

連携記事

ロケットエンジン用材料とその力学特性評価

— 宇宙関連材料強度データシートのはじまりと現状 —

Materials Used for Japanese Rocket Engines and Evaluations of their Mechanical Properties

— The Beginning and The Present Status of Space Use Materials Strength Data Sheets —

国立研究開発法人
物質・材料研究機構
主任研究員

小野嘉則
Yoshinori Ono

国立研究開発法人
物質・材料研究機構
主任研究員

由利哲美
Tetsumi Yuri

国立研究開発法人
物質・材料研究機構
NIMS 招聘研究員

緒形俊夫
Toshio Ogata

国立研究開発法人
宇宙航空研究開発機構
研究員

長尾直樹
Naoki Nagao

国立研究開発法人
宇宙航空研究開発機構
主任開発員

堀 秀輔
Shusuke Hori

国立研究開発法人
宇宙航空研究開発機構
主任開発員

竹腰正雄
Masao Takegoshi

1 緒言

H-IIAおよびH-IIBロケットは、現在我が国の基幹ロケットである。2014年12月3日にはH-IIAロケット26号機ではやぶさ2の打ち上げに成功した。2015年3月26日現在では、同28号機の打ち上げに成功し、その成功回数は通算27回、H-IIBは通算4回成功している。成功率は、H-IIAロケットで96.4% (7号機以降は22機連続成功)、H-IIBロケットで100%であり、世界トップレベルの優れた打ち上げ実績を上げている。

宇宙航空研究開発機構 (JAXA) と物質・材料研究機構 (NIMS) では、H-IIAおよびH-IIBロケットの信頼性向上を目的として、液体水素燃料ターボポンプ (Fuel Turbo Pump (FTP)) をはじめ、ロケットエンジンに使用される金属材料の特性評価を行ってきた。この関係は、1999年11月にH-II 8号機の打ち上げが失敗した後、金属材料技術研究所 (現NIMS) がその原因究明の一端を担ったことがきっかけで始まり、これまで約15年間続いている。当時の事故調査の結果、FTPのTi-5Al-2.5Sn ELI合金製のインデューサの一部が疲労破壊したことが明らかになった^{1,2)}。また、調査の中で、破面形態の判断や破壊応力の解析結果と設計応力を比較するための参考資料として、材料特性データや破面写真が必要となった。しかし、実機材料に関しては、特性データをはじめとする種々の情報が不十分であることが判明した。これは、液体水素を用いるエンジン関連材料の液体水素温度 (20 K) の極低温をはじめとする極限環境特性は、国内では試験が難

しくコストがかかるため、多くの場合、NASA等から公表されているデータや国内で報告されていた液体ヘリウム温度 (4.2 K) での試験データを参照して設計していたからである。そのため、実機材料の特性や各種情報を収集する必要性が高まり、ロケットエンジン関連材料の力学特性評価を行うことになった。取得したデータは、国産ロケット関連機関、材料メーカーの方々ならびにNIMS関係者によって構成された宇宙関連材料強度特性データ整備委員会で詳細に検討された後、強度余裕評価や設計 (改良) に使用される。また、その一部はNIMS宇宙関連材料強度データシート (表1) ならびに破面写真集として公開している^{3,4)}。

また、最近では、2013年5月に内閣府宇宙政策委員会で新型基幹ロケットの開発に着手することが決定されたこととともない、新型ロケットエンジンへの適用が考えられている材料の評価計画も進み、NIMSではすでに一部評価を開始している。

本記事では、まず、NIMSでこれまでに評価してきたロケットエンジン材料とその特性評価に使用した試験設備、特に極低温疲労試験設備について紹介する。そして、最近のロケットエンジン材料に関する研究として、(1) 20 Kガスヘリウム環境における力学特性評価、(2) チタン合金の高サイクル疲労特性に及ぼす平均応力 (応力比) の影響、(3) Alloy718母材と電子ビーム溶接 (EBW) 材の高サイクル疲労特性について簡単に紹介させて頂く。

表1 これまでに発刊した宇宙関連材料強度データシート一覧。掲載されている材料とその使用部位、評価した特性、試験温度を示している

主要 元素	材料		No.	発刊年	特性	試験温度 / K	使用 部位
—	Data Sheet Program		0	2003	—	—	
Ti	Ti-5Al-2.5Sn ELI 合金鍛造材	φ180	1	2003	引張、破壊靱性、高サイクル疲労 ($R=0.01$)	4, 20, 77, 293	ターボ ポンプ
					シャルビー衝撃	4, 77, 293	
			1 Supple- ment	2006	高サイクル疲労 ($R=0.01$)	4, 20, 77, 293	
			14	2010	疲労き裂進展	20, 293	
		φ160	3	2004	引張、破壊靱性、高サイクル疲労 ($R=0.01$)	4, 20, 77, 293	
					シャルビー衝撃	4, 77, 293	
	Ti-6Al-4V ELI 合金鍛造材	φ300	23	2015	引張、破壊靱性、高サイクル疲労 ($R=0.01$)	20, 77, 293	
Ni	Alloy 718 板材 - 1228 K 溶体化 処理 -	溶接材	2	2003	引張、破壊靱性 低サイクル疲労	77, 298 77, 113, 298	燃焼室、 配管、 噴射器、 マニホー ルド など
			20	2013	引張、破壊靱性、高サイクル疲労 ($R=-1$)	77, 293, 873	
		母材と 溶接材	21	2014	高サイクル疲労 - 切欠きの影響 - ($R=-1$)	77, 293, 873	
			22	2014	疲労き裂進展	77, 293, 873	
	Alloy 718 板材 - 1318 K 溶体化 処理 -	母材と 溶接材	4	2004	引張、高サイクル疲労 ($R=-1$) 破壊靱性	77, 113, 293, 873 77, 293, 873	
			8	2006	高サイクル疲労 - 切欠きの影響 - ($R=-1$)	77, 293, 873	
		母材と 溶接材	9	2006	疲労き裂進展	77, 293, 873	
			24	2015	引張、破壊靱性 高サイクル疲労 ($R=-1$)	20, 77, 293, 873 77, 293, 873	
	Alloy 718 鍛造材		5	2005	引張、破壊靱性、高サイクル疲労 ($R=0.01$) シャルビー衝撃	4, 20, 77, 293, 767 4, 77, 293	
			15	2010	疲労き裂進展	77, 293, 767	
	Alloy 718 精密鍛造材		10	2007	引張、破壊靱性、高サイクル疲労 ($R=0.01$) シャルビー衝撃	4, 20, 77, 293, 767 4, 77, 293	
			18	2011	疲労き裂進展	20, 77, 293, 767	
	Alloy 247 LC 一方凝固材		16	2010	引張、高サイクル疲労 ($R=0.01$)	293, 800	
Fe	Alloy A286 鍛造材		6	2005	引張、高サイクル疲労 ($R=0.01$) シャルビー衝撃	4, 20, 77, 293, 873 4, 77, 293	ターボ ポンプ
					破壊靱性	4, 20, 77, 293	
	304L 鍛造材		7	2006	引張、高サイクル疲労 ($R=0.01$) シャルビー衝撃	4, 20, 77, 293, 773 4, 77, 293	
					破壊靱性	4, 20, 77, 293	
Co	Alloy 188 棒材		11	2008	引張、高サイクル疲労 ($R=-1$) シャルビー衝撃	77, 293, 750 77, 293	噴射器
Al	A356-T6 鋳造材		12	2009	引張、破壊靱性、高サイクル疲労 ($R=0.01$)	20, 77, 293	ターボ ポンプ
			17	2011	疲労き裂進展	20, 77, 293	
			17 Supple- ment	2011	疲労き裂進展	20, 77, 293	
Cu	Cu-Cr-Zr 鍛造材		13	2009	引張、低サイクル疲労 (三角波) クリープラプチャー	293, 773, 823, 923	燃焼室
					低サイクル疲労 (引張保持)	773, 823, 923	
					低サイクル疲労 (圧縮保持)		
			19	2012	クリープ	773, 823, 923	

2 ロケットエンジンに使用される材料

H-IIAおよびH-IIBロケットの燃料は、液体水素 (20 K) と液体酸素 (90 K) である。これらの燃料に曝される部分は低温に、燃焼ガスに曝される部分は高温になる。Techno Scopeの図1に模式図が示されているので参照頂きたい。表1にも示している通り、エンジン材料としては、Ni基、Fe基、Co基の各種超合金、Ti合金、Al合金、Cu合金、鉄鋼材料 (オーステナイト系ステンレス鋼) といった多種の金属材料が用いられており、部位によって鍛造材、鋳造材、板材およびその溶

接材が適材適所に使用されている^{5,8)}。以下、NIMSで評価した材料について少し紹介する。

Ni基超合金であるAlloy718は、極低温から中温域 (700℃程度) まで優れた強度特性を示し、かつ良好な溶接性を有することから、ロケットエンジンに多用されている⁵⁾。燃料の水素と酸化剤の酸素を適切な割合で噴霧混合する噴射器の本体、混合された燃料と酸素が燃焼する燃焼室の外筒、ならびに燃料が分岐・合流する部分であるマニホールド部など、強度が必要な部分に溶接構造部材として用いられている^{5,8)}。また、LE-7Aエンジンの液体酸素ターボポンプのインデュー

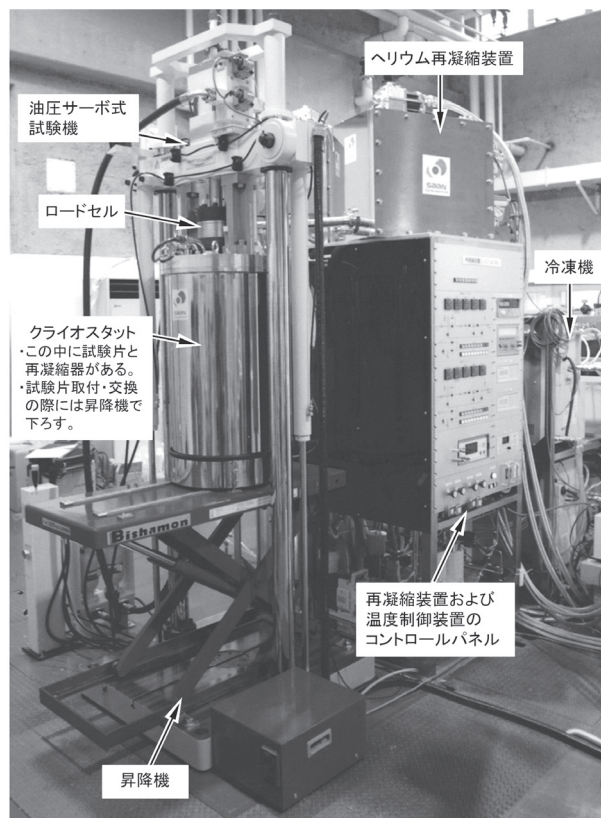


図1 極低温疲労試験設備の外観写真

サ、ターボポンプのタービンディスク材料として同合金鍛造材が使用され、液体酸素側ターボポンプのインペラには鋳造材が使用されている⁷⁾。ターボポンプのタービン動翼にはAlloy247LCの一方凝固材が使用されている⁷⁾。

燃焼室は、燃焼ガスが3000℃レベルに達するため、外筒にAlloy718のみをそのまま適用できない。そのため、燃焼室内筒には熱伝導特性に優れたCu合金が使用されており、燃料である液体水素を利用した再生冷却構造が用いられている⁵⁾。

そして、緒言でも述べたように、LE-7Aエンジンの液体水素ターボポンプのインデューサおよびインペラには、Ti-5Al-2.5Sn ELI鍛造材が用いられている⁷⁾。

基本的には、Aerospace Material Specifications (AMS) に準拠した材料が用いられている。これらの材料は、使用される部位の温度・負荷環境に応じて、実際の使用温度およびその周辺温度での引張特性、破壊靱性、低サイクル疲労特性（ひずみ制御）、高サイクル疲労特性（荷重制御）、疲労き裂進展特性、クリープ特性のデータ取得が求められる。

3 特性評価に用いている設備

本活動の当初は、事故の影響もあり、主に極低温環境下の特性データを取得した。その際には、1983年に超電導利用技

術開発に伴う極低温用構造材料の研究に関連して、金属材料技術研究所（現NIMS）に設置された液体ヘリウム環境下（4.2 K）で試験ができる設備⁹⁾を使用した。その設備は、ヘリウム再凝縮装置を備えていたため、液体ヘリウム環境下で長時間連続試験が可能であった⁹⁾。しかし、老朽化が激しかったため、2002年に現在の設備に更新した（図1）。新たに導入された設備も基本的な構造は同じである。新しい設備では、試験片周囲を銅製の容器で囲い、その容器に取り付けたヒーターでその空間の温度調節がしやすいようにしている。そのため、例えば液体水素温度（20 K）をガスヘリウム環境で達成することができ、かつ長時間の試験が可能となっている¹⁰⁾。ヒーターの調節により、20 Kに関わらず温度調節も可能である。最近NIMSでは、20 Kでの特性評価の高効率化と低温工学における新たな知見蓄積の観点から、20 Kガスヘリウム環境での試験を行っている。同じ20 Kでもヘリウムガスと液体水素では冷却能力が異なり、それが特性値に影響することが考えられるため、20 Kガスヘリウム環境取得したデータは、常に20 K液体水素中で取得したデータと比較を行っている。その例は、4.1で紹介する。なお、液体水素中での試験は、新日鐵住金株式会社に設置してある日本で唯一の貴重な試験機を用いて行っている¹¹⁾。

極低温における高サイクル疲労試験や疲労き裂進展試験のような長時間試験を行う際には、試験温度はもちろん、試験設備の状態を長時間安定して維持するために、冷却系や油圧源を含む試験機の周辺機器のメンテナンスには常に配慮している。また、極低温下で変位計を使用する際には、試験温度でのキャリブレーションを行う。とにかく安定した試験設備での精度よいデータ取得に努めている。そしてこの達成を支えているのは、1983年に極低温設備が導入されて以降、蓄積されてきた沢山の知見やノウハウに他ならない。

一方、ロケットエンジン材料に関しては、前述したように高温に曝されるものもある。それらの材料は、NIMSの疲労データシートならびにクリープデータシートの関係者に多大な協力を得ながら特性評価を行っている。さらに、最近では、高圧水素ガス環境下における材料特性評価の要求も高い。これは、エンジンの中で、高温高圧水素ガス環境に曝される材料があり、それらの水素脆化に関する知見が重要となるからである。この場合には、水素ガス環境下で簡便に試験を実施できる設備¹²⁾を使用して対応している。

4 ロケットエンジン材料の研究紹介

本章では、ロケットエンジン材料評価活動における最近の研究トピックスを簡単に紹介する。

4.1 20 Kガスヘリウム環境における力学特性評価

前述したように、NIMSでは、20 Kガスヘリウム環境における力学特性評価を行っている¹⁰⁾。図2は、Ti-6Al-4V ELI合金を20 Kヘリウムガス中と20 K液体水素中で引張試験した時の応力-ひずみ線図を示す。両環境下で使用した試験片形状は同じである。またヘリウムガス中では、試験片平行部にSiダイオード温度計を取り付けて温度測定を行った。ヘリウムガス中では、塑性変形領域に入ったあたりからセレーションが起これ、ひずみ量の増加に伴い、荷重（応力）緩和量が大きくなっている。また、このセレーションが試験片温度の上昇に関連して生じていることが確認される。一方、液体水素中では、破断までセレーションは起これない。これは液体水素の方がガスヘリウムに比べて冷却能力が高く、試験片の温

度が試験中も一定に保たれるためと考えられる。数本の引張試験の結果、Ti-6Al-4V ELI合金では、20 Kヘリウムガス中において、0.2%耐力、伸び、絞りとは20 K液体水素中とほぼ同等の値を示し、引張強度は、液体水素中に比べて少し低めになることが分かった。また、破壊靱性および高サイクル疲労特性については、環境の違いによる差は確認されなかった¹³⁾。低温でも試験中に大きな塑性変形を示す材料、あるいはひずみ制御の低サイクル疲労試験のように塑性ひずみを導入する試験では、環境により特性に違いが出てくる可能性があるもので、今後も両環境での評価データを蓄積していく。

4.2 チタン合金の高サイクル疲労特性に及ぼす平均応力（応力比）の影響

Techno scopeでも紹介してあるように、液体水素ターボポンプは大量の液体水素を吸い込んで昇圧する役割を果たす。インデューサは、ポンプ側回転部品であり、遠心力に加えて圧力差に起因する大きな曲げ応力が翼の付け根に発生する¹⁴⁾。そのため、低温の高サイクル疲労特性に及ぼす平均応力（応力比）の影響を把握することが重要である。図3は、代表的なチタン合金であるTi-6Al-4V ELI合金鍛造材（a）と実際にインデューサに用いられているTi-5Al-2.5Sn ELI合金鍛造材（b）の 10^7 回までの疲労特性について、室温と77 Kにおける平均応力の影響を調査した結果である¹⁵⁾。S-N線図については文献^{15,16)}を参考にして頂きたい。図は疲労限度線図であり、この場合、 10^7 回疲労強度と平均応力の関係、および修正Goodman線図を破線で示している。修正Goodman線図は、 $\sigma_a = \sigma_{w,R=-1} (1 - \sigma_m / \sigma_B)$ で表される。ここで、 σ_a は 10^7 回疲労強度、 $\sigma_{w,R=-1}$ は $R = -1$ 試験の 10^7 回疲労強度、 σ_m は平均応力である。修正Goodman線を用いれば、多くの材料

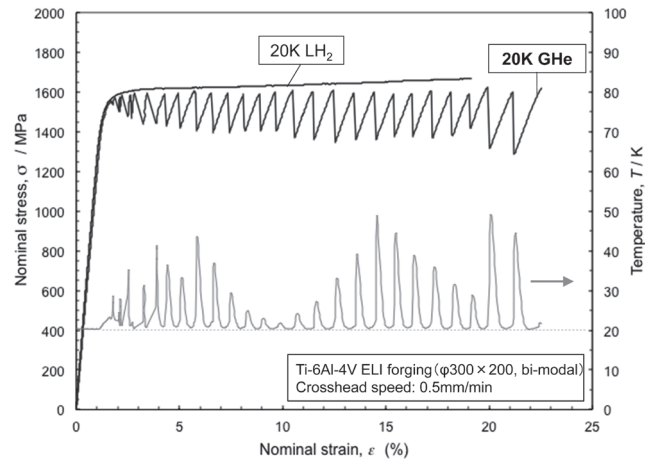


図2 Ti-6Al-4V ELI合金鍛造材（bi-modal組織）の20 K液体水素（LH₂）およびガスヘリウム（GHe）環境下の引張試験において得られた応力-ひずみ線図。GHe環境下では試験片表面の温度を測定し、発熱が確認された。

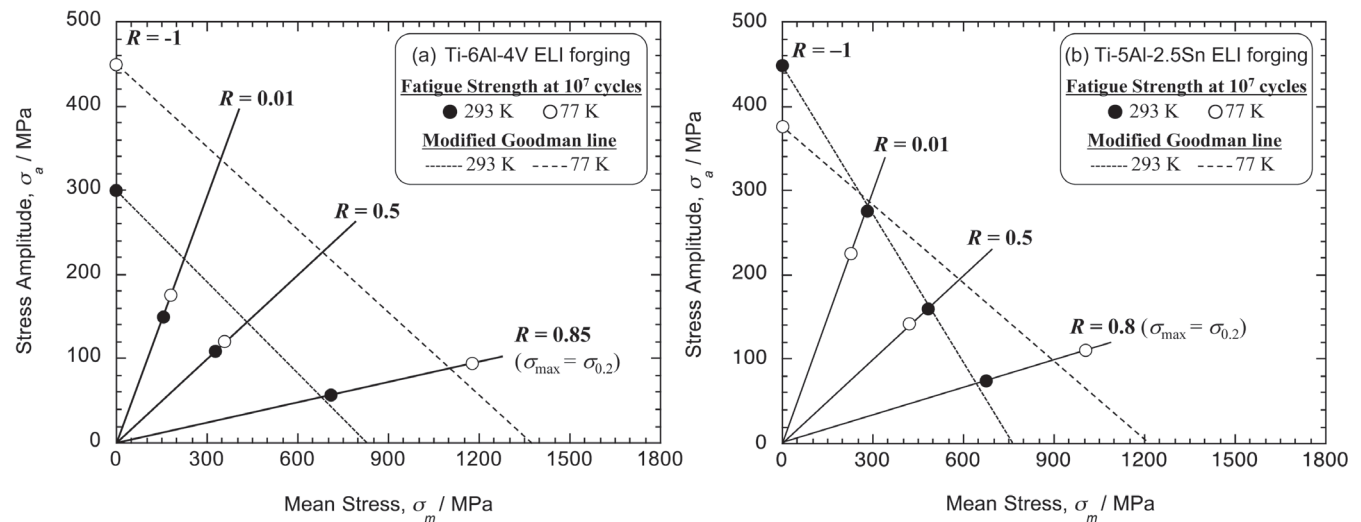


図3 Ti-6Al-4V ELI合金鍛造材（a）とTi-5Al-2.5Sn ELI合金鍛造材（b）の室温と77 Kにおける疲労限度線図。高サイクル疲労試験時の周波数は10あるいは15 Hz

について、平均応力が負荷された状態での疲労強度について安全側の推定ができることが知られている。

Ti-6Al-4V ELI 合金 (a) において、室温の場合、修正グッドマン則による予測は、 $R = 0.85$ 付近では安全側になるものの、 $R = 0.01$ と 0.5 では危険側になる。同合金における室温でのこのような特異な平均応力依存性は、過去にも報告されている¹⁷⁻¹⁹⁾。77 K では、修正 Goodman 線図を作図する上で重要となる引張強度と $R = -1$ の 10^7 回疲労強度は室温に比べて高くなり、その結果、修正 Goodman 線図は高応力、高応力振幅側にほぼ平行移動している。室温と同様に $R = 0.85$ 付近では安全側になっている。しかし、 $R = 0.01$ と 0.5 では疲労強度が室温よりも少し高い程度になり、77 K の修正 Goodman 線図は、室温に比べてより危険側の予測を与えることがわかる。すなわち、Ti-6Al-4V ELI 鍛造材では、高サイクル疲労強度の特異な平均応力依存性が確認され、その特異性は低温でより顕著になる傾向があることがわかった。

Ti-5Al-2.5Sn ELI 合金 (b) については、室温の場合、 10^7 回疲労強度は修正グッドマン線上にほぼ位置しており、いずれの応力比においても修正グッドマン則で予測可能であることがわかる。一方、77 K では、修正 Goodman 線図を作図する上で重要となる引張強度は室温に比べて高くなるものの、 $R = -1$ の 10^7 回疲労強度は室温に比べて低くなっている。さらに、 $R = 0.01$ と 0.5 でも疲労強度は室温に比べて低くなっており、静的強度の上昇に見合う疲労強度の上昇が見られない。77 K における修正 Goodman 線図は $R = 0.8$ 付近の高応力比側では安全側の評価になるものの、 $R = 0.01$ と 0.5 では危険側の予測を与えることがわかる。Ti-5Al-2.5Sn ELI 合金では、77 K において、引張-引張荷重下での 10^7 回疲労強度が、疲労限度線図から予測される強度よりも低くなる傾向は Ti-6Al-4V ELI

合金と同じであるが、 $R = -1, 0.01, 0.5$ の高サイクル疲労特性の温度依存性が異なると言える。Ti-5Al-2.5Sn ELI 合金では、低温での疲労における変形・破壊に双晶変形が関与しているため²⁰⁾、このことが本合金における高サイクル疲労特性の温度依存性に関係しているのではないかと考え、更なる調査を進めている。また、両チタン合金で確認された特異な平均応力依存性については、そのメカニズムを明らかにすべく、 α 相 (hcp 構造) におけるすべり変形、双晶変形の起こりやすさとその温度依存性に着目して検討を進めている。

4.3 Alloy718 母材と電子ビーム溶接 (EBW) 材の高サイクル疲労特性

Alloy718 は、ロケットエンジンにおいて最も多用される材料であり、溶接材としても用いられている⁸⁾。図4は、同板材の母材と EBW 材について、室温 (a) と 77 K (b) で高サイクル疲労試験 (応力比 $R = -1$) を行った結果である^{21,22)}。ただし、この場合の EBW 材は、EBW 後に母材と同じ溶体化処理、二段時効処理が施されている。そのため、溶接部および HAZ の硬さは母材とほぼ同じ (450HV 程度) である²²⁾。室温の結果では、母材、EBW 材ともに、 $S-N$ 線図において 10^6 から 10^7 回にかけて平坦な領域が確認され、疲労限が存在するように見受けられる。EBW 材の疲労強度は、母材に比べて若干低い程度であり、疲労き裂発生位置が溶接部 (Δ) でも溶接後に形成されていた熱影響部 (HAZ) (∇) でも特性に差は見られない。一方、77 K では、両材料の疲労強度は基本的には室温に比べて高くなるが、 10^7 回付近でも $S-N$ 線図の傾きは大きく、疲労限は確認されない。両材料において、長寿命側では内部破壊が生じているが、 $S-N$ 線図上では表面破壊した場合と比べて大きく傾向が変わるわけではない。EBW 材は、溶

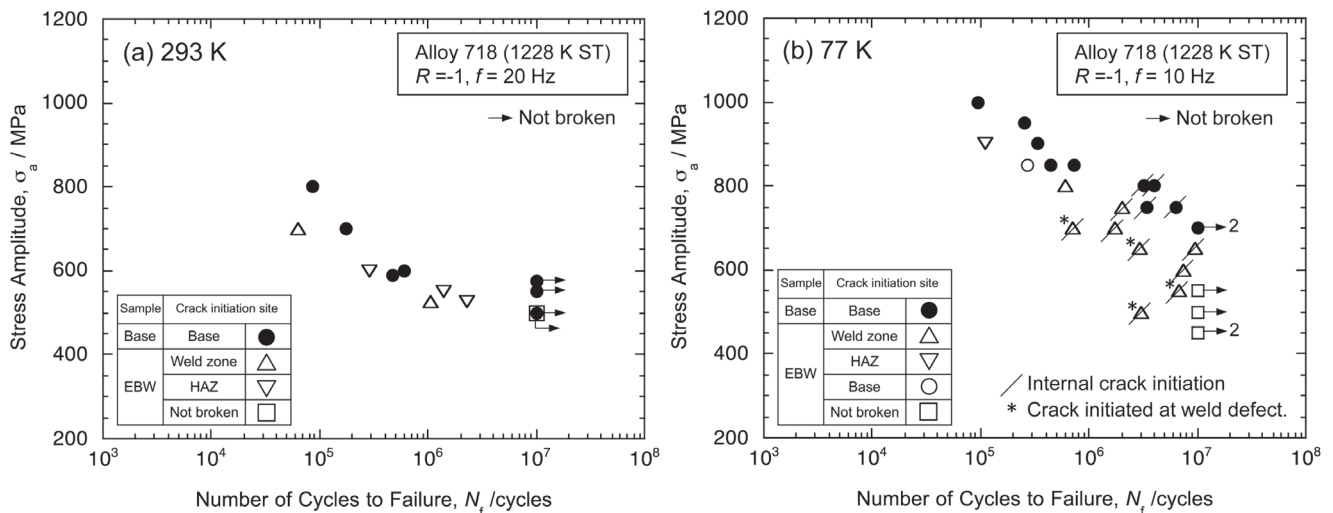


図4 Alloy718 板材母材とEBW 材の $S-N$ 線図 293 K (a), 77 K (b)。プロットに $\diagup$ が無いものは、疲労き裂は試験片表面にて発生した判断した。一方、 $\diagup$ があるものは疲労き裂が試験片内部で形成されたと判断した

接欠陥（ブローホール）を起点として疲労破壊が生じた場合、疲労強度が低くなっている。本研究で使用した試験片については、溶接後X線による溶接欠陥に関する検査がなされており、疲労破壊起点となったブローホールは検出限界よりも小さいものということになる。低温では、 10^7 回までに評価する条件が、室温に比べてより高応力振幅側になるということもあり、疲労特性に及ぼす欠陥の存在の影響が顕著になるようである。鋼の室温疲労に関する研究において、静的強度が高くなるほど、疲労強度に及ぼす微小欠陥や非金属介在物などの影響は顕著になり、疲労強度が低下する傾向があることが報告されている²³⁾。本研究でもこれと同様のことが確認されていると推察している。今後は検出限界付近のサイズのブローホールが低温でどの程度の疲労強度の低下をもたらすのかを把握することが重要である。

5 結言

新型基幹ロケット開発プロジェクトは、国際競争力のあるロケットと打ち上げサービスを実現するために、品質向上は行いつつ、現行基幹ロケットから打ち上げサービス価格を半減したロケットを開発するというチャレンジングなものとなっている²⁴⁾。それにあわせて、NIMS側では使用される材料について、極低温下をはじめとした力学特性評価をサポートする体制を整えている。

本活動で評価対象とされる材料は、基本的に実機に使用される材料であり、JAXAとロケットエンジンを製造されている三菱重工業株式会社や株式会社IHIで試験片加工までの準備をして頂いている。すなわち、特定のプロセス管理された材料について、基準となるデータを取得するという位置づけになる。それらのデータを信頼性あるものにするには、高サイクル疲労試験や疲労き裂進展試験など、極限環境で長時間かかる試験ではあっても、それを安定した状態で進めるとともに、適度のN数を確保する必要がある。また、ロケットエンジンごとに使用される材料のロットは異なるため、その影響も意識しておく必要がある。さらに、その中で、我々が注力すべきは、特性に悪影響を与える要因を検出することに敏感であり、悪影響を受けた場合の特性評価を行うとともに、悪影響を与える要因を排除するための対策を講じる際に協力できる体制を整えておくことである。この部分は系統的な材料研究そのものであり、またデータベースとしても付加価値がつくところと考える。これを着実に遂行することが、本活動においてNIMSが求められている役割と認識している。

極低温という極限環境ということもあり、これまでに室温で確認され、報告されている特性に比べ、特異な結果が得られることがよくある。これらの点は、学術的に興味深いところ

ろであるため、その原因を明らかにすべく、当然基礎研究として進めるようにしている。しかし、新型基幹ロケット開発プロジェクトが始まり、限られた労力と時間の中で相当量の材料を評価しなければならないため、基礎研究を適切なスピード感を持って進められない状況になりつつある。そのため、基礎研究となる部分については、今後、大学や外部の研究機関の方々と協力させて頂きながら進めていき、宇宙開発におけるオールジャパンの研究活動の裾野を広げていくようにしたいと考えている。そしてそれが、新たな研究者やエンジニアの人材確保・育成の機会を増やすことにも繋がると考えている。

謝辞

本活動を行う上で、常に建設的なご意見を下さる宇宙関連材料強度特性データ整備委員会のメンバー各位に感謝致します。また、物質・材料研究機構内でロケットエンジン材の特性評価に協力して下さるロケット材料連絡会メンバー各位に感謝致します。

参考文献

- 1) H-IIロケット8号機LE-7エンジンの事故調査報告書ー破面解析ー, 金属材料技術研究所(現 物質・材料研究機構), 国産ロケット用材料強度特性整備委員会, 平成12(2000)年12月21日.
- 2) 緒形俊夫: まてりあ, 44 (2005) 7, 548.
- 3) 物質・材料研究機構 宇宙関連材料強度データシート, No.0-24.
- 4) NIMS物質・材料データベース 宇宙関連材料強度データシート, <http://smds.nims.go.jp/space/>
- 5) 平松範之: 溶接学会誌, 83 (2014) 2, 117.
- 6) 清藤晋一郎: 溶接学会誌, 62 (1993) 8, 630.
- 7) 小口英男, 川崎聡: ターボ機械, 36 (2008) 5, 271.
- 8) 長谷川恵一, 安藤清, 北出正司, 坂本光正, 福島幸夫, 沖田耕一: 日本機械学会論文集 (A編), 61 (1995) 8, 1707.
- 9) 緒形俊夫, 石川圭介, 長井寿, 平賀啓二郎, 中曽根祐司, 由利哲美: 鉄と鋼, 71 (1985) 2, 236.
- 10) 由利哲美, 小野嘉則, 緒形俊夫: 低温工学・超電導学会講演概要集, 79 (2008), 222.
- 11) 藤井秀樹, 山本章夫, 緒形俊夫, 斉藤正洋, 岡口秀治, 和田洋流, 中川英樹, 数本政男: 材料とプロセス, 11 (1998), 1310.
- 12) 緒形俊夫: 日本金属学会誌, 72 (2008) 2, 125.
- 13) 由利哲美, 小野嘉則, 緒形俊夫: 低温工学・超電導学会講演概要集, 82 (2010), 19.
- 14) 三原礼: ターボ機械, 35 (2007) 7, 387.

- 15) Y.Ono, T.Yuri, T.Ogata, S.Matsuoka and H.Sunakawa : ADVANCES IN CRYOGENIC ENGINEERING AIP CONFPROC., 1574 (2014) 1, 23.
- 16) Y.Ono, T.Yuri, T.Ogata, S.Matsuoka and H.Sunakawa : Proceedings of ICEC 24-ICMC 2012, (2013), 917.
- 17) J.J.Lucas : Titanium science, and technology, ed.by R.I.Jaffee and H.M.Burte, Plenum Press, New York, 3 (1973), 2081.
- 18) S.Adachi, L.Wagner and G.Lüjering : Proceedings of 5th International Conference on Titanium, Titanium science and technology, vol.4, ed. by G.Lüjering, U.Zwischer and E.Bunk, DGM, Oberurel, 1 (1985), 2139.
- 19) S.G.Ivanova, F.S.Cohen, R.R.Biederman and R.D.Sisson Jr. : Fatigue Behavior of Titanium Alloys,ed. by R.R.Boyer, D.Eylon and G.Lütjering, TMS, Warrendale, PA, (1999), 39.
- 20) 小野嘉則, 出村雅彦, 由利哲美, 緒形俊夫, 松岡三郎, 堀秀輔 : 日本機械学会論文集 (A編), 74 (2008) 3, 329.
- 21) Y.Ono, T.Yuri, N.Nagashima, H.Sumiyoshi, T.Ogata and N.Nagao : Proceedings of ICEC 25-ICMC, (2015), in print.
- 22) 物質・材料研究機構 宇宙関連材料強度データシート, No.20.
- 23) 村上敬宜 : 鉄と鋼, 75 (1989) 8, 1267.
- 24) 田村篤俊, 新津真行, 神谷卓伸, 佐藤晃浩, 吉川公人 : 三菱重工技法, 51 (2014) 4, 38.

(2015年4月6日受付)