

## 航空機における構造の軽量化

門 屋 正 臣\*

航空機はその性格上、機体重量が直接飛行性能や運行の経済性に影響を与えるため、設計初期から細部にわたって最適の目標重量が決められ、厳密な重量管理のもとに軽量化がはかれる。

なかでも構造重量が機体自重に占める割合は大きく、ジェット輸送機の場合でその比率はほぼ60%にもなるので、構造設計においては安全性の確保を前提として、いかに効率のよい重量節減を行なうかということに最大の重点がおかれる。

構造軽量化の第一の要素は強度の許すかぎり、ぎりぎり余肉を削った設計を行ない、試験によりその安全性を保証することである。民間航空機の場合、機体は運輸省航空局の「耐空性審査要領」に基づいて設計されるがその中で各部構造は運用中かかると予想される最大荷重(制限荷重という)に対し、有害な残留変形または安全な飛行をさまたげる変形を生じないこと、およびこの荷重に安全率1.5をかけた終極荷重に少なくとも3秒間は破壊することなく耐えることが要求される。

この安全率は材料・寸法公差・荷重などのばらつきをカバーするために経験的に決められ、現在世界各国共通に用いられている値であるが、航空機構造のみはずれた軽量化は、この小さい安全余裕の確保を前提にして極力余分な重量を削った設計を行なうことにより可能になっているといえる。

しかし、実際の設計では単に終極荷重に対して壊れないように部材を決めたのでは、制限荷重において十分な

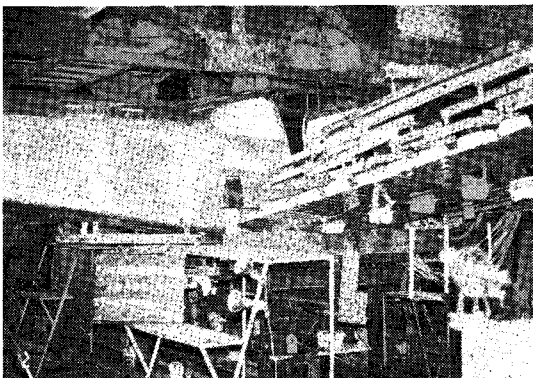
剛性が得られなかったり、疲労強度が不足したりする。このため、設計の過程においては常に正確な荷重解析を行ない、これに基づいて丹念に強度計算・剛性計算・疲労解析などを行なって、構造のバランスを見きわめながら、軽量化が行なわれる。

そして最終的には、構造の強度は試験で証明することが原則とされ、このため通常2機の供試機を作製して、1機により静強度試験を、もう1機により疲労試験を行なって、予想されるあらゆる荷重に対して、安全性を確認する(写真-1)。

第二の要素は、材料の適切な選択と使い分けである。航空機構造の主要材料が比強度の大きいアルミ合金(比重2.7)であることはよく知られているが、このほかにも集中荷重を伝える脚やエンジン架などにはクロムモリブデン鋼4130、ニッケルクロムモリブデン鋼4340などの高張力合金鋼、また二次構造部材にはF・R・P(Fiber Reinforced Plastics)などの非金属材料といった具合に材料の重量・強度特性から最も効率のよい配置が考慮される。

航空機構造に現在実用化されているF・R・Pは、ガラス繊維を樹脂により積層した材料である。比重が1.6~1.8(アルミ合金の約60%)と軽い割に比較的大きい強度( $F_{tu} \approx 28 \text{ kg/mm}^2$ )が得られるうえに、型による任意の成形に適しているので、翼胴フィレットやレドーム、翼端カバーなどの整形部に広く用いられている。さらに、最近では強化用の繊維にボロン・タングステンやグラファイトなどの高弾性率のものを用いて、いっそう大きい強度・剛性をもたせた複合材料(Composite Materials)が開発され、実用の緒についている。

また、同じアルミ合金を使うにも合金成分や熱処理によって特性の差がでてくるので、この点にも細心の配慮を行なう。たとえば主翼の場合、下面パネルの外板や、縦通材には疲労特性のすぐれているCu系アルミ合金2024( $F_{tu} = 42 \text{ kg/mm}^2$ )を用い、上面パネルには疲労特性は劣るが静強度の大きいZn系アルミ合金7075( $F_{tu} = 53 \text{ kg/mm}^2$ )を用いるなどの使い分けを考慮する。この理由は、主翼の上方に働く揚力のため、下面側外板は引張り応力場となって疲労強度が標定となり、逆に上面側は静的な圧縮強度が標定となるので、このような使い



全機静強度試験の様子

\* 富士重工業(株)航空技術本部 第3技術部機体第3課

分けにより、部材断面積を最少限に止めることができるからである。

第三の要素は、構造寿命に対する考慮である。機体は長期の運行において、地上走行、飛行中の突風や操舵、着陸時の衝撃、胴体の与圧サイクルなど多種多様の繰返し荷重を受ける。このため構造には疲労が蓄積され、へたな設計を行なうと使用中早期に疲労破断を生じるので、構造寿命は設計時の大切なポイントとなる。

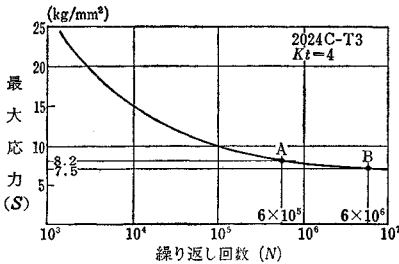


図-1 アルミ合金の S-N 曲線

疲労破断は一般的に S-N 曲線(図-1)で代表されるとおり、繰返し応力の大小と密接な関係をもっており、十分低い応力レベルに設計しておけば破断は生じないわけであるが、重量条件のきびしい航空機構造では、とてもそこまで余裕をもって断面積をおごるわけにはゆかない。加えて、アルミ合金の場合は、正確に疲労寿命を推定することがとくにむずかしいという条件がある。すなわち、図-1 に示すようにアルミ合金の S-N 曲線には鋼合金のような明瞭な疲労限 (Endurance Limit) が存在せず、代わりに長い寿命域で曲線はゆるい右下りの傾斜をもっている。このため、たとえばA点はB点より応力はわずか10% 大きいだけであるが寿命は  $6 \times 10^5$  から  $6 \times 10^6$  と  $1/10$  になってしまうので荷重パターンの不確かさや設計の精度の避けられない誤差を考えると絶対信頼のおける寿命の推定はまず不可能である。

このような不確定要素の多い疲労寿命に対処するために、最近の航空機では万一構造の一部に疲労による破断が生じて、それがただちに機体全体の致命的な破壊に至ることがないように設計する、いわゆる、フェールセーフ構造 (Fail-safe Structure) という方式が重視されている。この方式は、いい変えれば一部分が壊れても、その進行は十分遅く、かつ残りの部分がある程度の荷重に持ちこたえる強度・剛性を有して、一定期間安全な運行が保証できる。この間に定期的な点検により損傷を発見して、補修しようという考え方に基づいている。前述の耐空性基準では、残りの構造が耐えるべき残留強度を制限荷重の 80% と定めている。

したがって、フェールセーフ設計の構造では、① クラック進行の遅い材料を使用し、② 応力レベルをある

値以下におさえ、③ 荷重の伝達径路を分散させ、④ 点検性のよい構造とし、⑤ 適切な点検間隔を設定する、といった条件が必要である。

最後に、最近の航空機構造の新しい問題について、触れてみたい。

ジェット機のエンジン後方や、高速機の乱流境界層域の構造が音圧や気流によって強制加振を受け、その結果、部材が高次の低応力サイクルで疲労破断するという音響疲労の問題がある。これに対処するためには、部材の応力集中を徹底的に減らすことはもちろんであるが、同時にパネルなどの十分な剛性を必要とするので、対策では重量が増加しやすい。最近では構造的な工夫によって種々解決がはかられているが、なかでもハニカム・サンドウィッチ構造は、効果的であることが認められている(図-2)。

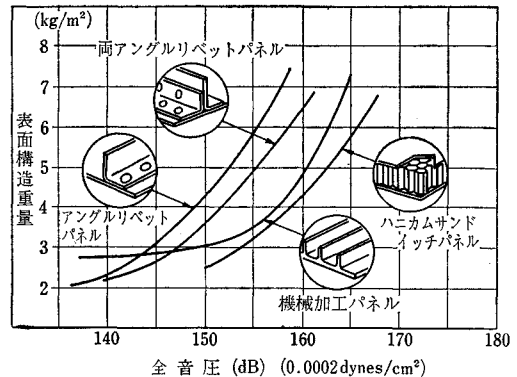


図-2 耐音響疲労 (寿命 500 時間) に必要な構造重量

航空機の超高速化に伴う大きい問題として、空気と外板の摩擦による熱の発生がある。音速の 2.5 倍近くの速度では主翼前縁などの外板温度は  $130^{\circ} \sim 150^{\circ} \text{C}$  にもなるが、温度効果による材料強度の低下、熱分布の不均一による二次的応力を避けるための特殊構造などが重量増加の要因となる。また、アルミ合金はこの温度がほぼ使用限界となるので、これ以上の速度になると、代わるものとして常温および高温の強度特性が、いっそうすぐれているチタニウム合金 (Ti-6 Al-4 V など) が用いられる。

このほか、超音速小型機では極薄異型のために従来の縦通材補強パネル方式がなりたたなくなり、多桁構造を余儀なくされるなど航空機の高性能化に伴って構造軽量化の要求はますます過酷になっているが、材料・工作法の進歩とあいまって新しい構造方式の開発により着実に解決がはかられている。