

航空・宇宙「材料編」*



平松 範之**

Aviation and Space (Materials)*

by HIRAMATSU Noriyuki**

キーワード GTA 溶接, 電子ビーム溶接, オーステナイト系ステンレス鋼, ニッケル基合金, 航空機用エンジン, ロケットエンジン

1. はじめに

航空・宇宙の分野では、国産リージョナルジェット機の開発、イプシロンロケットの打ち上げ成功、H-IIA ロケットの後継機種開発など、新型機種の開発がメディアをにぎわしている。

本稿では、このような新型機の開発の礎となる、現在運用されている航空宇宙機器、特に、溶接/接合の適用が多い航空機用エンジンおよびロケットエンジンを中心に、材料・製造の面から解説・紹介を行う。

2. 適用材料と製造プロセス

航空宇宙の分野で使用される金属材料は、メーカ各社の会社規格材料を除くと、米国自動車技術者協会 (SAE: Society of Automotive Engineers) の航空部門が制定した航空宇宙材料規格 (AMS: Aerospace Material Specification) を用いることが多い。AMS 規格においては、耐食耐熱合金をはじめ、鉄鋼材料、アルミニウム合金、チタン合金など航空宇宙分野で使用される様々な材料の規格が存在する。日本工業規格 (JIS) においても耐食耐熱合金規格として、G4901 (耐食耐熱超合金棒) および G4902 (耐食耐熱超合金板) が存在するが、材料の種類毎、熱処理条件、製造トレーサビリティの管理規定等細部に渡る規定が記された AMS 規格の材料を用いることが多い。

設計に欠かすことができない材料データは、製品の品質上の信頼性を支配する基本要因であるため、極めて重要であり、公的に承認されたデータ集である MMPDS^(※1)

(Metallic Materials Properties Development and Standardization) に基づくことを推奨する¹⁾。

2.1 航空機用エンジン

航空機のエンジンにはさまざまなタイプがあるが、近年は、ほとんどターボファンエンジンを採用している。ターボファンエンジンは、図 1²⁾に示すように、エンジン前方より、ファン、圧縮機、燃焼器、高圧タービン、低圧タービン、排気ノズルの順で構成される。軍用エンジンでは低圧タービンと排気ノズルの間にアフターバーナを設置する。ファンにより空気を取り込み、圧縮機に吸入、高圧化する。これに燃焼器で燃料を噴射・混合して燃焼させる。燃焼により急激に高温になった燃焼ガスで、高圧・低圧タービンを回転させる。通過した燃焼ガスを排気ノズルで後方に高速で噴出する。なお、タービンはシャフトにより前方のファン及び圧縮機と繋がっており、タービンを回転させることで、これらを駆動する。ターボファンエンジンでは圧縮機の最前面のファンで圧縮された空気の一部を側方に導き、タービンの後方で排気ガスと混合し噴射する。側方に空気を通過させる構造をバイパス構造と呼ぶ。タービン側の空気量に対するバイパス側の空気量の比をバイパス比と呼び、民間用航空機エンジンでは燃料低減効果がある高バイパス比のエンジンを採用している。

図 2³⁾にエンジンの主要部位の環境温度と材料温度の関係の概略を示す。燃焼器以降の高温部位では、環境温度は航空機用エンジンの高温部位に多く適用される Ni 基超合金の融点を超えている。そのため、これら部位においては、部品の温度を適用材料の耐用温度まで冷却する必要がある。

燃焼器のライナ (Liner) と呼ばれる部品では、図 3 に示すように、ニッケル基合金の壁に小さな冷却穴を設け、燃焼前の空気の層流で冷却する仕組みを採用している³⁾。小さな冷却穴は、レーザ加工、放電加工といった穴あけ技術により施工する。

(※1: 以前は米軍規格である MIL-HDBK-5 であったが、2006年に MMPDS に置き換わった。)

*原稿受付 平成25年12月3日

**正員 三菱重工業 Member, MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD

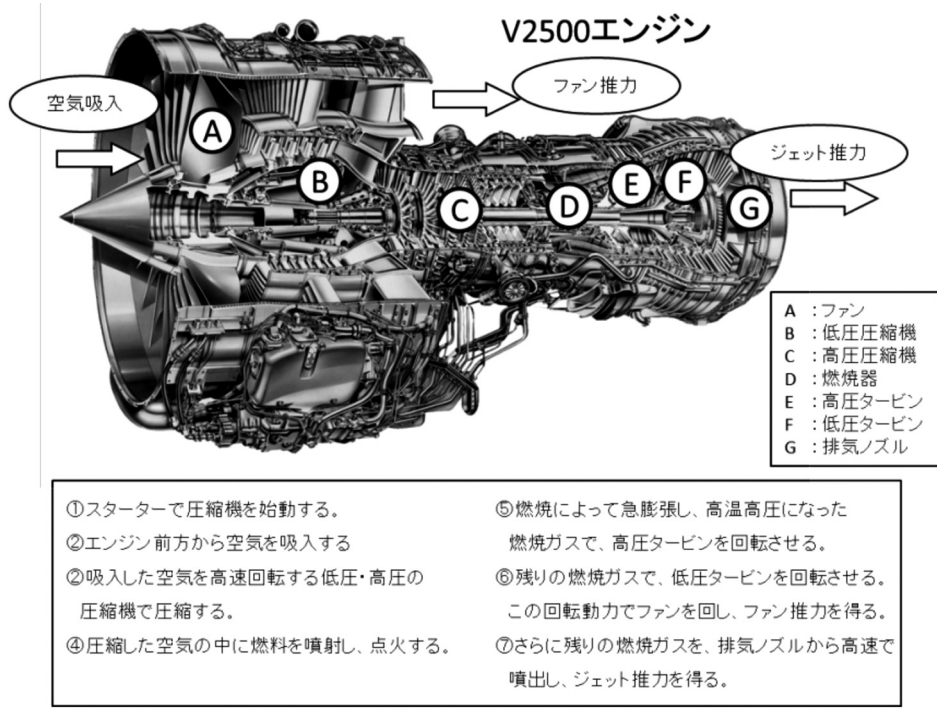


図1 航空機用エンジンの仕組み

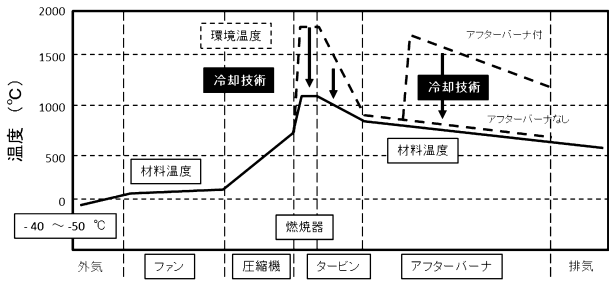


図2 航空機エンジン材料の使用環境

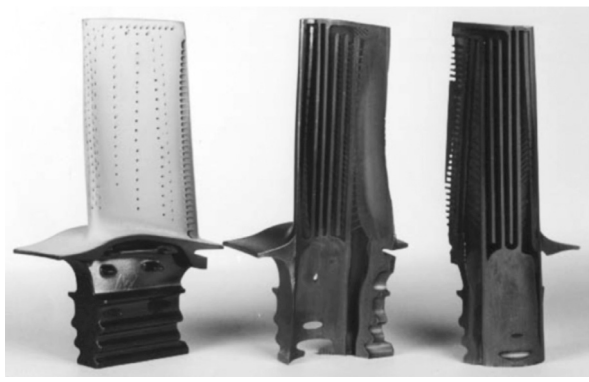


図4 代表的な航空機エンジンタービンブレード構造

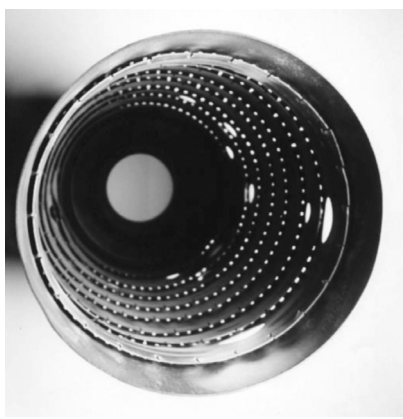


図3 代表的な航空機エンジンの燃焼器

同じく高温部であるタービンは、タービン入り口温度 (TIT : Turbine Inlet Temperature) はエンジン性能を表す代表的な指標でもあり、特に高圧タービン部においては様々な対策が取られている。図4³⁾に代表的な高圧タービンブレードの断面図を示す。ブレード内部に冷却通路を設けた構造である。表面は耐熱・耐酸化のコーティン

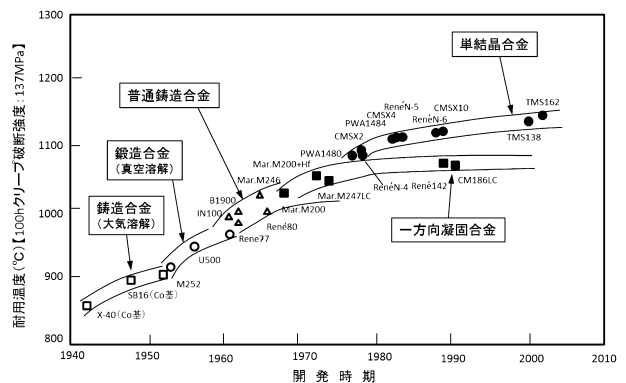


図5 航空機エンジン・タービン翼材料の開発推移

グが施される。また、タービンブレード基材の耐用温度向上も図られている。図5⁴⁾に航空エンジン・タービン翼材料の開発経緯を示す。クリープ強度向上を目標とし、普通鋳造合金 (CC : Conventional Casting) から一方凝固

表1 第二～第五世代単結晶合金

Alloy Generations	Cr	Co	Mo	W	Al	Ti	Ta	Hf	Re	Ru	ρ	
2 nd	CMSX-4	6.5	9.0	0.6	6.0	5.6	1.0	6.5	0.1	3.0	-	8.70
	PWA1484	5.0	10.0	2.0	6.0	5.6	-	9.0	0.1	3.0	-	8.95
	Rene' N5	7.0	8.0	2.0	5.0	6.2	-	7.0	0.2	3.0	-	8.63
3 rd	Rene' N6	4.2	12.5	1.4	6.0	5.75	-	7.2	0.15	5.4	-	8.98
	CMSX-10	2.0	3.0	0.4	5.0	5.7	0.2	8.0	0.03	6.0	-	9.05
	TMS-75	3.0	12.0	2.0	6.0	6.0	-	6.0	0.1	5.0	-	8.89
4 th	MX-4/PWA1497	2.0	16.5	2.0	6.0	5.6	-	8.3	0.15	6.0	3.0	9.20
	MC-NG	4.0	0	1.0	5.0	6.0	0.5	5.0	0.1	4.0	4.0	8.75
	TMS-138	3.2	5.8	2.9	5.9	5.8	-	5.6	0.1	5.0	2.0	8.95
	TMS-138A	3.2	5.8	2.9	5.6	5.7	-	5.6	0.1	5.8	3.6	9.01
5 th	TMS-162	3.0	5.8	3.9	5.8	5.8	-	5.6	0.1	4.9	6.0	9.04
	TMS-173	3.0	5.6	2.8	5.6	5.6	-	5.6	0.1	6.9	5.0	9.11
	TMS-196	4.6	5.6	2.4	5.0	5.6	-	5.6	0.1	6.4	5.0	9.01

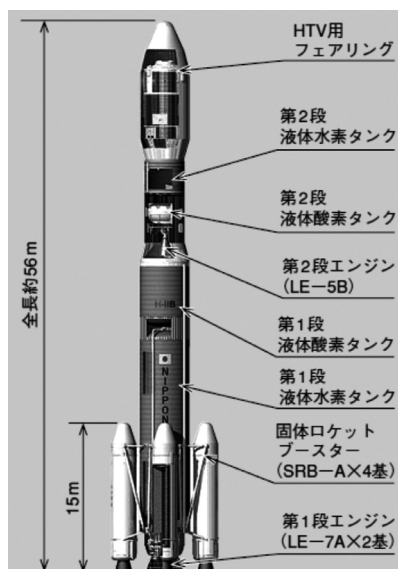


図6 H-IIIB ロケット概観

固精密鑄造合金 (DS: Directional Solidification), 更に, 単結晶精密鑄造合金 (SC: Single Crystal) へと変遷している。さらに近年では, 単結晶材の開発が盛んであり, 第一世代の単結晶合金から, Re を 3% 程度含む第二世代, Re を 5-6% 含む第三世代, Re に加え Ru を 2-4% 含む第四世代, Ru を 5-6% に増やした第五世代と開発が進んでおり, 耐用温度が向上している。主なニッケル基単結晶合金を表1⁹⁾に示す。

航空機用エンジンにおいて比較的低温部位に関しては, 軽量化が図られている。B787のエンジン GEnx では, 従来チタン合金が適用されるファンブレードに, 複合材 (前縁はチタンカバー付) が採用されている⁹⁾。同じく, GEnx の低圧タービンブレードでも全7段中, 後段の2段に TiAl 材が適用され, 軽量化している⁹⁾。

2.2 液体ロケットエンジン

H-IIA ロケットの増強型である H-IIIB ロケットの全体構造を図6に示す⁷⁾。機体はそのほとんどが液体ロケットエンジンの燃料である液体水素と液体酸素のタンクであ



図7 LE-7A



図8 LE-5B

り, 先端部のフェアリング内に人工衛星や HTV (このとり) を搭載する。燃料タンクは軽量化と共に剛性を必要とするため, アイソグリッド構造のアルミニウム合金 2219を適用している⁹⁾。液体水素および液体酸素のタンクの組み立てには, H-IIA ロケットでは多層の GTA 溶接を適用しているが, H-IIIB ロケットでは板厚増加への対応のため摩擦攪拌接合 (FSW) を適用している⁷⁾。

1 段エンジンには LE-7A (図7⁹⁾), 2 段エンジンには LE-5B (図8⁹⁾) という液体ロケットエンジンが, さら

表2 ロケットエンジン主要構成材料

合金系	合金名	Ni	Co	Fe	Cr	Mo	W	Nb	Ti	Al	Other
Ni	Inconel 718	Bal.	-	19.0	19.0	3.0	-	5.1	0.9	0.5	-
	Inconel 625	Bal.	-	2.5	21.5	9.0	-	3.7	-	-	-
	Inconel 600	Bal.	-	7.0	15.5	-	-	-	-	-	-
Co	Hayness 188	22.0	Bal.	2.0	22.0	-	14.5	-	-	-	-
Fe	A286	26.0	-	Bal.	15.0	1.3	-	-	-	-	-
	SUS347	10.0	-	Bal.	18.0	-	-	10xC	-	-	-
	SUS321	10.0	-	Bal.	18.0	-	-	-	6xC	-	-
Ti	Ti-5Al-2.5Sn ELI	-	-	-	-	-	-	-	Bal.	5.0	2.5Sn

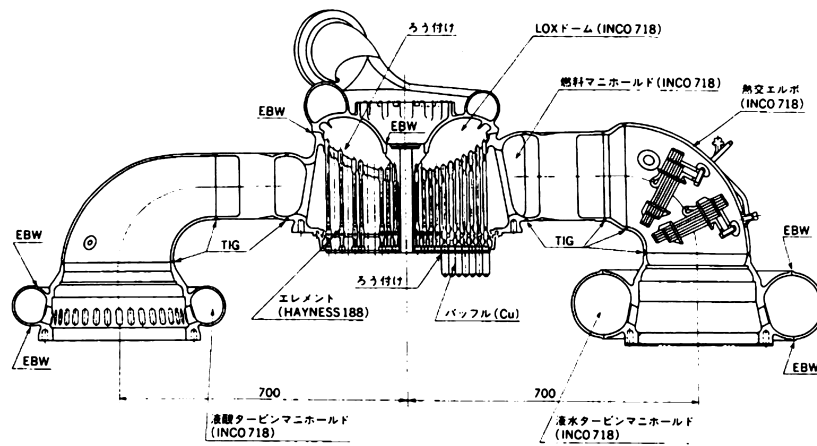


図9 主噴射器断面

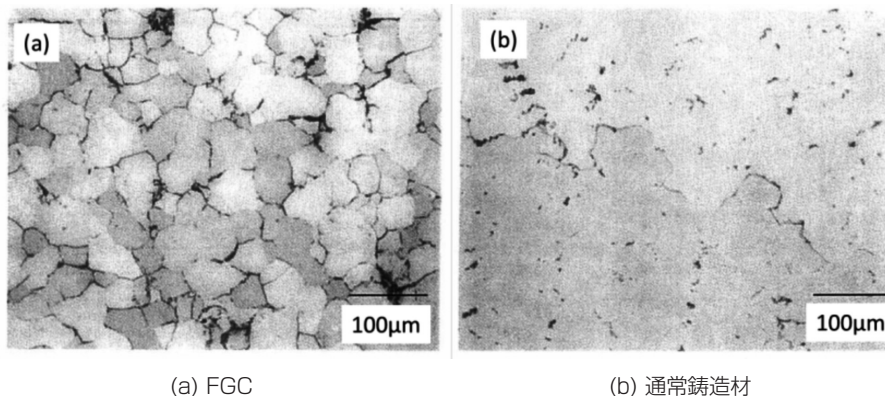


図10 FGC と通常鑄造材のミクロ組織例

に、補助エンジンとして固体ロケットブースター SRB-A を適用している。

液体ロケットエンジンに用いている主要構成材料を表2に示す。

全般的には、2段エンジンにはオーステナイト系ステンレス鋼を多用しており、より高強度を必要とする1段エンジンには Inconel718 を多用している。Inconel718 はその適用部位により、約950℃の溶体化処理を施して高強度とする部品、1000℃以上で溶体化処理を施して靱性を重視する部品等、その部品特性に応じて各種熱処理を適用している。

また、低温域での靱性面から、低温部のパルプやターボポンプインペラ等にはチタン合金 Ti-5Al-2.5Sn を適用している。

(1) 噴射器

噴射器断面図を図9に示す¹⁰⁾。噴射器は、推進剤である燃料の水素と酸化剤である酸素を混合する前の流れを厳密にコントロールする必要がある。このため酸素が流れる筒状のエレメント (Co合金 Hayness188) を噴射器本体 (Inconel718) に接合するには、高精度で部品を組み立てるために、ろう付を適用している。噴射器内部では薄い壁を隔てて、水素と酸素が存在しており、ここから噴射された水素と酸素が燃焼室で燃焼することになる。噴射器内で、水素と酸素が混ざると爆発を生じるため、ろう付部のシール性は特に重要である。

マニホールド部は压力容器として高強度が要求されるため、Inconel718の部品をGTA溶接や電子ビーム溶接で組み立てている。

(2) 燃焼室

燃焼室は燃焼ガス温度が3000℃レベルに達するため、

金属材料をそのまま適用することはできない。そこで、燃焼室は熱伝導特性に優れた Cu 合金とし、燃料である液体水素を利用した強制冷却構造を用いている。また、Cu 合金のみでは、燃焼室の高圧に耐えることが困難であるため、Inconel718 製の外筒により保持し、耐圧構造として成立させている。

LE-7A 燃焼室の外筒には一般的な Inconel718 鍛造材よりも高強度である微細結晶粒の鍛造材 (FGC: Fine Grain Casting) を適用している。FGC はスペースシャトルのメインエンジンにも適用されている材料である。FGC は、微細な組織を得るために、溶湯を固液共存域直上より凝固させて、鍛造・凝固時に核生成を促進させている。図 10 に FGC と通常の鍛造組織によるマイクロ組織の相違例を示す。一般的な鍛造材と比較し、かなり小さい結晶粒である。

Cu 合金製内筒と Inconel718 製外筒およびマニホールド類は電子ビーム溶接で組み立てている。

(3) ノズルスカート

燃焼ガスを噴出するノズルスカートは、析出硬化型の鉄基合金 A286 のチューブに液体水素を流す強制冷却構造をとっている。この構造は、外径がテーパ状に変化するチューブを数百本、精密にスカート状に配列して、雰囲気制御された炉中ろう付で組み立てている。

3. 材料特性と溶接性

3.1 オーステナイト系ステンレス鋼

航空機用エンジンおよびロケットエンジンにおいて、オーステナイト系ステンレス鋼 (以下 300 系ステンレス) は、良好な耐食性、良好な耐水素脆性を有していることから、他の鉄鋼材料と比べ、溶接部品として多く用いられている材料である。300 系ステンレスの溶接において発生しやすい欠陥として高温割れ (凝固割れ及び液化割れ) が挙げられる。300 系ステンレス鋼が高温割れしやすい要因は、フェライトに比べオーステナイトが、P, S といった不純物元素を固溶させることができないため、最終凝固部に不純物元素が偏析し、凝固割れを引き起こすからである。前述の AMS 規格ではオーステナイト系ステンレス鋼の一部で Premium Aircraft Quality 規格を制定している。Premium Aircraft Quality 規格においては、日本工業規格 (JIS) と比べ、不純物量および介在物量を厳しく制限している。このように厳格に管理された材料を用いることで、材料面から高温割れ発生を抑制する場合もある。

また、300 系ステンレス鋼の溶接部において考慮すべき事象として、Weld decay (ウェルドディケイ) が挙げられる。これは、溶接熱影響部において Cr 炭化物が結晶粒界への析出による鋭敏化である。そのため、溶接組み立てを行う製品に対しては、安定化ステンレス鋼 (321, 347) もしくは低炭素のステンレス鋼 (304L 等) を用いることを推奨する。

3.2 ニッケル基合金

航空・宇宙機器において、高温かつ高強度が必要とされる部位には、ニッケル基合金を適用している。ニッケル

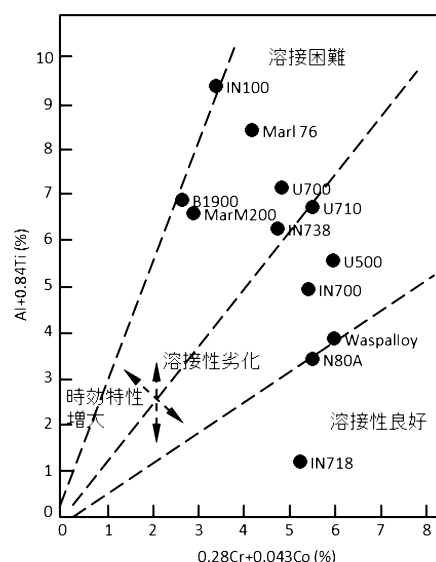


図 11 Ni 基合金の溶接性

ル基合金は大別すると、非析出硬化型と析出硬化型に分類することができる。さらに、析出硬化型は、Al および Ti を添加した γ' 析出型と Nb を添加した γ'' 析出型に細分化できる。

Hastelloy X や Inconel600 に代表される非析出硬化型の溶接性は、300 系ステンレス鋼と同等の溶接性を有しており、高温割れ (凝固割れ、液化割れ) の原因となる不純物量や結晶粒度が適切な素材を用いることで良好な溶接部を得ることができる。

γ' 析出型の溶接性の一例として、図 11¹¹⁾ に Ni 基合金の溶接性を (Al+0.84Ti) % と (0.28Cr+0.043Co) % で定性的に整理した結果を示す。同一 (0.28Cr+0.043Co) % であれば、(Al+0.84Ti) % の増大に従って溶接割れが発生しやすくなることが示されている。Al と Ti の増大、即ち、 γ' 析出に関係する元素の含有量が増えるにつれて溶接性が悪くなる。 γ' は、高温で安定な相であるため、 γ' 析出型の合金は溶体化温度が高く、1200°C を超えるものが多い¹¹⁾。高温まで強度を有する素材であるため、結果として変形能が小さく、相対的に強度が小さい部位 (溶接過程では最終凝固部や HAZ の粒界、溶接後熱処理過程では溶接部近傍の粒界) に溶接ひずみ加わり、割れが発生してしまうと考えられる。このように、高 (Al+Ti) 材料は溶接割れ感受性は、材料特性上不可避であることから、構造物として溶接組み立てを行うことは非常に稀である。

γ'' 析出型の代表である Inconel718 は極低温から中温域 (700°C 程度) まで優れた強度特性を有する上、 γ' 析出型に比べ、良好な溶接性を有することから、液体ロケットエンジンにおいても航空機エンジンにおいても多くの溶接構造部品として用いている。Inconel718 の比較的良好な溶接性は γ'' に由来するものと考えられる¹²⁾。Inconel718 の熱処理時間と硬さの関係を図 12¹³⁾ に示す。10 時間を超える熱処理を施さなければ、Inconel718 の最高硬さに到達しない。即ち、 γ'' は析出に時間を要する相であることが示されている。また、Inconel718 は

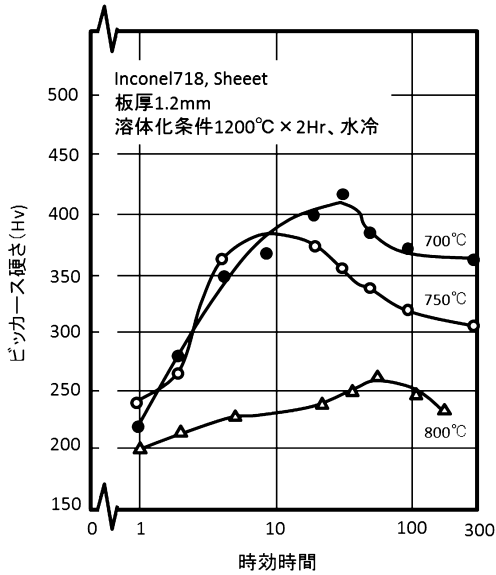


図12 Inconel718 の硬さに及ぼす時効条件の影響

表3 熱起電力と溶接ビードの曲りの関係

材料の組み合わせと熱起電力極性	800°Cにおける熱起電力(mV)	溶接ビードの曲り方向	溶接ビードの曲り(mm)	
			A	B
Cu(+)/SUS304(-)	5.5	中心	0	0
SUS403(+)/SUS304(-)	9.5	SUS403側	0.64	7.20
SUS304(+)/Ni(-)	16.5	SUS304側	0.83	9.30
Cu(+)/Ni(-)	22.0	Cu側	1.89	10.50
SUS403(+)/Ni(-)	25.0	SUS403側	1.80	11.00

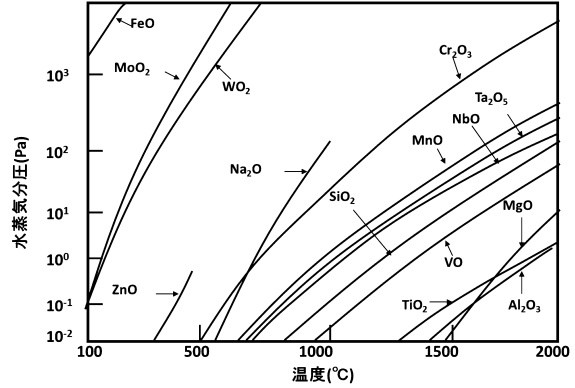
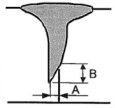


図14 金属-金属酸化物の酸化還元平衡

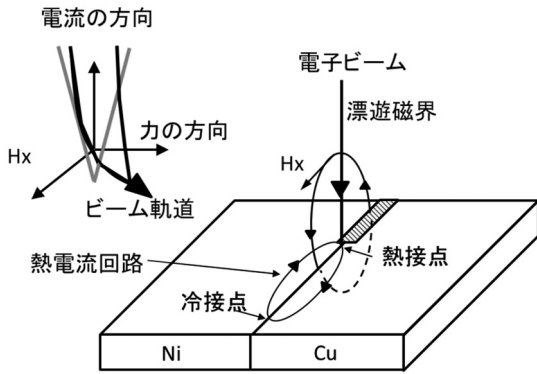


図13 電子ビーム起動に及ぼす磁界の影響

の曲りを考慮しなければならない。漂遊磁界とは、被溶接材料の開先部に熱接点と冷接点が生じ、この間に発生する熱起電力によって電流が流れ、この電流が作る磁界のことである(図13参照)。表3に各種材料組み合わせにおける熱起電力と溶接ビードの曲りとの関係を示すが¹⁴⁾、Cu合金とInconel718との異材溶接においても、照射ビームの狙い位置を開先直上に設定した場合には開先部に形成する溶接ビードが曲ることが予想できる。従って、異材電子ビーム溶接を行う場合には、このような漂遊磁界による照射ビームの偏向、さらには、両材料間の熱伝導特性を十分に考慮して、照射ビームの狙い位置や被溶接物との距離を設定することが重要となる。

3.4 ろう付性

航空宇宙機器では、溶接の他、ろう付も多く適用している。一般的に、ろう材のぬれを阻害する物として酸化物が挙げられており、ろう付の際には、ろう付加熱サイクル全域にわたって、接合すべき部材の表面を酸化させず、いかに清浄に保つかが重要である。炉中ろう付において材料表面の清浄度を保つためには、炉内の酸化性ガス分圧を低下させる必要がある。酸化性ガス分圧を低下させる方法としては、炉内を高真空にするという方法すなわち真空ろう付を多くの場合適用する。真空ろう付の要点は、炉内の水蒸気分圧の管理である。図14¹⁵⁾は、縦軸が水蒸気分圧、横軸に温度をとり、金属-金属酸化物の酸化還元平衡をグラフに表したものである。グラフ中には各種金属酸化物の酸化還元平衡曲線が存在するが、線の左上の領域(状態)は、その酸化物が安定に存在することができる条件範囲であり、右下の領域(状態)は、酸化物が還元され、存在することができない条件範囲であるということを示す。また、各種金属酸化物の酸化還元平衡曲線同士は、このグラフにおいてその線が右下にあるほど、その酸化物は高温・高真空下(低水蒸気分圧下)でも安定に存在できるという関係があるということ

約950°Cの溶体化熱処理で軟化することから、この時 γ'' は固溶すると考えられる。従って、溶接する際、強化相である γ'' が無い状態で溶接施工が可能であるため、 γ'' 析出強化型のニッケル基合金は、非析出硬化型のニッケル基合金と同様良好な溶接性を有していると考えられる。

3.3 異材溶接性

電子ビーム溶接の特徴の一つに異種金属の溶接が他の溶接法に比べて比較的容易であることが挙げられる。前述のロケットエンジン燃焼室においてもCu合金製内筒とInconel718製外筒及びマニホールドの組み立てに電子ビーム溶接を適用している。

このような異材の電子ビーム溶接を図面等で指示する際、溶接割れが発生しない組み合わせであるかどうかという点は材料選定という面では重要なポイントの一つである。例えばNi基合金と鉄鋼材料を溶接する場合、熔融金属の組成は、オーステナイト系ステンレス鋼を超えるNi量になる。したがって、鉄鋼材料側の不純物元素量がNi基合金相当でなければ、高温割れ(凝固割れ)を生じる可能性が非常に高くなる。

また、溶接施工の面からは漂遊磁界による電子ビーム

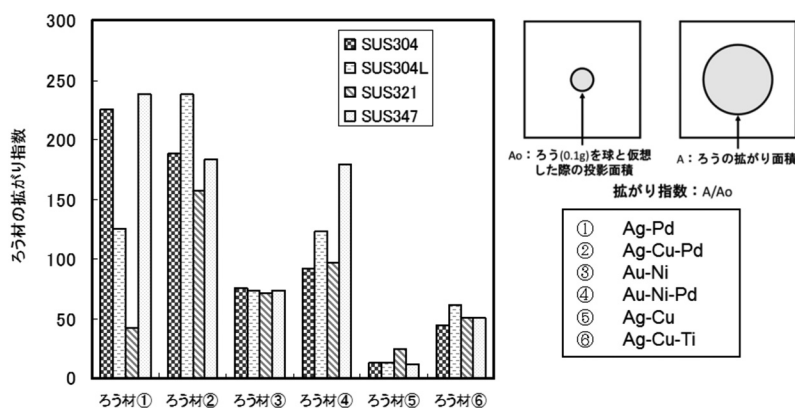


図15 ステンレス鋼上のろう材の拡がり指数

を示す。

Ti や Al など含まないステンレス鋼 (例: SUS304) や耐熱合金 (例: Inconel600, Hastelloy X) は一般に最も高温・高真空下で安定な酸化物は Cr_2O_3 であるため、その曲線より右下側の領域、つまり、 Cr_2O_3 の還元域でろう付を行えばよいことになる。

一方、Ti や Al を含むステンレス鋼 (例: 321) や耐熱合金 (例: IN713C) の場合、素材の表面には Cr_2O_3 の他に TiO_2 や Al_2O_3 といった Ti および Al の酸化物も存在する。金属-金属酸化物の酸化還元平衡図において Ti および Al の酸化還元平衡曲線はグラフの右下に存在しており、Ti や Al の酸化物は高温高真空下で安定に存在し得る。これが Ti や Al を含む合金のぬれ性は良くないと言われている所以である。その対策として、例えば、航空宇宙関係ろう付公用スペック AMS2675 には、Ti や Al を含有する Fe 基および Ni 基超合金にはその含有量に応じて適切な厚さの Ni めっきを施すことが規定されている。

図15⁶⁾にオーステナイト系ステンレス鋼に対するろう材のぬれ広がり性を評価した結果を示す。Ti を含む 321 ステンレス鋼では、ぬれ広がるろう材 (Au-Ni, Au-Ni-Pd) とぬれ広がらないろう材 (Ag-Pd) が存在する。このように、ろう材と母材の組み合わせ次第ではろう材が流れない、即ち、ろう付ができない場合がある。ろう付を行う場合は、ろう材の選定および母材の選定に注意する必要がある。

4. おわりに

航空機用エンジンおよびロケットエンジンを中心に、適用材料および溶接・接合性に関し、概略を紹介した。

航空宇宙の分野においては、本報告でも一部述べたとおり、軽量化および高温化がキーワードとなり、材料開発/材料技術開発が進んでいくと推測される。我々もこの流れに乗り遅れることなく、材料・溶接技術者として、航空・宇宙分野の発展に貢献していきたい。

最後に参考にさせていただいた各文献の著者の皆様に御礼申し上げます。

参考文献

- 1) 日本航空宇宙学会編：航空宇宙工学便覧，(1992)。
- 2) 服部博：航空エンジン材料の熱処理技術 (1) - 材料の概要と適用される熱処理技術 -，熱処理44巻2号 (2004)，69-75。
- 3) Tony Giampaolo: Gas Turbine Handbook: Principles and Practices 3rd Edition (2006)。
- 4) 服部博：航空エンジン材料の熱処理技術 (2) - Ni 基耐熱合金および Ti 合金の鋳造材の熱処理 -，熱処理44巻3号 (2004)，141-149。
- 5) Akihiro SATO, Hiroshi HARADA, An-Chou YEH, Kyoko KAWAGISHI, Toshiharu KOBAYASHI, Yutaka KOIZUMI, Tadaharu YOKOKAWA, and J-X.ZHANG: A5th Generation SC Superalloy with Balanced High Temperature Properties and Processability, Superalloys 2008 132-138。
- 6) 藤村哲司，西川秀次，守屋信彦，今村光男：GENx エンジンの開発，IHI 技報 Vol.48 No.3 (2008)，153-158。
- 7) 二村幸基，後藤智彦，近藤晋司，穎川健二，中村富久，有田誠：H-IIB ロケットの開発状況，三菱重工技報 Vol.45 No.4 (2008)，17-20。
- 8) 井上実：ロケット材料と加工に関する最近の進歩 日本金属学会会報 Vol.23 No.11 (1984) 891。
- 9) 松山行一，伊藤隆，大東弘幸，安井正明，真子弘泰：H-IIA 用ロケットエンジンの開発，三菱重工技報 Vol.39 No.1 (2002)，8-11。
- 10) 安藤 清，北出正司，長谷川恵一，坂本光正，福島幸夫：H-II ロケット主エンジン LE-7 の高温構造設計，三菱重工技報 Vol.31 No.6 (1994) 423-426。
- 11) M.H. Haafkerns and J.H. GMatthey: A New Approach to the Weldability of Nickel-base as Cast and Powder Metallurgy Superalloys Welding Journal Vol.61 No.11 (1982) 25。
- 12) Aerospace Structural Material Database, Nickel Alloy Inconel718。
- 13) Observations on Intermetallic Compound and Carbide Precipitation in Two Commercial Nickel-Base Alloys, *Journal of Less-Common Metals*, Vol.27, (1972), 17-26。
- 14) 渡辺潔，志田朝彦，鈴木宗伸，岡村久宣，妹島五彦：電子ビーム溶接の欠陥発生および防止に関する研究 (第2報)，溶接学会誌 Vol.44 No.2, (1973), 121-127。
- 15) American Welding Society: Welding Handbook 7th edition (1978), 370。
- 16) 平松範之，他：ステンレス鋼に対するろう流れ性検討，ふれいず 第43巻114号 (2009)，23-29。