ・管や棒等の単純形状品の検査に適用

備考：各手法の適用性を相対的に評価した。◎：最速、○：良、△：困難、×：不可

ここで p_{di} : i 番目の検査でき裂を発見する確率

n : 検査回数

各適用される検査のき裂発見確率を用いれば、信頼度を計算できる。米国機体製造会社の場合、適用する検査での、発見／非発見のそれぞれが 50% という検査を想定し、各構造重要部位に対して確保すべき、信頼度レベルを定義し、必要な検査回数を計画できるようにシステムを構築している。また環境条件に劣化、偶発的な損傷の影響を考慮して、必要な検査回数を追加する考え方を適用している。⁸⁾

5・2・2 非破壊検査法の信頼度の求め方^{5),6)} 新規の検査法の精度を表現する場合、「き裂 0.XX in を少なくとも 90% 以上の発見確率で、信頼水準 95% で発見できる」という表現を用いる。これは検査時に見落とされる可能性をもった比較的大きなき裂の大きさはいくらかのを知るためのものである。

検査法の信頼度を評価する場合、き裂を有する被検査供試体と、き裂なしの同形状の供試体を用意する。準備する供試体について、き裂の大きさに範囲 (ランク) を設け、各ランクの中に合致する供試片を規定の個数を用意し、他のき裂を有しない供試片とランダムに混ぜ、どの程度の数「き裂あり」を正しく判定できるかを確認して、その非破壊検査法 (手順を含めて) の信頼度が認定されることになる。

構造に適用される検査法について、き裂長さ a をもつ n 個のサンプル集団の中で、 r 個のものにき裂があると判定された場合、その推定発見確率は $p_1 = r/n$ となるが、信頼水準 $100(1-\gamma)\%$ では この破壊確率 p の幅があることから、下限値については、上記真の値 p より小さくなる。

$$\gamma = \sum_{i=1}^n \left(\frac{n!}{(n-i)!i!} \right) p^i (1-p)^{n-i} \quad (4)$$

を解いて求めることができる。

6 検査時期決定

機体の安全性は地上で実施される定期検査に頼らざるを得ない。近年効率的な運用情報の活用と、是正措置の手法が提案されてきている。

6・1 寿命ばらつき係数の定義と考え方

疲労破壊の分布で、片側許容限界 (下限値) と疲労破壊分布の平均との比を寿命ばらつき係数 (スキヤッタファクタ) と呼ぶ。過去から積み上げられた経験として、従来の設計法が適用され、製造された機体について、運用下でのもっとも早い時期に不具合を起こす機体は、試験確認された運用時間に対して、その 1/4 とか、1/2 のようなきわめて早い時期に発生してきたことから、経験的に寿命ばらつき係数を 2 あるいは 4 という値が使われてきた。違いを生む大きな要因は実飛行荷重と設計荷重の違いによるとも指摘されている。統計的なアプローチとして、2 つ分布型が用いられ、他のデータを活用し、信頼度、信頼水準と疲労ばらつき係数の関連を理解することができる。この場合疲労ばらつき係数 S は、

(1) 対数正規分布¹⁰⁾

$$S = 10^{[k_p + k_b / \sqrt{n}] \sigma} \quad (5)$$

σ は標準偏差、 n は供試体の数、 k_b は信頼水準に対応し

図5 疲労解析による検査開始時期の決定法

MSG¹³⁾を中心とした整備プログラムとして概念的にまとめられている。このMSGによる整備プログラムは、構造重要部位について破壊モード影響分析 (FMEA) を行ない、損傷許容性の有無により、安全寿命と区別し、ハードタイム、オンコン、追跡調査タスク、あるいはそれらの組み合わせ等の予防整備プログラムを統合的に展開するための、構造信頼性を確保する判断の流れが示されている。また環境劣化、偶発損傷をも含めて判断する。整備プログラムの中で一定の信頼度を求めるものである。

8 破壊確率

本来示されなければならないものでありながら、不確定な因子により示すことができなかったのが構造の破壊確率である。近年徐々にその破壊確率の議論がリスク調査の分野から行なわれてきている。

リスク調査の検討から、1飛行当たりの破壊確率はき裂長さ (X軸) と応力 (Y軸) 面上にプロットされた限界応力/き裂長さ曲線を上回る領域の、その (Z軸) 曲面 P_f とで囲まれる部分の体積で与えられる (図7)¹⁴⁾。

また米軍設計ガイドスペック²⁾では、「荷重-強度の連携した確率分析が用いられる場合に限られる」という条件を示しているが、「…組み合わせられた荷重強度の確率分析は、有害な構造変形および構造の破損によるリスクが容認できるレベルどうかを立証するために実施する。有害な構造変形、構造機能の喪失、あるいは構造破損の選択は、適切な過去の修理と故障率を調べることによって実施でき、永久的な構造変形を容認できる最大頻度は、飛行あたり 1×10^{-5} 回である。航空機の喪失につながる

る、適正な構造剛性あるいは適当な構造機能の喪失、または構造破損の、容認できる最大の頻度は、飛行あたり 1×10^{-7} 回である。…」と述べている。

具体的な検討を実施する場合には、各クリティカル部位に関する基礎情報として、ある参照時点での、き裂長さに関する確率分布 (得ることがもっとも難しいが)、応力に関する確率分布、限界き裂長さ/応力の情報、検査での発見確率 (POD) が、リスク調査に必要である。

下記の例は、練習機 T-38 に関するリスク調査例¹⁵⁾であり、19機 (平均飛行時間: 10200 時間) の詳細分解検査からのデータを用いたものである。またいずれも発見されたき裂長さは、き裂成長解析により 10200 時点での予想されるき裂長さに換算して用いている。この検討では、き裂長さの累積確率を作成するためにワイブル分布を用い、大きき裂および小さき裂の分布こう配が異なることから、ここではクリティカルである大きき裂を使用して分析し、1飛行時の破壊確率を、許容できる限界の確率を 10^{-5} 、許容リスクを 10^{-7} として、検査時間間隔の及ぼす影響を調べている。破壊確率を $10^{-5} \sim 10^{-7}$ の幅に押さえ込むための検査の時間間隔を見出している。図8に1飛行あたりの破壊確率への影響、図9に1機体あたりの破壊確率への影響を示す。また戦闘機主翼の検討例¹⁶⁾では、破壊確率を 5×10^{-6} と算出し、改修の提案に結びつけている。

システムとして行われるリスク解析での要求は、1飛行時間あたり (FAR25.1309, AC1309-1A による)。

- (a) 機体の喪失に影響する故障の状態 : 10^{-9} 以下
- (b) 重傷または人命を損なう事象 : 10^{-9} 以下
- (c) 安全に影響する性能、機能の低下 : 10^{-5} 以下

であり、 $10^{-5} \sim 10^{-9}$ は各機体の運用中には起こることは考えられないが、フリート全体の全寿命中には起こり得る。また 10^{-5} 以上であれば各機体ともその寿命中には起こり得る。逆に緊急操作等安全を阻害しない事象であれば、 10^{-5} 以上をも許容されることを基準としている。

これらの基準と比較して、構造に対する要求が特に過

$$1 \text{ 飛行当たりの破壊確率} = P_F^2$$

ここで

$$P_F = \iiint_R P_J dx dy dz = \iiint_R P_J dA$$

図6 サンプル検査機の選定例

図7 構造リスクの推算—破壊確率

図8 飛行あたりの破壊確率に与える検査の影響

図9 機体の破壊確率に与える検査の影響

大なものでないことが理解できる。

9 今後の課題

新しい設計思想とされた損傷許容設計を適用した機体も、当初の目標寿命に近い、あるいはその時間を超える経年航空機と呼ばれる運用域に入りつつあり、開発時に経験し得なかった問題の顕在化が一部の事故例を通じて心配されてきており、当初考えられた破壊のモードと違ったWFDの問題、腐食やその他微小き裂の問題も懸念されている。そのような中で新しい予防保全のあり方が問われているのが現在の状況である。安全性追求には、妥協は許されないが、コスト性を効果的に両立させるこ

とも重要な工学的要素である。今後も信頼性を基本とした試行の積み重ねが、健全性 (Integrity) に達成の道であると確信している。今後の研究や議論を期待したい。

本件をまとめるにおいて、内外の講習会／分科会の資料を参考にさせていただいた。ここでお礼申し上げる。

参考文献

- 1) 例えば上山忠夫, “構造信頼性”, (1984) 日科技連.
- 2) JSSG-2006, “Aircraft Structures, Department of Defense, Joint Service Specification Guide”, p.98 (1998) Naval Air Systems Command.
- 3) MIL-HDBK-5, “METALLIC MATERIALS AND ELEMENTS FOR AEROSPACE VEHICLE STRUCTURES”, (1998) Aeronautical Systems Center.
- 4) 市川昌弘, “構造信頼性工学”, P.134 (1988) 海文堂.
- 5) J. P. Gallagher, F. J. Giessler, A. P. Berens and R. M. Engle Jr., “USAF Damage Tolerant Design Handbook : Guidelines for the analysis and design of damage tolerant aircraft structures”, Chap.3 (1982) AFWAL-TR-82-3073 (-VI).
- 6) W. D. Rummel, Materials Evaluation, **40**, 922 (1982).
- 7) Ulf G. Goranson, Proc. of 17th Symposium of the ICAF, 3 (1993).
- 8) 藤原源吉, 航空宇宙学会誌, **33**, 1 (1985).
- 9) AC 25.571-1C, “Damage Tolerance and Fatigue Evaluation of Structure”, FAA (1998).
- 10) J. P. Butler, Int. Conf. On Structural Safety and Reliability, 181 (1972).
- 11) P. R. Abels, M. B. Harmon and D. S. Warren, Proc. of 13th Symposium of the ICAF, 395 (1985) EMAS.
- 12) 藤原源吉, 航空宇宙学会誌, **40**, 523 (1992).
- 13) MSG-3, “Airline/Manufacturer MAINTENANCE PROGRAM DEVELOPMENT DOCUMENT”, Rev. 2 (1993) Air Transport Association of America.
- 14) J. Lincoln, “Method for Computation of structural failure probability for an aircraft”, ASD-TR-80-5035 (1980).
- 15) J. Lincoln, AIAA Journal of aircraft, **22**, 687 (1985).
- 16) D. O. Cornog, J. W. Lincoln, WRDC-TR-89-4071, Proc. of the 1988 Structural Integrity Program Conference (1988).