

1. はじめに

航空機の寿命に関しては、戦後の民間機、軍用機の長足の進歩とともに、いくつかの歴史的な事故を契機とした基礎的な研究が行われ、これによって理解が深まっていった。現代の航空機では損傷許容性を考慮した設計が一般的で、設計、製造、運用の各フェーズでそれぞれに必要なことを確実に実行していけば疲労の進み方や残存寿命を推定することが可能である。ここでは航空機の設計法について、その背景となったできごとを含めて解説する。

2. 事故から得られた教訓

2・1 コメット機 1952年にイギリスで就航した世界初のジェット旅客機コメットは、わずか1年後に空中分解の事故を発生。更に1年間の間に2機が墜落した。調査の結果、胴体の与圧による窓周辺の応力集中で疲労破壊したことが判明。疲労の重要性が初めて認識され、目標寿命の2倍の実機疲労試験を実施すること、フェイルセーフ構造を取り入れることなど設計上の要求事項につながった。

2・2 F-111戦闘機 可変後退翼を装備したF-111は1969年わずか100時間あまりの飛行で主翼のピボット金具が割れて墜落。疲労に強いチタン合金であったが、実際にはわずかな亀裂で破断し、破壊靱性の研究のきっかけとなった。米空軍は機体全体を -40°C に冷却しながら強度試験できる巨額の設備を作り、低温脆性や、微少な亀裂を発見するための非破壊検査の手法などを研究した。これらの結果がMIL-A-83444¹⁾という損傷許容性設計の要求スペックにつながっている。これは民間機の設計要求にも影響を与え、米航空局の発行するFAR Part25²⁾(我が国の耐空性審査要領³⁾に相当)には1974年に取り入れられている。従って、70年代後半から航空機の設計には、官民を問わず損傷許容性の考慮が必須となっている。

3. 航空機の荷重

航空機では、機体に加わる最大荷重や通常運航での繰り返し荷重などの設定条件が、厳密にスペックで定義されている。このため例えば主翼に加わる空気力は風洞試験や流体計算で、また胴体に加わる与圧荷重や着陸荷重は有限要素法による計算や脚の動的試験によって十分な精度で予測可能である。これによって初めてぎりぎりの強度マージンによる軽量設計や、亀裂進展の計算による疲労寿命の予測が可能になる。最新のボーイング777の主翼破壊試験では、目標荷重と破壊荷重との差はわずかに数パーセントだったと言われている。アルミ合金の場合、疲労寿命は応力の約4乗に比例するため、わずかな荷重の差が寿命に大きく影響する。従って正確な荷重・応力の見積もりができることは非常に重要である。

4. 金属の疲労

金属構造の疲労では、通常リベット穴の周辺など応力集中の高い部分を起点として亀裂が発生し、これが進展していった結果、応力拡大係数：

$$K = \sigma \beta \sqrt{\pi a} \quad \cdots (1)$$

σ : 応力
 β : 形状関数
 a : 亀裂長さ

が材料の破壊靱性値(KI)に達して破壊に至る。

亀裂進展は荷重の負荷回数とともに進展する。

$$\Delta a = \int_0^N \left(\frac{da}{dN} \right) dN \quad \cdots (2)$$

毎フライトの荷重がほぼ一定であれば、飛行回数に対する疲労亀裂の進展は概ね図1のような曲線を描く。

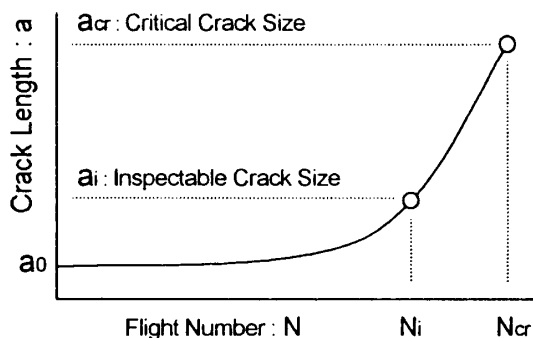


図1 亀裂進展の概念図

図中、記号の意味は、

- a_0 : 材料または製造による初期(許容)欠陥長さ
- a_i : 点検により発見可能な最小の亀裂の長さ
- a_{cr} : 設計制限荷重に耐える最大の亀裂長さ
- N_i : a_i に達するまでの飛行回数
- N_{cr} : a_{cr} に達するまでの飛行回数

である。一般に a_0 は1mm程度のオーダーで、製造時にあらゆる部位にこのような欠陥の存在を仮定することが要求される。 a_i の長さは検査の手法に依存して、

- ・目視点検: 50.8mm
- ・非破壊検査: 6.4mm
- ・特別な非破壊検査: 1.3mm

程度に設定される。 a_{cr} は材料と形状・寸法、設計荷重、使用環境(温度、湿度)で決まる長さである。これらより、例えば $N_i/2$ を初回点検時期に、また $(N_{cr}-N_i)/2$ を繰り返し点検間隔に設定する。2で割るのは点検で1回見過ごす場合や亀裂進展速度のばらつきを考慮したもので、大荷重の集中する荷重パスにおいては安全側に3で割ることもある。

5. 損傷許容設計以前と以降

コメットの事故以降いわゆる疲労設計が一般的にな

った。これは自然亀裂の発生による破損を防止するため、応力集中の影響を評価するためにノッチをつけた試験片で種々のレベルの繰返し荷重を加えた疲労試験を行い、いわゆる S-N 線図を作って設計に供していた。しかし航空機の寿命は 10^4 時間のオーダにおよぶため、高サイクル疲労の試験で分かるようにばらつきが大きく、わずかな荷重の違いが大きな寿命の差につながる。そこで安全率 (Scatter Factor) として 2~4 倍の寿命をねらって設計や試験を行うことが要求されていた。またそれでも発生しうる事故に備えて、荷重パスを複数に分散するなどしてフェイルセーフを持たせることも推奨された。フェイルセーフ設計は現在でも有効な手段とみなされている。

その後、F-111 の事故では欠陥のない供試体でいくらか 4 倍の寿命を証明しても、実機にわずかな傷があればたちまち亀裂が拡大し、しかも破壊靱性値という新しい物性値によって構造が一気に破壊するということが分かった。あらゆる部位に欠陥が内在しうるとして、その大きさを規定することは損傷許容設計の大きな特徴である。実際には、初期傷はひとつの点検範囲内で疲労上最も厳しい部位を数点選んで設定する。

次に、それらの亀裂進展を予測し、実機でモニタできることが要求される。解析には精度のよい亀裂進展解析ツールと、十分な裏付けのある材料データが必要で、一般には NASA の開発した FLAGRO⁴⁾などが使われる。解析の結果、できるだけ簡易な点検方法で十分な初期点検時期や繰返し点検の間隔が得られることを確認する。もし不十分であれば重量や費用とのトレードオフにより、板厚増加、材料変更などの設計変更を行うことになる。

最後に、もし亀裂が設計荷重に耐えられないほど大きくなった場合には修理可能であることも重要である。更に修理後の強度や寿命を検討することも必要である。

6. 非破壊検査法

許容可能な亀裂の大きさを規定するには、適用する点検方法を選ぶ必要がある。以下に航空機で一般的な非破壊検査法を紹介する。

(1) 超音波探傷法 ($a=3\text{mm}$ 程度)

部材表面にプローブを当て、発信した超音波のエコー波形を CRT で見て判断する。経験を要す。部材の内部欠陥も見つけられる。

(2) 渦流探傷法 ($a=1\text{mm}$ 程度)

部材表面にプローブを当てて弱い高周波電流を与え、逆起電力を発生させる。表面欠陥による渦電流の乱れを電流計のふれで検出する。経験を要す。ある程度の内部欠陥も見つけられる。

(3) 蛍光浸透探傷法 ($a=0.4\text{mm}$ 程度)

部材表面に蛍光液をつけて亀裂に浸透させ、余分をふき取ってから紫外線ランプで観察する。高感度で経験は不要。内部欠陥は見つけられない。

(4) 磁粉探傷法 ($a=1\text{mm}$ 程度)

磁性体の部材を電磁石で磁化させ、鉄粉を含んだ蛍光体を表面に流すと、欠陥のある部位に磁場の乱れが生じて鉄粉が集まる。これを紫外線ランプで観察する。経験不要だが、大規模な設備を要し、また磁性体材料にしか使えない。

カッコ中の欠陥サイズは、いずれも最も条件の良いときの数値である。フィールドで使える手軽な手法は(1)、(2)であるが、(3)も必要ならば可能。(4)は機械加工などの製造設備の一環として工場に設置されるものである。

7. 民間機と軍用機の違い

民間機では、設計初期に機体の運用方法 (ミッション) をあらかじめ設定し、これにより疲労設計を行う。その後、一般に開発の進行に合わせて航空局、運用者、製造者の 3 者で MSG-3 という設計レビュー活動を行う。これは構造以外に機器、電装品、エンジンなども含めたメンテナンスのしやすさを評価する活動で、構造に関しては疲労標定部位のアクセス性、防食性、点検頻度などを評価し、最終的には点検要求マニュアルへ反映していくものである。顧客に渡った機体の運用状況をモニタすることはないが、通常はマニュアルに従って定期点検を行えば安全な運航が保証される。

逆に軍用機、特に戦闘機や練習機では決まった運用を規定することは難しく、寿命の管理が難しい。そこで設計初期には運用方法を規定して設計を進めるものの、実運用でのモニタを行って構造健全性を管理していくことが有用である。これが ASIP である。モニタには、F4 のような古い機体では引き起こしの加速度を記録する G 頻度計が主体だが、F-15 では高度、速度、加速度、角速度などの時歴を記録している。モニタしたデータから、解析によって疲労蓄積の評価を行い、点検や部品交換を指示している。これにより部隊ごとの使用頻度の差やミッションの違いを見て機体をローテーションさせ、均一な寿命を得ることも可能になった。

8. おわりに

最近の航空機は寿命 8 万飛行時間、経年劣化の目標も 30 年以上に及ぶ。一方現在いわゆる中古機として飛んでいる機体では 1 列のリベットに同時に亀裂が生じる MSD (Multiple Site Damage) と呼ばれる現象が起り始めており、新たな設計手法が模索されている。航空機というテクノロジーの粋も、このような一つ一つの不具合対策の積み重ねである。もって他山の石となれば幸いである。

参考文献

- 1) MIL-A-83444, Airplane Damage Tolerance Requirements
- 2) Federal Aviation Regulations, Part 25, Airworthiness Standards : Transport Category Airplanes.
- 3) 「耐空性審査要領」, 運輸省航空局 (監)
- 4) FLAGRO ver.2, NASA Johnson Space Center