



耐熱鋼および耐熱合金開発の現状と将来展望-6

航空機エンジン用耐熱合金の進展 (2) 航空機エンジンならびに車輛用エンジンへのTiAl合金の適用

Development of Heat-resistant Alloys for Aeroengine Applications (2) Application of TiAl Alloys for Engine Components of Aircraft and Automobile

錦織貞郎

Sadao Nishikiori

石川島播磨重工業(株) 技術開発本部
生産技術開発部 部長

1 はじめに

航空機エンジンは開発以来約半世紀を経たが、現在においても高効率化、高出力化、軽量化、低コスト化、環境調和性が重要な課題であり、材料には軽量・高強度、耐熱性、信頼性が常に求められている。近年の航空機エンジンでは燃焼器に近いコンプレッサー部後段付近でガス温度は最大で600℃、燃焼器後方タービンの入口付近で約1600℃となる。このため、コンプレッサー用部品の高温化、軽量化への要求に対応するために高温特性に優れかつ高い信頼性を有するTi合金の開発、実用化が積極的に進められている。一方、タービン部材として利用されるNi基超合金の分野では、金属結晶の単結晶化を試みた方向性組織制御鋳造法、粉末冶金法等の新製造プロセスの開発により、多くのタービンプレード、タービンドISK用新素材が開発され実用化されている。Ni基超合金に対して比重が約半分かつ比強度が同等以上であるTiAl合金は、ガス温度が750℃～850℃の範囲で用いられている航空機エンジン部材の軽量化に大きく寄与する代替材料として注目されている。

さらに、車輛用過給機向けタービン翼車(排気側翼車)用の材料分野に限定すれば、素材の開発・改良、成形加工技術、機械的特性の改善、耐環境特性の改善等すべての技術的課題が実用上問題のないレベルで解決しており、TiAl合金は技術的にはほぼ量産レベルに達した革新材料と考えて良い。特に、近年、国内の高出力ガソリンエンジンに加え、欧州のディーゼルエンジンにおいても環境対策への市場のニーズ、競合他社車輛との差別化等の観点から従来過給機に比べレスポンスに優れた過給機の搭載が要求されており、今後、過給機の市場でTiAl合金製タービン翼車の適用拡大が進んでいくと考えられる。

石川島播磨重工業(株)(IHI)では航空機エンジンの分野でTiAl合金の回転部品への適用を念頭において研究開発を

進めてきた経緯があり、これらの知見を活用してTiAl合金を利用した車輛用過給機を開発し、すでに自動車メーカーに量産供給している。

車輛用エンジン向け過給機部品として量産適用技術が確立したことから、今後、航空機エンジン部品としての実用化が加速される可能性が高い。欧米を中心に航空宇宙用途への需要も依然として高く、本稿ではTiAl合金のこれまでの開発状況を紹介しながら、実用化に際し留意すべき工業的課題と今後の開発動向について述べる。

2 航空機エンジン用TiAl合金

2.1 航空機エンジン部品に求められる要求特性とTiAl合金の適用対象部位

Fig.1に最近の航空機エンジン各部位の材料変遷を示す^{1,2)}。航空機エンジンの構造は、エンジン入口側からファン、コンプレッサー、燃焼器、タービンの各部位に大別できる。高効率の要求に対してエンジンの高圧・高温化が進んでいるため、ファンを中心とした低温部ではAl合金からTi合金に、燃焼器前までのコンプレッサーを中心とした中温部ではより耐熱性に優れるTi合金に置き換わり、各部品の高圧・高温・高強度化、軽量化が図られている。一般にファンフレームを代表とする静止部品には鋳造品が、ディスク、ブレードの様な回転部品には鍛造品が適用されている。国内で運用あるいは製造されている超音速機用航空機エンジンの材質別構成比は、概ねAl合金 約0～2%、Ti合金 約10～40%、Ni合金 約50%、特殊鋼 約10～15%、複合材料 約0～15%である。TiAl合金の搭載に際し、ガス温度が750℃～850℃の範囲に位置するタービン部の後段側が有力であり、具体的には低圧タービンプレードならびにアフターバーナーフラップ部品と考えられている。Ni基超合金を利用したタービンプレードの様な回転部品やアフターバーナーフラップヒンジ等の可動部品

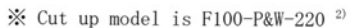


Fig.1 Material trends in engine components

を、比重が約半分であるTiAl合金に変更可能となれば、部品重量の低減だけではなく、その波及効果としてタービンディスク、シャフト、可動モーター等への強度要求が低下し、航空機エンジン全体の軽量化に寄与する。これらのことが航空機エンジン部品にTiAl合金を適用させる最大の意義である。

2.2 航空宇宙分野での欧米の研究開発動向

現在、欧州では欧州工業界の競争力を強化し世界のリーダー的存在となるべくIMPRESS計画(Intermetallic Materials Processing in Relation to Earth and Space Solidification)が進められている³⁾。京都議定書で定めた環境・エネルギーの一連の目標に向けて、材料科学の観点からアプローチが検討されている。この計画の中ではNi基金属間化合物、Co基金属間化合物をも含んだ耐熱材料の研究開発も行われているが、TiAl合金に関しては800℃までの特性に優れた素材として研究対象に選ばれている。最先端の鋳造技術により製造したTiAl合金製ブレードは、次世代の航空機エンジン部材として利用され、このことが航空機エンジンの高効率化に貢献すると位置付けられている。航空機の高性能化に向けて15ヶ国、200人以上の研究開発者が参加し、5年間で総額40,000,000ユーロの予算が用意されている。また、フランスではTiAl合金に関する計画研究契約(CPR)が国立科学研究センター(CNR)、国防省装備庁(SDGA)ならびにSnecma社、Turbomeca社の協力を得て結ばれている⁴⁾。「Materiaux & Techniques」誌ではCPRの結果が紹介されている。これら欧州の積極的な研究姿勢のなかでも、ドイツ

のGKSS、スイスのABB (Asea Brown Bovery) 社、Sulzer社の研究開発が注目に値する。例えばABB社は独自のTiAl合金ABB-2合金(Ti-46Al-2W-0.5Si)を保有し、ガスタービンへの適用が検討されている。企業の製品領域ならびに合金成分から考えて陸上用と推定できるが、これまでの関連報告から実機搭載を考慮した400 mm程度のタービンブレード試作はほぼ完了していると思われる⁵⁾。

一方、後述するが、米国に関しては1990年代に米国General Electric (GE) 社がTiAl合金製低圧タービンプレードの開発を行い、すでにエンジンのベンチテストを終え好成績を収めている⁶⁾。また、Flight International誌では^{7,8)}、B787用エンジンとしてGE社が新たに開発したGE_{9x}でTiAl合金を低圧タービンプレード（タービン部の6段目、7段目に位置するタービン動翼）に適用すると記載されている。従来エンジンのCF6に使われているNi基超合金に比べ低サイクル疲労が1500サイクル向上し、TiAl合金による優位性が紹介されている。今後もGE社を中心とした米国の研究開発には注視すべきと言える。

2.3 航空機エンジンへの適用

航空機エンジンでは約850℃までの使用環境下ならば、インコネル718 (Ni-19Cr-18.5Fe-3 Mo-5.1Nb-0.9Ti-0.5Al-0.2 Mn-0.2Si-0.04C) (wt%) (比重8.2) 相当のNi基超合金が多用されている。したがって、この合金の機械的特性、例えばクリープ破断強さならば、650℃/1000hr/580 MPa, 760℃/1000hr/195 MPaに対し、比強度で同等以上の特性を有するTiAl合金 (比重3.8~4.0) が望まれる。TiAl合金

本来が有する脆さを工業的観点から克服できればこれらの合金の代替となりうると期待され、1985年以降、米国、日本を中心に耐熱構造材料として適用するための研究が急速に拡大した。当初、合金開発は常温延性、クリープ特性ならびに耐酸化性を改善するための合金設計、組織制御理論の構築が中心であった。難加工材であるTiAl合金にタービンブレードの様な複雑な形状を付与するためには鍛造法より鋳造法が適している。1990年前後、欧米で開発された多くのTiAl合金は高温特性には優れるものの鋳造性には問題があり、タービンブレードの試作には甚大な労力を費やしていた。IHIでは1989年に良好な鋳造性を有するTiAl合金の開発に着手し、1991年には第1世代合金にあたるAlloy01合金(Ti-46.7Al-1.3Fe-1.1V-0.35B)の開発とブレードの実験的な試作に成功している。これを受けて航空機エンジンへの搭載を目標に、GE社(適用対象合金: GE4822合金(Ti-48Al-2Nb-2Cr))とIHIとでTiAl合金製低圧タービンブレードの開発がスタートした。予想はしていたものの通常の金属材料では考えられないような問題点が続出し、問題解決は容易ではなかったことを筆者は鮮明に記憶している。特に、鋳型反応の低減、熱処理による組織制御方法の確立、品質健全性の評価基準の設定、等々について膨大な材料データの解析と各技術分野で生じた現象の体系化が進められた。機械的特性を左右する重要な課題については、両社共同でデータベースの構築を図り対応した。試作ブレードの数は数100枚におよび量産プロセス技術の構築とTiAl合金を使いこなすための新たなエンジン部品設計技術が求められた。これらの努力の末、GE4822合金製ならびにAlloy01合金製低圧タービンブレードが用意され、これらのタービンブレードは1994年にB767、B747用GE製エンジンCF6に搭載され、離陸、巡航、着陸を模擬した500サイクル地上試験を成功裏に終了している⁶⁾。

また、Alloy01合金についてはTiAl/CMC複合材料としたアフターバーナーフラップを開発し、1998年にその実用性の検証を終えている⁹⁾。最近では環境適合型次世代超音速推進システム研究開発(ESPR)が広く知られており、種々のTiAl合金の部品への適用性が検討されている¹⁰⁾。いずれも既存部品に対してコスト的観点から劣勢とならぬように精密鋳造を適用し、合金開発、プロセス開発を進めている。機械加工を終えた一連のTiAl製試作品の例をFig.2に示す。

③ TiAl合金の車輛用過給機への展開

3.1 車輛用過給機への適用実績

航空機エンジン業界が1990年代に実用性を検証してきたことに続き、概ね2000年以降、車輛用過給機業界が自動車メーカーの要望から量産適用の可能性を本格的に検証してい



Fig.2 Various trial components of TiAl alloys

る。ディーゼルエンジン用過給機とガソリンエンジン用過給機とではガス温度が異なり、前者では800℃～850℃、後者は900℃～950℃までの温度範囲をカバーできるTiAl合金が求められている。これまで広く用いられてきたインコネル713C(Ni-12.5Cr-4.2Mo-2Nb-0.8Ti-6.1Al-0.12C-0.0012B)(wt%) (比重7.9)とは異なる過給機設計技術の開発とTiAl合金の適用による量産時のコスト上昇をいかに抑えるかが重要な課題となる。

近年ではインコネル713Cのクリープ破断強さ、760℃/1000hr/450MPa, 870℃/1000hr/195MPaに対し同等以上の比強度を有する第3世代TiAl合金が開発されている。後述するが近年開発されたIHI合金、大同特殊鋼合金、MHI合金は、この第3世代合金に位置づけて良い。IHIではこれまで航空機エンジンの回転部品ならびに可動部品への適用を念頭において技術開発を進めてきた。これらの知見を基軸に車輛用過給機向けタービン翼車に関する種々の要素技術を品質管理上問題のないレベルで解決し、2004年より国産2ℓ高性能車向けTiAl合金製過給機の量産化に成功し供給している¹¹⁾。これまでに約50000台の納入実績がある。また、三菱重工業(株)もTiAl合金製過給機を量産供給している¹²⁾。また、欧州ではDaimler Chrysler社が2.2ℓディーゼルエンジンに米国Howmet社製45XD合金(Ti-45Al-2Nb-2Mn-0.8vol%TiB₂)を利用した過給機を搭載する可能性を示している¹³⁾。

3.2 TiAl合金性車輛用過給機の実証試験

TiAl合金を車輛用過給機に搭載するにあたり種々の実証試験が行われた。特にFOD(Foreign object damage test)、ホットガスによるエロージョンベンチテスト、ラビングテストは、実用化する上で重要な評価試験であり、試験結果を反映し実製品の形状変更が施されている。数mgのスパッタをホットガスに混ぜ車輛用過給機の性能試験を行った結果、

TiAl合金タービン翼車の先端部が薄い場合、鋭角状で面の粗い破損が容易に生じる。実機ではさらに重量の重いスパッタならびに鋼球の衝撃にたえられるよう設計形状の変更が施されている。ホットガスによる100hならびに300hエロージョンベンチテストの結果をFig.3に示す。FODによる破損に比べ表面がかなり滑らかに磨耗していることがわかる。磨耗量の低減を図るためにガス流入部での形状最適化を図り、実機では十分な磨耗量の低減を達成している。過酷な使用環境下では高速回転する翼車がハウジング内面に触れて擦れる場合も想定し、車輛用過給機設計に織り込まなければならない。このラビングテストではハウジング内面に突起を設け、160000 r.p.m. 以上に回転するTiAl合金翼車の擦れの程度、破損状況を調査している。ハウジング内面の突起物との擦れによりTiAl合金が減肉するものの、ここからのクラックの発生は一切認められていない。また、擦れ時に生じる抵抗によりタービン翼車と軸との接合部にダメージが生じ破損にいたることがないように留意しなければならない。翼先端部のこの種の損傷はタービン翼車の重量アンバランスをもたらし、過給機そのものの損壊になりうる可能性を秘めている。排気ガスはエキゾーストパイプを通過しタービン翼車に導かれるが、この間の部品は溶接により接合されたものが多い。このため接合部では溶接スパッタの剥離ならびに高温部品の酸化スケールの剥離は無視できず、剥離物による翼先端部の損傷に留意しなければならない。TiAl合金はインコネル713Cに比べ損傷の程度が格段に高いが、TiAl合金の耐衝撃性、耐磨耗特性は合金本来の性質に起因するため金属工学的見地からの改良の余地は非常に限られている。TiAl合金翼車を実用化するためには、インコネル713C適用過給機とは異なる翼車設計ならび排気ガスの流路設計が施されている。TiAl合金の諸特性を十分に理解した設計技術がなければ、航空機エンジン同様、車輛用過給機においても、この合金の実用化はありえないと考えている。

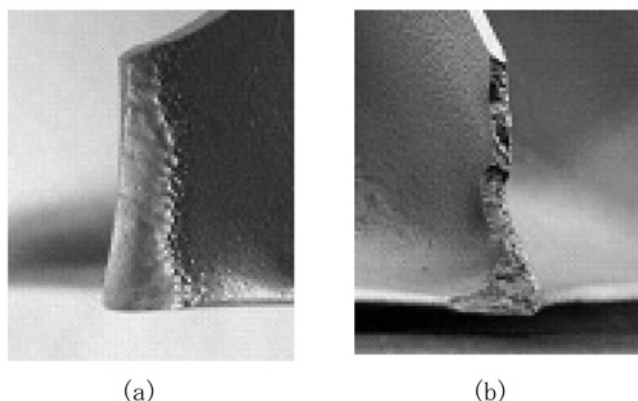


Fig.3 Appearance after erosion test
(a) 100Hrs
(b) 300Hrs

4 TiAl合金の開発動向

4.1 合金開発と組織制御

航空機エンジン、車輛用過給機への利用を対象にしたTiAl合金ではTi- (46-49) Al- (1-10) Mが実用上考えられる成分系であろう。クリープ特性の改善にNb, Ta, W, Mo等が、酸化特性の改善にCr, Si等が添加され合金設計、組織制御技術がこれまで進められてきた。今後もその研究開発傾向に変わりはないと考えるが、TiAl合金の適用範囲をより拡大していくためには経済的負担が従来技術と同等あるいはそれ以下の製造プロセスによるものでなければならない。精密鑄造法を導入することはもっとも実現性が高く、合金設計の際は鑄造性とのバランスを忘れてはならない。タービンプレード用の精密鑄造鑄型は長尺薄肉でかつ形状が複雑な両端拘束鑄型と考えてよく鑄造欠陥が顕著に現れるが、車輛用過給機のタービン翼車の形状は鑄造による造形が比較的容易と考えて良い。ただし、合金の化学成分に起因する湯廻り性の不足を鑄型の予備加熱温度の高温化で補う場合、TiAl合金と鑄型とが反応し鑄肌不良の問題が新たに生じるため留意すべきである。Ti-48Al-1V合金を用いてタービン翼車鑄造時のセラミックシェル鑄型の成形法、注湯時の鑄型温度等の鑄造条件が鑄物品質におよぼす影響について報告されている¹⁴⁾。また、鑄造の際に鑄肌表層領域に表面に貫通したシュリンケージが発生した場合、HIP処理による効果が全く期待できずHIP後もそのまま残る。この表面欠陥は疲労き裂の起点となるので実用化する上で致命的な欠陥となりうる。例えばCを添加したTiAl合金では、その添加量の増加に伴い鑄物内部にシュリンケージが発生し易くなるので、鑄造条件を最適化する際はこの点も十分留意すべき事項である。

TiAl合金のマクロ組織は等軸晶組織もしくは柱状組織を呈するものに大別でき、代表的な例をFig.4に示す。Ti-Al12元系状態図によると β -Ti相領域および α -Ti相領域が存在するため、Alの成分量に応じて $(L+\beta)$ 固液共存領域を通過し $(L+\beta) \rightarrow \alpha$ 包晶反応により凝固を完了する過程と、 $(L+\alpha)$ 固液共存領域を通過し $(L+\alpha) \rightarrow \gamma$ 包晶反応により凝固を完了する過程とが存在するためである。C、B等の結晶粒微細化元素が含まれていなければ、前者では等軸晶組織が、後者では柱状組織が得られる。これらの凝固組織と鑄造欠陥は密接に関係しているため鑄造組織を制御することは工業化する上で非常に重要な要素と考えている。Fig.5に凝固組織と鑄造欠陥の関係を模式的に示す。等軸晶を呈する組織では各等軸晶間が最終凝固部で、ここに種々の鑄造欠陥が形成し易い。模式図からもわかるようにこの位置は翼車製品内であり、健全な翼車鑄物を得るためにはHIP処理の導入

を考慮してタービン翼車の実用化を図らなければならないであろう。一方、柱状晶を呈する組織では鑄造方案の工夫により最終凝固部を翼車製品外に置くことができる。柱状晶を呈する IHI-IR24T 合金 (Ti-48Al-0.8 Mo-0.5 V-0.2Si)^{15, 16)} の研究成果を踏まえ、今回の実車に搭載した TiAl 合金製過給機では大同特殊鋼製 TiAl 合金を採択し、車輛用ターボの使用条件範囲であれば柱状晶既存合金 as-cast 材をそのまま利用できると判断した。種々のエンジン耐久試験に問題なく合格し、HIP 処理を施さない as-cast TiAl 合金製過給機の量産供給を、世界で初めて成功している¹¹⁾。

車輛用ターボはガソリンエンジンからディーゼルエンジンにわたり、その使用条件と製品形状、特に直径が大きく異なる。ガソリンエンジンでは比較的小径で高温仕様、要求耐久時間が短い。一方ディーゼルエンジンでは、大径の翼車の場合、低温仕様 (750℃～800℃が使用上限温度)、要求耐久時間が長い。小径に比べ大径の翼車では鑄造の難易度が増すため、鑄造性に優れた TiAl 合金が必要となる。IR24T 合金による大径タービン翼車の試作例を Fig.6 に示す。この as-cast 翼車の健全性は 850℃ のホットスピントストで確認されているが、今後、車輛用過給機の保証走行距離がより一段と延びた場合、信頼性の観点から柱状晶を呈する組織においても必要に応じて HIP 処理を検討しなければならないと考えている。

実用化を念頭にした最新の TiAl 合金では、耐クリープ特性、耐酸化性を向上させるために種々の高融点金属が添加されていることは先に述べた。一般に Duplex 組織 (等軸 γ 粒とラメラ粒の混粒) に比べ Lamellar 組織 (α 相と γ 相から成る層状組織) がクリープ特性に優れている。代表的なマイクロ組織を Fig.7 に示す。これらの元素は as-cast 時には α 相ならびに γ 相に固溶しているため、高融点金属元素により安定化された β 相の存在はあまり認められない。as-cast 材で Lamellar 組織を呈していても、HIP 処理が行われるような高温領域では化学成分に起因し α 相、 γ 相に加え β 相が平衡する場合がある。この処理中に形成した β 相は、HIP 処理後の冷却過程でも消失することなく安定のまま室温に至ることがある。このような熱処理組織では高温クリープ変形の際、

β 相上で微細な γ 粒への動的再結晶化が進行しクリープ特性の著しい低下が予想できるので留意しなければならない¹⁷⁾。したがって、 β 相の析出を抑制し α 、 γ の 2 相からなる組織

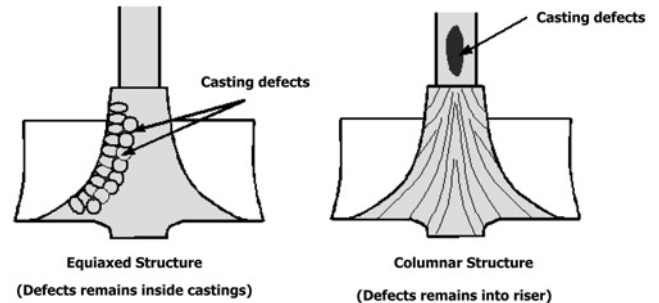


Fig.5 Relationship between solidification structure and position of casting defect

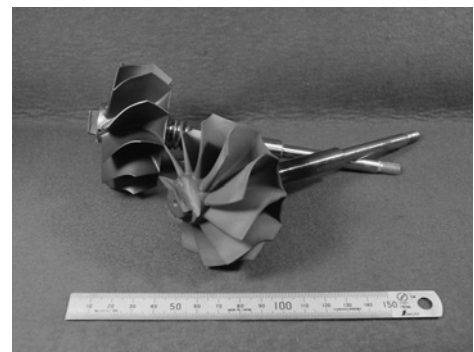


Fig.6 TiAl turbine wheel

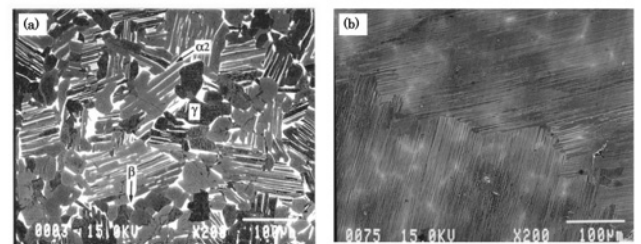


Fig.7 Microstructure of TiAl alloy
(a) Duplex structure
gray regions : γ
light gray regions : α_2
white regions : β
(b) Fully lamellar structure

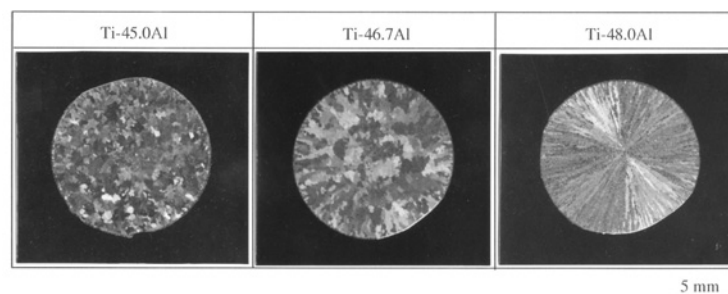


Fig.4 Macrostructure of TiAl alloys

を呈するよう合金成分の最適化を検討することも必要である。

実用化が期待されているTiAl合金のクリープ特性をインコネル718、インコネル713Cと比強度で比較し、これをFig.8に模式的に示す。第1世代合金の破断寿命に比べ、最新の第3世代合金では約50～100倍に長寿命化する。今後、既存Ni基合金並みの低コスト化ができれば実用化への道はさらに開けると考えている。

最後に機械加工の留意点について簡単に言及する。TiAl合金の常温引張特性¹⁸⁾ならびに疲労特性^{19,20)}は加工表面状態に著しく影響をうける。特に面粗さ、加工後の残留応力の管理は重要である。鋳物をタービンブレードに加工する際は部位に応じ機械加工条件を最適化することが重要である。

5 おわりに

欧米諸国に先がけて、日本の車輛用過給機業界がTiAl合金を量産実用化したことの工業的意義は大きい。すでに、日本国内のTiAl合金製車輛用過給機の総生産台数は数万台に達している。自動車産業では実用化までに非常に速い開発スピードが求められるが、弊社が短期間にTiAl合金適用車輛用ターボを実用化した背景には、これまで培ってきた航空機エンジンへの適用を念頭においたTiAl合金の研究開発成果によるところが大きい。TiAl合金を実用化するためには部材に要求される諸特性に応じた部品設計技術の開発が不可欠である。自動車産業から要求されている高性能TiAl合金製過給機の開発に迅速に対応していくためには、我々ファブリーケーターのみならず、素材メーカーとのさらなる協調関係の構築も不可欠である。自動車産業と同様に航空機産業においても一日も早く実用化されることを期待したい。

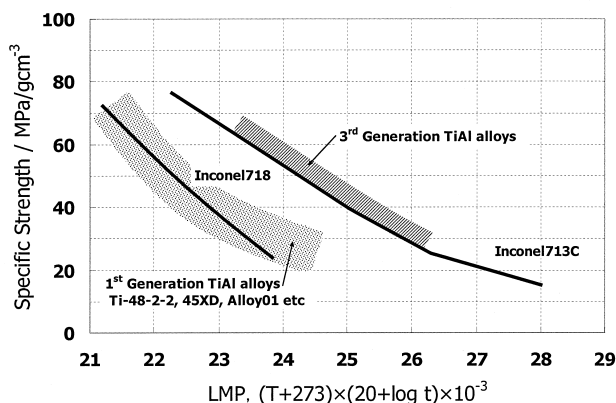


Fig.8 Creep rupture property of TiAl alloys against Ni-based superalloys

参考文献

- 1) 石川島播磨技報, 34 (1994), 192.
- 2) JANE'S ALL THE WORLD'S AIRCRAFT, (1993-1994), 675.
- 3) <http://www.esa.int/esaCP/SEMG6I0A90E>
http://esapub.esrin.esa.it/onstation/onstation17/os17_chapter7.pdf
- 4) A. Couret, M. Grange, A. Lasalmonie, Y. Brechet and P. Belaygue : *Materiaux & Techniques N1-2* (2004), 3.
- 5) J. Lapin and M. Nazmy : *Mat. Sci& Eng, A380*(2004), 298.
- 6) C.M. Austin and T.J. Kelly : *Gamma Titanium Aluminides, TMS* (1995), 21.
- 7) *Flight International, USA*, June 13, (2006)
- 8) <http://www.flightglobal.com/Articles/2006/06/13/Navigation/183/207148/power+House.html>
- 9) T. Araki, T. Nakamura, M. Hayashi, S. Sugai, S. Masaki, R. Imamura and H. Ohnabe : *Proceedings of the 4th Japan International SAMPE Symposium*, (1995), 374.
- 10) http://www.nedo.go.jp/informations/other/161110_1/161110_1.html
- 11) T. Kobayashi, Y. Matuyama, A. Ohkita, H. Furukawa and S. Nishikiori : *IRC 2004 International TiAl Workshop, Birmingham, U.K.*
- 12) T. Tetsui : *Mat.Sci& Eng, A329-331* (2002), 582.
- 13) H. Baur, D.B. Wortberg and H. Clemens : *Gamma Titanium Aluminides, TMS*, (2003), 23.
- 14) K. Liu, Y.C. Ma and M. Gao : *Intermetallics* 13 (2005), 925.
- 15) S. Nishikiori, N. Yunoki, H. Miyazawa and M. Hosoya : *Gamma Titanium Aluminides, TMS*, (2003), 417.
- 16) 錦織, 伊藤 : *耐熱金属材料第123委員会研究報告*, 46 (2005), 359.
- 17) S. Nishikiori, S. Takahashi, S. Satou, T. Tanaka and T. Matsuo : *Mat.Sci& Eng, A329-331* (2002), 802.
- 18) S. Nishikiori, M. Arai and K. Matsuda : *I SIJ Int.*, 39 (1995), 195.
- 19) W.V. Vaidya, K.H. Schwalbe and R. Wagner : *Gamma Titanium Aluminides, TMS*, (1995), 867.
- 20) 錦織, 荒井 : *耐熱金属材料第123委員会研究報告*, 42 (2001), 411.

(2006年5月8日受付)