展望 解説

航空宇宙構造の軽量化 Weight Reduction of Aerospace Structures

平岡 康一
Koichi HIRAOKA

- 1940年12月生まれ
- 空力弾性解析/試験, 非定常空気力学, 騒音の研究, YXX 構造技術開発などを担当, 1992年10月より現職
- 正員, 川崎重工工業(株) 技術総括本部 (〒105 東京都港区浜松町2-4-1 世界貿易センタービル)

1. はじめに

航空宇宙用構造材料に要求される特性は、① 使用温度範囲において比強度・比弾性率の高いこと、② 耐食性の良いこと、③ トータル・ライフサイクルコストの低いこと、である。①では対象とする材料と適用部位により決まる破壊モードにより比較すべき強度のクライテリアが異なる。また①～③の優先順位は機種とミッションにより異なり、宇宙機と軍用機では①が優先され、民間機では③の優先順位が高くなる。本稿では航空機の機体・エンジンおよび宇宙往還機の構造材料について上記規準のもとにどのように使い分けられ、軽量化が図られているかを概観する。

2. 航空機の機体構造材料

ボーイング旅客機を例にとって機体構造材料の変遷を図1⁽¹⁾に示す。アルミニウム (Al) 合金は、その比強度・比弾性率、耐食性、素材コスト、加工性のバランスの良さから、割合が減りつつあるとはいえ、今もって主流をなしていることがわかる。従来より主構造に用いられている代表的な高力 Al 合金は、与圧胴体外板、主翼下面外板など引張荷重標定部位に用いられる高靱性の 2024 (-T3 など)、主翼上面外板、胴体フレーム、補強材など主として圧縮荷重標定部位に用いられる高強度の 7075 (-T6 など) である。

この高力 Al 合金に対する強度・耐食性 (耐応力腐食性を含む) 向上の努力は 1960 年代より続けられ、不純物 (鉄・シリコン) 低減による靱性向上、主要合金成分比調整による焼入れ性向上などにより図2⁽²⁾に示す多様な新合金が得られている。ボーイング 757, 767 には、各種の強度が 5～12% 向上した 7150, 2224, 2324 が主翼構造に用いられて 767 で総計 800 ポンド (360 kg) の重量軽減を実現している⁽³⁾。

一方、ボロン繊維 (BF)、炭素繊維 (CF)、アラミド繊維 (AF) とエポキシ樹脂 (Ep) を組合わせた高比強度・高比弾性率の先進複合材は、1970 年代の登場以来、Al 合金を代替する形で急激に使用割合が増加している (図3⁽⁴⁾)。

この炭素繊維複合材 (CFRP) を中心とする先進複合材の急激な進出に危機感を抱いた Al 素材メーカーは 1980 年頃から、最軽量金属リチウム (Li, 比重=0.534) を 2～3% 添加することにより従来の構造様式/加工方法のまま 6～10% の密度低減・弾性率増が得られるとしてアルミニウム・リチウム (Al-Li) 合金の開発に力を入れて

図1 機体構造材料の変遷：ボーイング旅客機⁽¹⁾

いる。代表的な合金は 7075 代替を狙う 2090 (Li 含有量 1.9~2.6%), 8091 (同 2.4~2.8%) と 2024 代替の 2091 (同 1.7~2.3%), 8090 (同 2.2~2.7%) などだが、靱性の不足、強度特性の異方性、熱処理の不安定性など材料により異なる未解決の問題点、従来材の 3 倍以上の素材コストがネックとなって、軍用機への小規模な適用 (C-17 輸送機の貨物室床構造など) や民間機への試験的

な適用 (MD-11 の床支持梁^{はり}: フロアビームなど) にとどまり、777 でも適用は見送られている。777 ではその代わりに、成分調整や新開発の -T77 熱処理により、757, 767 の新 Al 合金より更に強度・靱性・耐食性を向上させた 7055-T77, 7150-T77 を主翼上面構造に、C188-T3 を胴体外板に採用することで 1 400 ポンド (640 kg) の重量軽減を期待している⁽¹⁾。C188 の合金成分、-T77 熱

図 2 高力アルミニウム合金の改良⁽²⁾

図 3 先進複合材の使用割合の変遷⁽⁴⁾

処理はいずれもアメリカ ALCOA 社の企業秘密となっており、上記新材料の素材コストは従来材の 1.5~1.6 倍に達しているが、重量減による航空機の直接運航経費減より算定される重量・コストのトレード値 (777 では 200 ドル/ポンド以下と推定される⁽¹⁾) に入ったものと思われる。

図 4 を見ると、CFRP の比強度・比弾性率は Al 合金にくらべて極めて高く、大幅な重量軽減が期待出来るように思われるが、CFRP の特性上この強度はストレートに発現されない。例えば CFRP 構造では運航中の破損に対する修理の可能性から開孔の存在を前提として設計せねばならないが、CFRP は炭素繊維の特性から塑性変形による応力緩和がなく、孔縁の応力集中部から順次破壊するため有孔引張り破壊ひずみは、無孔引張り破壊ひずみの 1/2 程度となる。一方、CFRP 積層板へ工具落下などの衝撃を与えた場合、表面には傷が見えずに内部に層間はく離を生じ、衝撃なしの場合にくらべ衝撃後圧縮強度 (CAI) は 1/2 以下に低下する。この改善に高靱性樹脂を用いると高温吸湿時圧縮強度 (HWC) が低下する。そのため 757, 767 の舵面や、エアバス A320 では更に尾翼主構造にも使用された、いわゆる第一世代の CFRP (T300/5208 など) では設計許容ひずみは 4000 μ 近辺であり、Al 合金比の重量軽減は 20~25% にとどまっている。

この設計許容ひずみを 6000 μ に向上させて

30% の重量軽減を可能とする第二世代先進複合材として IM7/8551-7 (Hercules 社), T800H/3900-2 (東レ社) などが最近開発された⁽⁵⁾。IM7, T800H は高伸度中弾性率繊維(伸度 1.9%, 弾性率 290GPa レベル) で有孔引張強度を改善している。一方, CAI, HWC の向上という相反する要求は単一樹脂では解決し難く, CAI 向上のポイントが層間のはく離進展防止にあることから, 上記の 2 種の複合材プリプレグは HWC 強度の高い樹脂をベースに層間に高靱性樹脂の微粒子を配して衝撃時のはく離進展を抑え, 両特性の向上を図っている⁽⁶⁾ (図 5⁽⁴⁾)。777 ではこの東レ材を尾翼主構造とフロアビームに適用することとしているが, 舵面などは第一世代 CFRP のままとしている。これはこれらの部位への第一世代 CFRP 適用が 757, 767 の運航経験により既に実証済み技術となっていること, および第二世代 CFRP の素材コストが第一世代 CFRP にくらべかなり高くなる⁽⁵⁾ためと見られる。

図 3 において複合材使用率の高いビジネスジェット, ヘリコプタは, 部材寸度が小さく設備的制約が少ないこと, 特にヘリコプタでは胴体与圧がなく, 低速で荷重も小さく剛性設計部位の多いことが複合材使用に有利に働いているものである。

777 でも 11% 程度使用されている合金鋼 (4340M など) は, その高強度・高弾性率を利用して寸法的制約の強い高強度, 高剛性要求部位 (脚

図 4 各種材料の比強度・比弾性率

図 5 第二世代 CFRP の圧縮強度特性⁽⁴⁾

柱, エンジンパイロンなど)に見られる。これらの部位ではフェールセーフ構造がとりにくいことから高靱性化への改良が行われている。

チタン (Ti) 合金は比強度が Al 合金より高いが, 素材コスト高, 難加工性から ① 高強度を要し寸法的制約の強い部位 (脚部品, フラップレールなど), ② 耐食性要求部位, ③ 耐熱性要求部位に用いられる。従来からの Ti-6Al-4V に対し, より高強度, 加工性良好な Ti-10V-2Fe-3Al などの β 合金に移行しつつあり, 777 の脚部品に適用される⁽⁷⁾など合金鋼を代替しつつある。

3. 航空エンジン用材料

エンジン材料の特徴は高温の燃焼ガスにさらされることと高速回転する部位に用いられることで, 高温クリープ強度とともに, 自身の密度が遠心力荷重を発生するため, 比強度がより重視される。

エンジン熱効率の指標であるタービン入口温度 (T_{IT}) はこの 30 年間に 300°C 以上向上して 1400°C を超えるまでになった。この高温に直接さらされつつ高速回転 (10 000 rpm 以上) する高圧タービン動翼には, 精密鑄造ニッケル (Ni) 基超合金が用いられており, 最新の大型エンジンで

は, 一方向凝固結晶制御による柱状晶 (DS) あるいは単結晶 (SC) のブレードが用いられている (例えば V2500: $T_{IT}=1427^{\circ}\text{C}$, PW1480SC, CF6-80: $T_{IT}=1315^{\circ}\text{C}$, Rene80DS など⁽⁸⁾)。タービンブレード用材料の開発動向を図 6⁽⁹⁾に示す。

耐用温度と T_{IT} との数百 $^{\circ}\text{C}$ の差は空気冷却によるもので, セラミック中子による複雑内部流路の精密鑄造により冷却効率向上を図っている。

タービンディスク材は中温域で高強度を要する大型部品で Ni 基超合金が用いられるが, 大型化に伴い鍛造困難となり, 粉末冶金と恒温鍛造を組合わせて成形される。

400°C 以下の部位には Ti 合金, 常温静止部には Al 合金または CFRP が用いられる。高バイパス比エンジンのファンブレードは遠心力負荷状態での耐鳥衝突性 (鳥重量 4 ポンド = 1.8 kg) と共にフラッタ抑止のため, 軽量・高靱性・高剛性を要し, Ti 合金製が一般的である。従来の中実構造のスナバ付細幅ブレードに対し, 最新エンジンでは軽量・高剛性を得るため拡散接合による Ti 合金製ハニカムサンドイッチ構造 (RB211, V2500 など) や CFRP 製 (GE90) のスナバ無し広幅ブレードを用いている⁽⁸⁾。

今後のタービンブレード用超耐熱材料としてはメカニカルアロイング法による酸化物分散強化 (ODS) 合金 (MA 6000 など), 金属間化合物基複合材 (FRIM), さらに空冷を要しないセラミック基複合材 (FRC; カーボン・カーボン複合材を含む) が期待される。中温域以下の材料では Ti 合金と CFRP の耐熱性向上により, それぞれ上位の材料への代替が行われると見られる。

4. 宇宙往還機用材料

H-II ロケットで打上げられ高度 300 km の低軌道に達する宇宙往還機 HOPE は, 復路の大気圏再突入時に空力加熱により最高 1700°C (翼前縁) にのぼる超高温にさらされる (図 7⁽¹⁰⁾)。このため各種構造・材料の重量トレードの結果, 機体表面温度で 1300°C を境にしてそれ以下の部位では熱防護材 (TPS) で保護された 300°C 耐熱のポリイミド樹脂による CFRP 主構造 (ウォームストラクチャ), それ以上の高温部およびスペースに余裕のない部分 (チップフィン, 舵面など) は耐熱

図 6 タービンブレード用材料の開発動向⁽⁹⁾

図 7 HOPE 再突入時の空力加熱による機体表面温度⁽¹⁰⁾

主構造(ホットストラクチャ)としている⁽¹⁰⁾。

1700°C 耐熱のホットストラクチャ用材料はカーボン・カーボン (C/C) 複合材しかない (図 8⁽¹¹⁾)。欠点は高温で酸化することで、そのために炭化ケイ素のコーティングとホウケイ酸ガラスのクラックシールを組合わせた表面被覆により 10 回の再使用に対する酸化保護を行う⁽¹²⁾。

ウォームストラクチャ用 TPS としては C/C 板+セラミック断熱材 (～1300°C), Ti 合金マルチウォール (～550°C), セラミック・タイル (シリカ/アルミナ繊維焼結体, ～1200°C)⁽¹⁰⁾⁽¹³⁾ が候補材としてトレードオフの対象となっている。前二者は装着性に優れ、後者はコスト的に有利であるとともに電波透過性を持つ唯一のアンテナ防護材である。

5. おわりに

航空宇宙構造のトレンドは複合材料化である。強化材/マトリックス/界面の役割の明確化、素材/加工の低コスト化が進むにつれ、その適用範囲は今後ますます拡大すると思われる。これに刺激されての金属材料の改良・発展もまた期待される。

図 8 各種耐熱材料の比強度温度特性⁽¹¹⁾

文 献

- (1) Hyatt, M.V. and Axtar, S.E., Aluminum Alloy Development for Subsonic and Supersonic Aircraft, *Science and Engineering of Light Metals*, RASELM '91, (1991), 273.
- (2) 平 博仁, 航空機用アルミウム合金の現状と課題, 第 1 回強度評価セミナー, (1992), 軽金属学会.
- (3) Reynolds, B.L., Use of Advanced Technology Structures on Boeing 757/767, *SAE TPS 810847*, (1981).
- (4) 松井醇一, 先進複合材料の現況, 「先端技術の軍事利用に関する研修会」講演資料 (II), (1989), 日本防衛装備工業会.
- (5) Davis, J.G.ほか 2 名, Advanced Composites Research and Development for Transport Aircraft, *ICAS-90-0.3*, (1990), XLV.
- (6) 小田切信之, 「B777」用の CFRP を開発, 日経ニューマテリアル, (1992-4-20), 52.
- (7) Eylon, D., New Processes and Opportunities for Structural Titanium Alloys, *Titanium Forum*, (1991), 69.
- (8) 日本航空宇宙工業会, 航空機用ガスタービン, エンジン計画に関する調査, (1991), 33, 64 など.
- (9) 大浜信一, 最近のガスタービン用材料の動向と進歩, 日本ガスタービン学会誌, 16-66 (1989), 3.
- (10) 山本昌孝・ほか 3 名, HOPE 耐熱構造概念の研究, 日本航空宇宙学会誌, 39-454 (1991), 609.
- (11) Jackson, L.R. ほか 2 名, Hypersonic Structures and Materials: A Progress Report, *Aerospace America*, (1987-10), 24.
- (12) 中山裕敏・酒井昭仁, スペースプレーン用 c/c 複合材, ニューセラミックス, 12 (1991), 75.
- (13) 松下 正・ほか 6 名, HOPE 用セラミックタイル熱防護システムの研究, 日本航空宇宙学会第 33 回構造強度に関する講演会前刷, (1991), 34.

(原稿受付 1993 年 2 月 23 日)