特 集

宇宙・航空機に
おける材料と接合

ロケットにおける材料と接合*

清 藤 晋 一 郎**

Materials and Joining Technologies for Rocket Structures*

by Shinichiro Kiyoto**

キーワード：ロケット用材料，ロケット接合技術，液体ロケット，固体ロケット・ロケットエンジン，H-II ロケット，スペースシャトル

1. はじめに

1957年10月4日ソ連の人工衛星スプートニク1号の打上げによって幕が開かれた宇宙開発は，最初地球の低軌道への人工衛星打上げに始まり，次いで高度約35,800 Kmの静止軌道への打上げへと進み，さらに惑星探査へと広がった。また，ロケットの大

型高性能化と共に有人宇宙飛行が可能となり，1969年には米国のアポロ計画によって遂に人類は初めて月面に着陸することができ，さらに1981年には米国のスペースシャトルが飛行を開始して，宇宙空間への人と物の往復は格段と容易になった。

一方，我が国においても，1955年4月東京大学生産技術研究所（現文部省宇宙科学研究所）は，全長

図1 世界の主要ロケット

*原稿受付 平成5年9月6日

**正 員 三菱重工業(株) Member, Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.

23 cm のペンスルロケットの水平発射試験に成功、これが日本のロケット開発の出発点となった。これらロケットは、開発初期には固体推進薬が用いられ、その後宇宙科学研究所を中心とする科学衛星打上げ用ロケットにはこの固体ロケット技術が継承されてきたが、一方、大型実用衛星打上げ用ロケットは、宇宙開発事業団の液体ロケット技術により N-I, N-II, H-I ロケットの開発実用化が取り行なわれ、さらに現在 1994 年初頭の打上げを目指して、液体水素/液体酸素を推進薬とする H-II ロケットの開発が鋭意進められている状況にある。

これら内外の代表的ロケットは図 1 に示す通りである¹⁾。

本稿ではこれらロケット技術開発の動向をふまえ、ロケット構造のなかで材料及び接合技術がいかなる適用現状にあり、かつ今後どのようなものが求められているかを概説する。

2. ロケットにおける材料技術

ロケットはこれを軌道に乗せるためには毎秒 7.9 Km の第一宇宙速度へ加速する必要があるが、このためには機体は質量比（ロケットの全体質量を構造質量で除した値）が大きく、エンジンは推力比（推進薬の噴出速度を重力加速度で除した値）が高いことが必要で、したがって構造材料には高比強度、高剛性が要求されると共に、製造加工性や品質信頼性、コスト等も重要な因子となる。

以下、液体ロケット機体、固体ロケット、ロケットエンジンの類別のもとに、ロケットにおける材料技術の状況を述べる。

2.1 液体ロケット機体用材料

液体ロケットにおける使用材料構成を H-II ロケットを例にとり図 2 に示す²⁾。

液体ロケットにおいてはその原型であるドイツの V-2 は、外形を構成する外殻構造の中に推進薬タンクを収納する様式を採っていたが、その後の液体ロケットでは H-II 構造に示されるごとく、推進薬タンクが外殻構造体をも兼ねる様式となり、推進薬タンクと段間構造それ自体で機体が構成される構造となった。

推進薬タンクは発射時の全備重量の約 90% を占める液体燃料を収容する圧力容器であると共に、飛行時の大きな加速度及び荷重に耐えねばならず、材料には軽量化のための高い比強度と溶接構造による十分の気密性が要求される。さらに極低温の液体水

素や液体酸素が推進薬として使用されるに至り、低温脆性の問題とも相まって、今日溶接可能な高力アルミニウム合金がその適用材料として主流となって来ている。

推進薬タンク用高力アルミニウム合金としては、米国では宇宙開発の初期にはレッドストーン等に溶接性や耐熱性に優れた 6061 合金が使われたが、その後、軽量化を図るためデルタ等では高強度の 2014 合金が使用された。この合金は当時の溶接技術で可能な最高強度を有していたが、しかし、応力腐食や補修溶接など製造工程の安定性が重視され、また、推進薬として液体水素の使用が拡がって極低温特性がますます必要とされてきたところから、サターンやスペースシャトルでは 2219 合金が採用されるようになり、現在に至っている。

我が国においても、開発着手当初の N-I ロケットでは 2014 合金を使用していたが、溶接部応力腐食割れの問題も経験し、その後の N-II, H-I, H-II では米国と同様に 2219 合金に変更し今日に至っている。なお、溶接性が良く強度も高い Al-Zn-Mg 系 3 元合金 7020 (AZ 5 G) も欧州のアリアンロケットでは使用された実績をもっている。

一方、段間構造は、エンジン、電子機器などの機装品を搭載すると共に、推進薬タンクと同じく飛行時の荷重に耐える必要がある。この構造は航空機と同様リベット結合が今なお主流で、材料も 2024、

図 2 H-II ロケットの主要構成材料

図3 M-3 S-II ロケットの主要構成材料

7075 などの高力アルミニウム合金が多く使用されているが、しかし今後この分野はCFRP等の複合材料の更なる進出が予想され、また、2324, 7150等の改良合金やAL-Li合金等も対象になってくものと考えられる。

ロケット機体用材料としては、その他推進薬を圧送するための気蓄器等の高圧ガス容器として、溶接可能で靱性に優れ、かつ比強度の高いチタン合金が多く使用されている。材質的には、Ti-6Al-4VやTi-5Al-2.5Sn等が中心で、極低温用については靱性の点から不純物元素の少ないELIグレードが主となっている。なお、チタン合金の圧力容器は従来は鍛造素材の機械加工により製作されていたが、スペースシャトルではTi-5Al-2.5Sn ELIの精密鍛造品で造られており、また最近では板材からの超塑性成形やより加工性の良いTi-15V-3Cr-3Al-3Sn等のβ-Ti合金の使用による低コスト化も進んできている。

2.2 固体ロケット用材料

固体ロケットは、固体状に固めた推進薬を点火燃焼させ、発生する高温高圧の燃焼ガスを燃焼室の一端に取付けたノズルから噴出させて推力を得るもので、これには下段用ブースタとして使用される大型のものから、上段用あるいは人工衛星の静止軌道投入用のアポジモータのような小型高性能のものまで各種あり、その材料は構造材料と耐熱材料とに大別される。

固体ロケットにおける使用材料を、宇宙科学研究所のM-3 S-IIロケットを例にとり図3に示す³⁾。

構造材料としては、固体ロケットの機体構造であると共に、燃焼ガスの圧力を保つ圧力容器でもあるモーターケース用材料が最も重要である。質量比を

高めるために高い比強度と破壊靱性をもった材料が要求され、金属材料ではさらに溶接構造を採用し得ることも必要で、大型モーターケース等には高張力鋼の使用が多い。その他、小型のロケットではFW(Filament Winding)法によるFRP製やチタン合金製のものも用いられている。

使用される高張力鋼として一般的なのは、AISI-4130やAISI-4132等のCr-Mo鋼で、これらはミューロケットやNロケットの補助ブースタに使用された。また、さらに高強度が要求されるモーターケースには、AISI-4340やD6AC等のNi-Cr-Mo鋼が1.3～1.6 GPaの強度に熱処理されて使用されるが、これらの材料は炭素量が0.35～0.45%と比較的多く、このため溶接割れ感受性が高いという難点もある。また、9Ni-4Co鋼をベースとして開発されたペーナイト鋼HT140N、NT-150、HT230等は、1.5 GPaレベルの強度を有し、その溶接性は良好で、調質材のままで100%近い継手効率が得られるが、これらはH-IIロケットの補助ブースタやM-3 S-Vロケットの第1, 2段モーターケース等に使された。

一方、固体ロケット用耐熱材料としては、3,000°Cに達する高温、高圧、高速の燃焼ガスにさらされるノズル材料にグラファイトやCFRP、GFRP等が、耐熱というよりは樹脂が熱分解して炭化する際の吸熱および生成ガスによる断熱効果を利用して、主構造材への熱伝達を減らすアブレーション材料として主に用いられており、また、その他カーボン・カーボン複合材も多く使用されている。

2.3 ロケットエンジン用材料

ロケットエンジンの構造材料は、燃焼ガスの高温に耐えると共に、推進薬によっては極低温の環境に

図 4 SSME 系統図

表 1 SSME の主要構成材料

材 料	適用部位
Inconel 718	バルブ、マニホールド、外殻、ベローズ、ボリュート、ばね
Inconel 625	面板、ペーン、アコースティックリング、スパークプラグアダプタ
René 41	ボルト、スクリュー
K-Monel	ターボポンプステータおよびロータ、ハウジングカバー
MAR M246(DS)	タービン翼
MAR M246(CC)	タービンノズル翼
Waspaloy	ディスク、シャフト
Incoloy 903	ダクト、タービンハウジングストラットリング
A 286	ノズルチューブ
オーステナイト系ステンレス鋼	シール、熱交換器チューブ、ガスケット、リジメッシュ
440C ステンレス鋼	スラスト軸受、バルブシート
2024Al	リテーナリング
Tens 50Al 鋳物	ボリュートハウジング、ディフューザ組立
NARloyZ	燃焼室内筒
ベリウム銅	軸受組立
Ti-6Al-4V-2Sn	ジンバル軸受およびリング
Ti-6Al-4V	アクチュエータストラッド、マニホールド
Ti-5Al-2.5Sn	インペラ、バルブ
Ag-8Cu	シール
17-4PH	軸受

耐えることも、また使用箇所によっては腐食性の燃焼ガスに耐えることも要求される。

液体ロケットエンジンは、航空機用ガスタービンに比べ、極めて短時間に最大出力運転を行うという特徴があり、従って材料的にも疲労やクリープ強度より耐熱衝撃特性などが特に重要になる。また、強制冷却構造の採用にともない、耐熱性や熱伝導性も材料には要求され、このため、これらの条件を満たす材料として、Inconel 718 等のニッケル合金や、その他超合金、ステンレス鋼、高力チタン合金、高熱

伝導性銅合金などが主要材料として多用されている。

なお、液体水素エンジンはその材料選定においては水素環境脆化の問題を配慮する必要がある。水素環境脆化は液体水素を推進薬とするエンジンで、金属材料が高圧水素ガス中で塑性変形を受けた際に生じる脆化現象であるが、これについては、スペースシャトルの主エンジン (SSME) を開発した米国を中心に研究が行われ、その結果、ニッケル基超合金、ステンレス鋼、マルテンサイト系高張力鋼、コバルト合金、チタン合金などの材料が高い水素環境脆化感受性を示す一方、オーステナイト系ステンレス鋼、銅合金、アルミニウム合金等はその感受性が低いことが確認され、この成果は現在もロケットエンジン設計上の主要な指針となっている。

図 4 及び表 1 は、SSME の系統図と使用されている主要材料を示すものである⁴⁾が、我が国で現在開発中の H-II ロケットの主エンジンである LE-7 でも SSME と同じく 2 段燃焼サイクルが採用されて、真空中推力約 1.2 MN、燃焼圧約 15 MPa が設計値として計画されている。

3. ロケットにおける接合技術

ロケット製造技術の中核をなす接合技術としてはティグ溶接 (GTA) を主体に、その他ミグ溶接 (GMA)、電子ビーム溶接 (EBW)、ろう付、拡散接合等があるが、これらは高度に最適化されて各種コンポーネントの接合に適用されている。

以下、ロケット機体、ロケットエンジンの類別の

図5 N-I 第2段タンクの溶接組立

図8 H-II 第2段タンクの溶接組立

図6 溶接部断面組織

図7 H-II 第1段タンクの溶接組立

もとに、ロケットにおける接合技術の状況を述べる。

3.1 ロケット機体の接合技術

ロケット機体においては、液体ロケット推進薬タンクが最大の溶接構造物となる。

我が国における液体ロケット推進薬タンクの本格的開発は、昭和46年N-Iロケット第2段タンクより始まった。

本タンクの溶接状況は図5に示す通り、直径は1.4 m、溶接結合による共通隔壁式のモノコック・インテグラル・タンク構造で、材質としては高力アルミニウム2014合金鍛造材が使用された。溶接部板厚は約

図9 H-II 極低温ヘリウム気蓄器

11 mm、溶接法としては、当時我が国において初めて高力アルミニウム合金大型構造物に対してGTA-DCSP(直流正極性ティグ溶接)を採用、溶接開先はI形突合わせとし、裏波溶接による開先母材部の溶融パスと溶接ワイヤを印加するフィラーパスの2層溶接で溶接ビードは形成され、またアーク電圧を10 V程度にまで下げて、ほとんどゼロギャップ、うもれアーク状態とし、これに高周波電流や磁気攪拌を重ねて溶接は行われた。溶接部断面組織は図6に示される通りであるが、GTA-DCSPの採用により溶接熱影響や歪の発生は小さく、かつ深溶込み特性の高品質溶接が実現された⁵⁾。

なお、以降のN-II、H-Iロケットにおいても、基本的にはCTA-DCSPが主溶接法として採用され、あわせて一部の継手に対してはGMA-DCRP(直流逆極性ミグ溶接)やEBWも適用された。

H-IIロケットは、2トンの衛星を静止軌道に投入する能力をもつ我が国の次期主力ロケットで、H-Iまでに蓄積された技術をもとに、純国産、高信頼性、低コストを目指して現在開発が進められている。

H-IIロケット全体構成は図2に示した通りであるが、本ロケットでは第1段、第2段いずれとも液体水素/液体酸素の極低温推進薬が全面的に使用され、またタンク直径は4 mに大型化している。第1

図 10 LE-7 エンジン

図 11 LE-7 主噴射器近傍の溶接組立

段タンクは、液体水素/液体酸素の各タンクが分離したセミモノコック溶接結合の分割型構造を採用、シリングは円周方向に 5 分割され、機械加工、曲げ成形された 2219 板材でこれを構成、またドームは 8 分割し、化学的に減肉加工されたオレンジピールとキャップで構成され、そしてこれらは図 7 に示すごとく突合わせ溶接され、タンクは組立てられる。一方、第 2 段タンクは、図 8 に示すごとく液体水素と液体酸素の各タンクが真空断熱式共通隔壁を介して溶接結合される。なお、これらに対する溶接技術は基本的に H-I ロケットまでに確立したものの延長線上にあるが、ロケットの大型化や継手の多様化、製造コストの低減等の要請に伴い、CNC 全自動制御溶接の採用や、溶接前処理、清浄度管理等との関連から、GTA-DCSP に極く短時間 DCRP (直流逆極性) 成分を入れて開先クリーニング効果を得るなど、種々の溶接技術の高度化も計られた^{6,7)}。

図 12 LE-7 燃焼室

FBW は図 9 に示す H-II ロケットの極低温ヘリウム気蓄器の溶接組立等に適用されている。材料は極低温にさらされることから Ti-6Al-4V ELI が選定され、また溶接は気蓄器内部の清浄度管理の面から、スパッタの発生を防止するデフォーカス EBW が採用された⁷⁾。

3.2 ロケットエンジンの接合技術

スペースシャトルの主エンジン SSME (図 4) においては主要接合技術として、溶接法としては GTA と EBW が、ろう付法としては貴金属ろうを用いた炉中ろう付がもっぱら採用され、またその他構造メンバーの接合成形法として電鍍法が冷却溝構造の製作に適用されている。

図 10 に示す我が国の H-II ロケット第 1 段主エンジンである LE-7 でも類似の接合加工技術が採用される。

図 11 はこのうち、主噴射器近傍の組立工程概要であるが、使用材料である Inconel 718 に対し、溶接法としては GTA が広範に適用されている⁸⁾。

また、高温ろう付は、ノズルスカート、燃焼器、噴射器などの耐熱合金のろう付組立に多用されている。なお高温ろう付は、一般には水素や真空雰囲気炉中のろう付が適用されるが、LE-7 では、ろう付雰囲気の清浄度を高め、かつ、ろう材や母材に含まれる Ag, Cu, Mn など蒸気圧の高い元素の蒸発を抑制し高品位のろう付品質を確保する目的で、真空中へ高純度のアルゴンガスを連続的に導入し、流量および内圧を制御する、いわゆる真空-不活性ガス雰囲気制御方式のろう付法が適用された。図 10 に示す LE-7 エンジンのノズルスカートは、本方式によるろう付で製作されたものであるが、スカートの直径は最大部で約 1.8 m、高さは約 1.9 m で、ろう材は Ag-Cu-Pd 系が用いられ、また、ろう付炉内圧は、温度サイクルに対応させて、高真空から 40 Torr まで数

段階に変えて制御された。

EBW は、図 12 に示す LE-7 燃焼室の銅内筒と Inconel 718 ジャケットとの異材溶接等に適用されている。なお、燃焼室の銅内筒内壁は 3,000°C の燃焼ガスにさらされたため、液体水素で冷却する再生冷却方式が用いられるが、このための冷却溝製作法としては、銅合金の溝にワックスを充填、その表面に銀粉を塗布して導電性を与え、次いでめっき槽内で外表面全体に約 10 mm 厚さに銅めっきした後、ワックスを溶出して冷却溝を作る電鑄法が採用されている。

なおその他、チタン合金製インペラーは拡散接合を用いて製作されており、また、小型の液体水素/液体酸素エンジンの燃焼器の製作には、インサート材を用いた拡散接合も適用された⁹⁾。

4. ま と め

以上、ロケット構造における材料及び接合技術の動向を概観した。

ロケット技術発展の過程は、まさに材料技術や接合技術の進展の歴史と軌を同じにしている。米国等

ではすでに、例えば液体ロケット極低温推進薬タンク用材料として 2219 合金に引き続く高力溶接用 Al-Li 合金の開発や、またその溶接法として VPPAW (極性変換プラズマ溶接法) 等の開発も進んできており、ロケットの性能向上要請とも相まって、今後ともこれら材料および接合技術の分野で、新たな技術革新が展開されていくものと考えられる。

参 考 文 献

- 1) 五代：大型ロケットと宇宙ステーション開発 (第 15 回白石記念講座)，日本鉄鋼協会 (1988)
- 2) 宇宙と材料，日本材料学会編 (1991)
- 3) 宇宙を制する新素材，化学工業日報社 (1988)
- 4) J. R. Lewis: Metal Progress, March (1985)
- 5) 清藤他：軽金属溶接，Vol. 21, No. 5 (1983), 1
- 6) 清藤：溶接学会平成 3 年度春期全国大会フォーラム講演概要集，(1991)
- 7) 坂本：溶接技術，Vol. 37, No. 11 (1989), 87
- 8) 橋本他：日本航空宇宙学会誌，Vol. 41, No. 474 (1993), 391
- 9) 大村他：溶接学会誌，Vol. 59, No. 6 (1990), 67