特集

輸送機器における強度・安全性能および環境性能の追求と溶接技術

航空宇宙機器*

—溶接接合技術、材料データベース、
設計標準と製造規格—

福島 明**, 柳沢 栄一**

福島 明

柳沢 栄一

Aerospace Systems*

—Welding Technology, Materials Database, Standards and Specifications—

by FUKUSHIMA Akira** and YANAGISAWA Eiichi**

キーワード 航空機, 宇宙機器, 複合材料, 溶接, データベース, 圧力容器, 設計

1. はじめに

民間航空宇宙機器の最近の話題は, B787, MRJ, H-IIB/HTV が挙げられる。

2011年9月, 米ボーイング社の最新鋭中型旅客機「B787」の初号機は全日空に納入された。複合材料 (CFRP) の使用が5割を越え, 軽量化するとともに, 新型の低燃費のエンジンを搭載し, 燃費が2割改善したとされる¹⁾。新型のエンジンは, 低燃費であるだけでなく, 燃焼効率を飛躍的に高め, 排出ガスを大幅に削減する環境適合型エンジンである²⁾。

YS-11 以来約50年ぶりの国産旅客機「MRJ」は70～90人乗りのリージョナル・ジェットであり, 三菱航空機株により開発されている。MRJ は政府の助成を受けた「環境適応型高性能小型航空機」の開発を発端として, 従来の機体より低騒音かつ環境負荷を低減した機体を目指している。また, プラット・アンド・ホイットニー社の新型ギャード・ターボ・ファン・エンジンを世界で初めて搭載することにより燃費が2割改善するとされている³⁾。2011年4月には機体組立開始の「鉚打ち式」が行われ, 2012年末に初飛行が予定されている。

H-IIB は, 従来の H-IIA ロケットより打上能力を高め, 国際宇宙ステーション (ISS) や月面への物資輸送など, 将来ミッションの可能性を開く新しいロケットである。H-IIA ロケットの主エンジンである LE-7A をクラスタ化して高推力を生み出している。2009年の試験機打上に続いて, 2011年1月には宇宙ステーション補給機「こうのとり」(HTV) が打ち上げられ, 宇宙ステーションへの物資輸送を完遂し, 3月には大気圏へ再突入した⁴⁾。

2. 技術動向, 使用材料と溶接・接合技術

2.1 技術動向, 使用材料

航空宇宙機器において強度安全性能および環境性能の追求は課題の一つである。このため, より比強度 (強度/密度) の高い材料である複合材料の機体への適用, より耐熱性に優れた材料・構造のエンジンへの適用が図られている。

既述した米ボーイング社の B787 以外に欧エアバス社で開発中の A350XWB においても複合材料の適用が5割以上になると予測されている。

複合材料の適用が増えるにつれて, 従来から航空機機体の主要材料であったアルミニウム合金の使用割合は減少する傾向であるが, 新たな合金の開発も引続き行われており, より高比強度を目指して低密度な Li を添加した Al-Li 合金は欧エアバス社の A380 に採用された。

また, アルミニウム合金と複合材料はその接触部においてガルバニック腐食を生じる。このため複合材料の接触相手材料としてはチタン合金が多用される。B787, A350XWB では複合材料適用増加に伴い, チタン合金適用も増加している。

エンジン材料としても, 複合材料の適用が増加している。B787 の前の機種 B777 用エンジンである GE90 において, 従来のチタン合金に代わって複合材料 (CFRP) ファンブレードが実用化され, B787 用エンジンである GENx でもこの技術が適用されている。GENx では複合材料ファンブレードに加えて, 複合材料ファンケース, TiAl 製の低圧タービンブレード等種々の新材料が適用されている⁵⁾。

耐熱材料関係では, 独立行政法人 物質・材料研究機構 (NIMS) においてロールス・ロイス航空宇宙材料センターが設置され, 超合金の開発が促進されている。NIMS で開

*原稿受付 平成23年12月22日

**正 員 三菱重工業株 Member, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

発されたタービンプレード用の新材料は新型エンジンへの適用を目指している。また、金属材料よりも耐熱性に優れたセラミックス基複合材料 (CMC) も実機適用に向けての研究開発が欧米を中心に進められている。

2.2 溶接・接合技術

複合材料の適用が増加するに従い、従来のアルミニウム合金に対するリベット結合構造から接合様式が一部変わりつつある。複合材料の接合には接着が使われることが多い。また、アルミニウム合金に対しても低コストで、継手効率・強度安全性能が高く、耐食性の改善が図れるレーザービーム溶接 (LBW) や摩擦攪拌接合 (FSW) が適用されつつある。A380 の機体製造では、部分的に LBW, FSW が適用されている。また、アルミニウム合金製のロケット燃料タンクに対しても、米デルタ IV や H-IIB では FSW が実用化されている。

ガスタービンエンジンの燃焼器周りなどの薄肉構造部品の接合には、レーザー溶接や GTA 溶接が適用される。一方、ロケットエンジンの燃焼器周りなどの厚肉構造圧力容器の接合には、電子ビーム溶接 (EBW) が適用される。

エンジン部品には高精度の接合が要求されることが多い。このため寸法特性に優れるろう付も用いられる。ガスタービンエンジンの超合金製ハニカムシール構造、ロケットエンジン噴射器構造の製造には、ニッケルろう付、貴金属ろう付が適用される。

新しい接合技術としては、ブレードとディスクが一体化したブリスクの製造に、リニアフリクション接合 (LFW) が用いられるようになってきた。ディスクの上にブレードが一枚ずつ接合されることにより、材料歩留まり向上と高品質化を図っている。

エンジン周りの補修においては、従来の GTA 肉盛溶接に加えて、プラズマ肉盛溶接、溶射、マイクロ・スパーク・コーティング (MSCoating) 等が適用されるようになってきた。MSCoating は、耐摩耗特性に優れることから補修以外にも部品の新製に適用されようとしている。

3. 設計標準、製造規格

航空宇宙機器の設計に関して、材料特性データベース MMPDS 及び設計規格 MIL-STD-1522 を、製造に関して溶接規格 AWS D17.1 を紹介する。

3.1 材料特性データベース MMPDS

航空宇宙分野における材料特性データベースとしては、従来 MIL-HDBK-5 航空宇宙機器構造のための金属材料 (METALLIC MATERIALS AND ELEMENTS FOR AEROSPACE VEHICLE STRUCTURES) が主として利用されてきた。これはその名前の示す通りミリタリ・ハンドブック (ミル・ハンドブック) であり、米国防省 (Department of Defense) が中心となって制定したものである。近年のミル関連文章の廃止の流れに沿って、MIL-HDBK-5 は廃止となり、新たに MMPDS 金属材料特性開発と標準化ハンドブック (Metallic Materials Properties Development and Standardization) が米航空局 (FAA: Federal Aviation Administration) を中心に制定された。

MIL-HDBK-5 と MMPDS は、名前は全く異なっている

が、内容的には同等である。実際、MMPDS は、米航空局のみでなく、米国防省、NASA (National Aeronautics and Space Administration) にも承認されたハンドブックである。MMPDS に書かれた材料データ、MMPDS に従った材料データ取得試験結果は、米航空局・米国防省・NASA が関連する航空宇宙機器の設計に利用されている。機器の力学的な設計において一番の基本となる材料特性データベースは、米国の航空、宇宙、防衛分野では共有されているのである。なお、MMPDS は金属材料に関する特性データベースであり、複合材料に関しては MIL-HDBK-17 に定められているのみで、複合材料の MMPDS は存在しない。

MMPDS の内容について概要を紹介する。まず、材料特性データベースとしては、材料の強度や物性のデータ、継手の許容値が収録されている。材料の種類は、鋼、Al 合金、Mg 合金、Ti 合金、耐熱材料 (Hastelloy X, Inconel 系材料) が網羅されている。継手については、リベット、ファスナー、溶接、ろう付けが扱われている。その他、材料強度の統計的解析方法や、参考情報として構造要素解析の基本公式も記載されている。

MMPDS の材料強度及び物性値には、設計値 (Design Value) と代表値 (Typical Value) とがあり、室温での材料の引張、圧縮強度等については A 値、B 値 (後述) と呼ばれる設計値が、同じく室温での伸び、絞りについては要求最小値が示されている。ヤング率や物理的性質は、代表値が示されている。また、クリープ、疲労、破壊靱性値、き裂伝播速度は代表値が示されている。なお、疲労強度は旧来の代表的な試験方法である回転曲げのデータは最近の航空分野では試験方法として殆ど用いないとの理由から削除され、引張/圧縮での疲労試験データでデータベースが構築されているなどの特徴もある。

3.2 MIL-STD-1522

ミサイル及び宇宙システム圧力容器の設計及び運用に関する一般要求規格 (STANDARD GENERAL REQUIREMENTS FOR SAFE DESIGN AND OPERATION OF PRESSURIZED MISSILE AND SPACE SYSTEMS) は、ミサイル、宇宙船 (Space Vehicle) 及び地上設備 (GSE) に用いられる圧力システムに関する規格である。内容は、システム要求、設計要求、材料要求、品質保証要求、メンテナンス要求と設計から運用までが規定されている。本稿では、圧力機器への設計要求を紹介する。

図 1 に圧力容器の設計検証フローを示す。MIL-STD-1522 では、圧力機器の使用目的及び破壊モード等を考慮して、破壊安全率と設計手法に応じて A~C の 3 つのアプローチを取ることができる。

アプローチ A パーストファクタ ≥ 1.5 (GSE 以外)

アプローチ B パーストファクタ ≥ 2.0

アプローチ C ASME Boiler and Pressure Vessel Code による場合 (GSE のみ)

ここで、パーストファクタとは設計破壊圧力を定義するために最大使用圧力 (MEOP; Maximum Expected Operating Pressure) に乗じる係数である。図 1 のフローから明らかとなおり、パーストファクタが小さい場合ほど詳細な解析や試験が要求されている。パーストファクタ 1.5 や 2.0 は、例えば JIS B 8266 で規定される圧力容器の許容

- (1) CYCLE TEST AT EITHER MEOP × 4 LIFE OR 1.5 MEOP × 2 LIFE
 (2) GROUND SUPPORT EQUIPMENT REQUIRE FUNCTIONAL TEST ONLY
 (3) BURST OR DISPOSITION VESSEL WITH APPROVAL OF THE PROCURING AGENCY

図1 圧力容器の設計検証アプローチ

応力が、引張強さに対して1/3～1/4の値で与えられていることと比較すると小さいが、適用するアプローチに応じて必要な検証をすることで、軽量かつ高信頼性が確保できるような仕組みとなっている。

具体的な設計検証の手順について、アプローチAを例として紹介する。

(1) 応力解析

応力解析では、供用中の予想される荷重－圧力－温度履歴を決定してFEM解析を実施し、制限荷重(Limit Load)に対して有害な変形がないこと、終局荷重(Ultimate Load)に対して崩壊しないことを検討する。室温で使用する圧力容器単体で外力が圧力のみの場合を考えると、例えば、終局荷重はMEOPにバーストファクタを乗じた荷重となる。

る。

一方、評価クライテリアに用いる材料強度は、圧力容器ではA値、冗長性のある圧力構造物ではB値となる。A値とは母集団の99%が95%の信頼性水準でこの値以上となる下限値、B値とは母集団の90%が95%の信頼性水準でこの値以上となる下限値であり、A値、B値を決定するには統計的に十分な数の試験サンプルが必要である。室温での材料の耐力や引張強度のA値やB値は、MMPDSで与えられている。このように、解析時のバーストファクタだけでなく、機器の重要度に応じて材料強度クライテリアも使い分けることとなる。

(2) 破壊モードの判定、疲労寿命評価

次に、解析または試験により、LBB(Leak Before Break)

表1 受入試験の要求項目

Test Item	No yield after	No Burst at (1)
Vessel #1 (2)	—	Burst Factor × MEOP
Vessel #2	Cycle at 1.5 × MEOP for 2 × predicted number of operating cycles. (50 cycles minimum) or Cycle at 1.0 × MEOP for 4 × predicted number of operating cycles. (50 cycles minimum)	Burst Factor × MEOP
(1) After demonstrating no burst at the defined test level, increase pressure to actual burst pressure.		
(2) Test may be deleted at discretion of procuring agency.		

表2 許容欠陥のクライテリア (一部) [mm]

	Class A	Class B	Class C
Porosity - Surface			
Individual size maximum	0.25T or 0.76 whichever is less	0.33T or 1.50 whichever is less	0.50T or 2.30 whichever is less
Spacing minimum	8 times the size of the larger adjacent imperfection	4 times the size of the larger adjacent imperfection	2 times the size of the larger adjacent imperfection
Accumulated length in any 75mm of weld maximum	1T or 3.00 whichever is less	1.33 or 6.00 whichever is less	2T or 9.00 whichever is less
Undercut			
For the full length of weld maximum depth	0.05	0.015T or 0.05 whichever is greater	0.025T or 0.05 whichever is greater
Individual defect maximum	0.07T or 0.76 whichever is less	0.10T or 1.27 whichever is less	0.20T or 1.78 whichever is less
Accumulated length in any 75mm of weld - maximum	5.08	15.24	25.4

T : Thickness

となるか否かの破壊モードを判定する。LBB となる場合には疲労寿命評価を、LBB とならない場合には破壊力学による寿命評価が要求される。疲労寿命評価は、疲労強度のノミナル値に対して照査し、作用回数は決定した負荷履歴の4倍の回数が作用するとして、次式の Miner 則で行う。

$$\sum n_i/N_i = 0.8$$

ここで、 n_i : 応力レベル i での作用繰返し数 × 4

N_i : 応力レベル i で許容される繰返し数

疲労強度のノミナル値は、MMPDS 等の信頼できるデータベースを利用することとなる。Miner 則の判定が0.8でなされるとはいえ、ノミナルの疲労強度に対して4倍の履歴を想定するという評価は、Lange®らにより古くから提唱されている応力2倍、繰返し数20倍の安全率の考え方と比較すると、より限界設計を目指していることがわかる。

(3) 認定試験

認定試験に関する要求は、上記 (1) (2) の評価に対応し、表1のように定められている。1体目の容器についてはバーストファクタ×MEOPの破壊圧力が確保できること、2体目の容器についてはMEOPにて想定した負荷履歴の4倍の回数か50回の多い方の負荷履歴に対して、有害な変形がなく、かつ、履歴負荷後にバーストファクタ×MEOPの破壊圧力が確保できることを示す必要がある。2体目の試験に関し、1.5×MEOPを負荷する場合は、想定した負荷履歴の4倍に変わり2倍の回数に耐えることを確認することになる。

(4) 受入試験

受入試験は、耐圧試験前の非破壊検査と、耐圧試験から構成される。耐圧試験圧は次式で決定される。

$P_{proof} = (1 + \text{バーストファクタ}) / 2 \times \text{MEOP}$ or $1.5 \times \text{MEOP}$ の小さい方

JIS B8265 の圧力容器と比較すると、JIS の圧力容器は 1.5 倍の耐圧試験を要求しているのに対して MIL ではバーストファクタに応じて決定され最大でも 1.5 となり、機器に応じた耐圧試験が実施できるようになっている。

このように、MIL-STD-1522 では機器や破壊モードに応じて必要な安全率を決め、設計や受入試験等が行える基準となっている。また、応力解析では安全率を含む許容応力で評定するのではなく、作用荷重に安全係数を乗じて作用応力を求め、材料強度の設計値やノミナル値で評定することは特徴的である。

3.3 AWS D17.1

最後に、溶接に関する規定について簡単に紹介する。溶接施工については旧来は MIL-STD-2219 にて規定されていたが、上述の MIL 規格廃止の流れを受け、現在は AWS D17.1 航空宇宙機器向け融接規格 (Specification for Fusion Welding for Aerospace Applications) にて規定されている。AWS D17.1 では、継手設計、施工、検査、補修等が示されている。

内容の一例として、溶接欠陥検査の規定について紹介する。表 2 に溶接部の検査 (PT, MT, RT) の判定クライテリアの一部を示す。表中にはポロシティとアンダーカットの許容値を示したが、溶接部の許容欠陥についても機器の重要度に応じたクラス分けした要求となっている。表 2 の A, B, C の 3 つのクラスは以下の定義であり、クラスが下がると許容される欠陥が大きくなる。

- A 溶接部の破損が主構造やシステム全体の破損にいたるクリティカルな部位
- B 溶接部の破損がシステム効率の低下や機能の制限をもたらす準クリティカルな部位
- C 溶接部が破損してもシステムに影響なく、人的にも

危険がない場合

以上、材料強度、設計、製造ともに軽量かつ高信頼性を実現するために、機器の重要度に応じて許容値やアプローチが決められており、合理的に規格が体系化されている。

4. ま と め

航空宇宙機器の最近の動向、使用材料、溶接技術、設計、製造について紹介した。航空宇宙は最先端と言われるのは、性能追求のために新しい技術 (材料・プロセス・設計) が求められるからである。しかし、新しい技術を適用する際には、十分な信頼性確認行為が要求される。そのため本当の先端技術はなかなか航空宇宙分野には適用できず、他分野で実績を得て適用ということもある。例えば、複合材料も航空宇宙用として開発されたものの、当初は非構造部材に限定的に適用されたのみであった。釣竿やゴルフシャフト等への適用を経て、今では航空機構造に複合材料は欠かせない。そしてその技術が自動車等へと拡大しようとしている。信頼性の極めて高い製品を作る必要がある航空宇宙分野の考え方・技術が他分野にも活かされればと思う。

参考文献

- 1) <http://www.ana.co.jp/promotion/b787/>
- 2) http://www.rolls-royce.com/civil/products/largeaircraft/trent_1000/
- 3) <http://www.mrj-japan.com/j/>
- 4) http://www.jaxa.jp/projects/rockets/h2b/index_j.html
- 5) 藤村ら, GENx エンジンの開発, IHI 技報, Vol.48, No.3, 2008, 153-158.
- 6) B. F. Langer: Design of Pressure Vessels for Low-Cycle Fatigue, Transaction of the ASME J1. of Basic Eng. SEPT.(1962), pp.389-402.