

展望

耐熱鋼および耐熱合金開発の現状と将来展望-8

航空機エンジン用耐熱合金の進展 (3) 次世代タービンディスク材用Ni基超合金国産化への道 Development of Heat-resistant Alloys for Aeroengine Applications (3) Road to Domestic Production of the Next Generation Turbine Disk

三菱マテリアル株式会社 非鉄材料技術研究所 副所長	三橋 章	Akira Mitsuhashi
株式会社IHI 技術開発本部 基盤技術研究所 主査	高橋 聡	Satoshi Takahashi
株式会社IHI 航空宇宙事業本部 技術開発センター 課長代理	青木祥宏	Yasuhiro Aoki

1 はじめに

戦後の航空機産業が再開されて以降、純国産ジェットエンジンとしてJ3、F3、XF5、XF7等が開発された。量産では練習機用やヘリコプター用エンジンでは実績があるが、より高い性能を求められる戦闘機用エンジンについては量産にいたっていない。一方、民間機用エンジンではV2500の国際共同開発に始まりCF34、GE90、Trent1000、GEnxなどの共同開発がなされている。しかしながら欧米の主要3社は技術のコアであり利益の源泉である高圧タービン部は独自開発するという方針を崩さず、日本では開発を担当した実績は未だない。

このような状況下で航空機エンジンの高性能化の要求はますます顕著になっている。その鍵を握る技術の一つとして、高温・高遠心力環境下で耐久性を十分有するタービンディスクの実現が挙げられる。タービンディスクは航空機エンジンの心臓部といえるが、その素材の多くは海外に依存しているのが現状である。

欧米メーカーでは、素材は粉末冶金プロセスを中心として製造されており、戦略技術として囲い込まれていること、また製造装置の維持も含めた経済性の問題などから、国内メーカーが独自にこのプロセスを用いて製造することは困難である。残された道として溶解・鍛造プロセスが挙げられるが、粉末冶金プロセス専用合金のディスクに比較し高温性能が劣る問題がある。さらに、鍛造設備においても、海外メーカーが大型のディスクを鍛造可能な1万トン～6万トン超の鍛造プレスを持っているのに対し、国内ではタービンディスク製造に使用可能なプレスは1万トンに満たないレベルにとどまっている。

近年、国内においてタービンディスク製造に必要な高度な溶解技術、ピレティングの技術が確立されつつあり、一方、合金開発においては粉末冶金材に匹敵する次世代Ni基超合

金が独立行政法人物質・材料研究機構 (NIMS) で実施されている。さらに、開発候補合金については独立行政法人新エネルギー・産業技術総合研究所 (NEDO) の委託のもと、実規模模擬形状の試作試験が実施された。本稿ではタービンディスク材の国産化に向けた現状と課題について述べる。

2 タービンディスクに要求される性能

図1にタービンディスクの概観を示す。タービンディスクはタービンブレードを保持する部品で高温、高負荷環境下で使用される。後述するがタービンディスクの破壊は機体に甚大な損傷を与える可能性が高く、クリティカルなパーツとして厳密な寿命管理がなされている。

部品としては、高温化、高速回転化、軽量化が求められ、これを実現するために種々の材料特性がバランスよく求められる。図2に示すように航空エンジンは離陸、上昇、巡航、着陸など異なる条件で運転が行われる。特にタービンディスク内周部は遠心力による応力変動ならびに熱負荷変動の影響が大きく、低サイクル疲労強度が要求される。また、この遠



図1 タービンディスクの概観

心力による応力およびタービンプレードを保持するために高い引張・降伏強度も要求される。これらの要求の他にも、タービンディスクは燃焼ガスに直接暴露されないが、外周部ではブレードが取り付けられるため比較的高温になり、近年のエンジン入り口温度の向上やタービン周りの冷却空気量削減による温度上昇からもクリープ強度も重要となってきた。さらに粉末冶金材の場合には介在物の混入リスクが高いため、損傷許容設計を適用する必要があり、亀裂進展特性も重要となる。

マイクロ組織の観点から、組織の均一性が重要となる。外周部と内周部で異なる結晶粒径を持たせたディスクの研究開発も進んでいるが、現行では均一な組織に制御させたディスクが主に使用されている。設計時に使用されるデータベースは結晶粒径の因子も考慮されたものとなっており、均一なマイクロ組織に制御することが求められる。

部品としての観点からではタービン翼等と比較しより高い信頼性が求められる。溶解時もしくは鍛造時に発生する欠陥に対しても厳しい要求がある。製品はすべて超音波探傷により欠陥の有無を全域にわたって検査し、また蛍光探傷等の検査によっても表面欠陥がないことを確認する。

ディスクが破断した場合、航空機に壊滅的なダメージを与える可能性がある。例えば1989年7月にアメリカのスーパー・シティーで発生した事故ではファンディスクがバーストし機体の油圧系統を破壊、大惨事に至った。そのためディスクは航空当局に認められたサイクル数の使用後は損傷の有無にかかわらず、廃却しなければならない。メンテナンス時にその状態に応じて修理・交換を行うことができるブレード、ノズルとこの点において異なる。

以上のようにディスク材では表1に示すように主として低サイクル疲労強度や引張・降伏強度、クリープ強度、亀裂進展特性そして均一なマイクロ組織と高い信頼性が求められる。

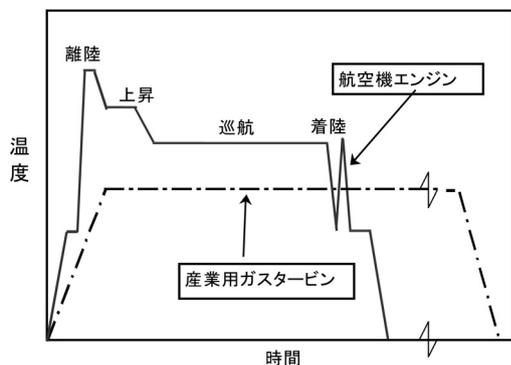


図2 航空機エンジンと産業用ガスタービンの運転サイクルとタービン入口温度の関係

3 タービンディスク開発状況

3.1 ディスク用合金

表2に代表的なタービンディスク用合金の化学組成を示す。タービンディスク用素材の開発はインゴットから鍛伸工程、型鍛造工程を経る通常の鍛造材から始まり、結晶粒径の微細化、 γ' 体積率の増加による高疲労強度化、高引張強度化が目指されてきた。 γ' 体積率の増加に伴い鍛造が困難となり結果として、1970年代から結晶粒径を微細に維持したまま γ' 体積率を増加させた粉末冶金合金の開発が始まった。現在、溶解・鍛造合金では1970年代後半から1980年代前半に開発されたU720/U720LIが最高レベルの引張強度を有しており、その後、U720/U720LIを越える合金は開発されていない。一方、近年開発された粉末冶金材ME3はU720/U720LIと比較し300 MPa程度高い強度を有している。またクリープ破断特性も図3に示すように向上しておりME3はU720/U720LIを凌駕する寿命を有している¹⁾。

粉末冶金合金のメリットは γ' 相の体積率を増加させることが可能かつ偏析のない均一な組織が得られるため高強度材が得られることが挙げられる。一方、粉末製造時におけるセラミックスの介在物混入のリスクや、粉末表面の汚染のリスクが高いことから、粉末の製造、取り扱いに特殊な技術が必要とされる。国内では粉末冶金材に対するニーズが少ない状況下で、タービンディスク製造に使用可能な品質を保証する粉末製造設備や技術を維持することは難しく、現在は国内で粉末冶金材を製造できるメーカーはない。

溶解・鍛造プロセスの場合、高合金化された素材ではインゴット製造時のマクロ偏析が生じることや鍛造性低下の問題がある。しかし、粉末冶金合金と比較して約1/3~1/4のコストで製造可能であり、また、高品質のインゴットを製造する設備も国内メーカーが保有しているといった利点がある(表3)。欧米では高压タービンのディスクは粉末冶金材が主

表1 ディスクに求められる特性

材料特性	要求
材料物性 (比重・熱膨張率、熱伝導率、Young率)	○
UTS	○
0.2%耐力	○
LCF	◎
HCF	○
クリープ	◎
亀裂進展	◎
破壊靱性	○
耐酸化性	○
耐食性	-
マイクロ組織	◎

◎:特に重要、○:必要、-:不要

表2 代表的なディスク材の化学組成

Process	Alloy	Cr	Co	Mo	W	Al	Ti	Ta	Nb	C	B	Zr	Other	Fe	Ni
C	A286	15	—	1.25	—	0.2	2	—	—	0.04	0.05	—	0.3V	55.2	26
C	Astroloy	15	15	5.25	—	4.4	3.5	—	—	0.06	0.03	0.06	—	<0.3	Bal.
C	Inconel718	18.1	—	2.8	—	0.45	1.0	—	5.40	0.025	0.004	—	—	18	Bal.
C	Waspaloy	19.4	13.3	4.3	—	1.3	3.0	—	—	0.035	0.006	0.09	—	<2	Bal.
C	U720	18	14.8	3.0	1.25	2.5	5.0	—	—	0.035	0.03	0.03	—	—	Bal.
C/P	U720LI	16	14.7	3.0	1.25	2.5	5.0	—	—	0.025	0.02	0.03	—	—	Bal.
C	Allvac718plus	18.0	9.0	2.75	1.0	1.45	0.70	—	5.45	0.025	0.004	—	—	10	Bal.
P	Rene' 95	14	8.0	3.5	3.5	3.5	2.5	—	3.5	0.07	0.01	0.05	—	<0.3	Bal.
P	IN100	12.5	18.5	3.2	—	5.0	4.3	—	—	0.07	0.02	0.04	0.75V	—	Bal.
P	MERL 76	12.4	18.6	3.3	—	5.1	4.3	—	1.4	0.02	0.02	0.06	0.35Hf	—	Bal.
P	AF115	10.5	15	2.8	6.0	3.8	3.9	—	1.7	0.05	—	—	2Hf	—	Bal.
P	AF2-1DA6	12	10	2.75	6.5	4.6	2.8	1.5	—	0.035	0.015	0.1	—	<0.5	Bal.
P	N18	11.5	15.5	6.5	—	4.3	4.3	—	—	0.02	0.015	—	0.5Hf	—	Bal.
P	Rene' 88DT	16	13	4	4	2.1	3.7	—	0.7	0.03	0.015	0.03	—	—	Bal.
P	RR1000	15	18	5	—	3	3.6	2	—	0.03	0.02	—	0.5Hf	—	Bal.
P	ME3	11-15	14-23	2.7-5	0.5-3	2-5	3-6	0.5-4	0.25-3	0.1	—	—	—	—	Bal.

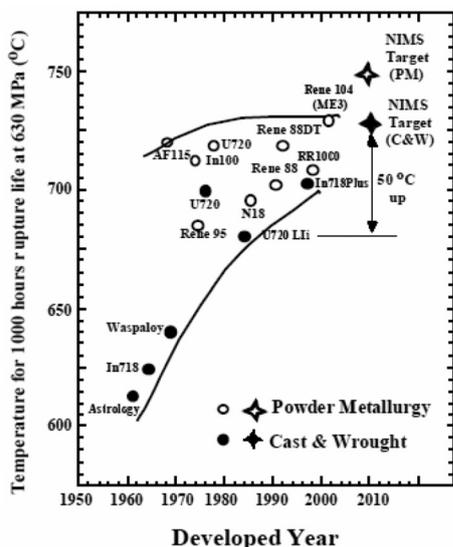


図3 ディスク材のクリープ破断特性の変遷¹⁾

流で、開発も粉末冶金合金にシフトしてきているが、国内の現状を鑑みると、溶解・鍛造プロセスを用いるのが最も現実的な選択と考えられる。

近年、日本国内での研究開発によって高い耐熱性能を有する新合金の提案がなされている。物質・材料研究機構(NIMS)では「新世紀耐熱材料プロジェクト(第一期:1999-2005年度、第二期:2006年度-)」の一環として、熱負荷の高い高圧タービンセクションのディスクをターゲットにしたTMW合金シリーズの研究開発結果が公表されている¹⁾。TMW合金はAlloy720LIと同じ γ/γ' 系であるCo/Co₃Ti系に着目して、Ni基超耐熱合金のNi/Ni₃Alをベースとする系との組み合わせた合金組成により、高い高温特性、相安定性、製造性の実現を図っている。高温特性の開発目標は、Alloy720LIの耐用温度に対して50Kの向上であり、最新の

表3 溶解・鍛造と粉末冶金の長所、短所

プロセス	長所	短所
溶解・鍛造	・安価である。 ・複数回溶解により素材清浄度が高い。	・成分偏析が生じやすい。 ・結晶粒制御が難しい。
粉末・冶金	・均質・微細組織形成が容易である。	・介在物・異物の混入リスクが高い。 ・専用設備、特殊管理が高価である。

粉末冶金合金であるME3合金に匹敵する高い耐熱性能レベルである。

TMW合金シリーズの合金については新エネルギー・産業技術総合開発機構(NEDO)が委託実施した「高温タービンディスク製造技術に関する先導調査」において、実用規模のディスク模擬形状の試作試験が実施され、実用化の可能性が高い結果が示された¹⁾。

国内において製造プロセスを有する溶解・鍛造法によって世界最先端の耐熱性能を有する航空機エンジン用ディスク国産化を期待させる大きな前進である。

3.2 開発プログラム

日本におけるディスク材の開発は、「高性能結晶制御合金の研究開発」において、金属材料研究所(現NIMS)でRene'95をモデルに γ' 相体積率を変化させ改良した例が1980年代にある。それ以降としては、「超音速輸送機用推進システムの研究開発(HYPR)」において、国内素材メーカーで製造したAF115 PM材を1/3スケールのターボジェットエンジンに搭載し、地上実証試験に成功した例があり、HYPR

に続く「環境適合型次世代超音速推進システムの研究開発 (ESPR)」においては、N18 PM材を高压コアエンジンに搭載し、15分程度ではあるがTIT 1650℃の地上実証試験に成功している²⁾。

一方、海外では、1990年代後半以降、米国ではNASAのUltra-Efficient Engine Technology (UEET；6年間)、国防省主導のIntegrated High Performance Turbine Engine Technology (IHPTET；2003年までの16年間)、同Versatile Affordable Advanced Turbine Engine (VAATE；2003年から13年間)、欧州ではRRが中心となり欧州のエンジンメーカー・大学が参画したAffordable Near Term Low Emission (ANTLE)などの長期間にわたるエンジン関連技術開発プログラムが展開されており、比較的情報が公開されているUEETについて、ディスク材研究開発の1例として述べる。

UEETは、低NO_x燃焼器、材料等の分野でのエンジン関連技術開発を目的に実施されたプログラムで、1999年10月に始まり2006年に終了する予定となっている。プログラムでの材料・構造分野の予算は約17億円/年で、単結晶超合金、セラミック複合材 (Ceramics Matrix Composite, CMC)、熱遮蔽コーティング (Thermal Barrier Coating, TBC)、ディスク材製造技術開発などが行われている。ディスク材製造技術開発はNASA、GE、P & Wの3者で進められ、ME3の鍛造技術、熱処理技術などが開発された。このプログラムの成果でME3が実用化レベルに達し、2007年就航予定の超大型旅客機エアバス380向けのGE/P & W共同開発エンジンGP7200のディスク材として採用されるにいたった。また、ME3は次期戦闘機向けエンジンにも採用される予定である。このように、米国において、ディスク材の製造技術開発に関して積極的に政府支援がなされ、材料の実用化が達成されていることは注目に値し、ケーススタディとして学ぶことが多いだろう。

4 我が国のディスク開発の現状と今後の課題

4.1 製造技術

航空機エンジン用のタービンディスクの製造方法には、合金粉末を固化後に鍛造を施す粉末冶金 (PM：Powder Metallurgy) 法と溶製したインゴットを鍛造する溶解・鍛造 (C & W：Cast & Wrought) 法の2種の工法がある (図4)。

海外において、1960年代に始まったNi基超合金の航空機エンジンディスクへの適用は溶解・鍛造プロセスによる製法が先行し、1970年代からは粉末冶金プロセスを適用したディスクの使用が加わった。

他方、先行して実用化が進んだ溶解・鍛造プロセスではAlloy718合金などのディスク素材が国内で製造されている。

航空機エンジン用ディスク素材には、高 cleanliness を有するトリプルメルト (三重溶解) インゴットを溶製後に制御された鍛造を施し微細再結晶素材を製造する必要がある。国内素材メーカーは既にこの溶解・鍛造プロセスによるディスク素材製造の事業を展開しており、溶解から鍛造、熱処理、検査技術まで含めた製造技術の蓄積が進んでいる。

以下に、次世代タービンディスクを国産化する溶解・鍛造プロセスの技術を紹介する。

4.1.1 溶解・鍛造工程

航空機エンジン用ディスク素材には、清浄度が高く、合金成分の凝固偏析が小さく、かつ凝固組織を制御したトリプルメルトインゴットが使用される。3回の溶解にはそれぞれ特長ある異なる溶解炉を組み合わせる。

1次溶解は、真空高周波誘導溶解 (VIM) 炉を用いて成分調整した1次電極を作製する。Al、Tiなどの活性な合金元素を含有する高性能Ni基超耐熱合金では、溶解雰囲気を真空または不活性ガス雰囲気に保ち、さらに、使用する炉材 (耐火物) には安定性の高い材質を選択しなければならない。

2次溶解は1次溶解により作製した電極をエレクトロslag再溶解 (ESR) する。ESR工程によって、VIM工程で巻き込んだ酸化物は溶融slagに分配されるため2次電極の清浄度は1次電極より高い。また、一方向凝固プロセスであるESRの適用によって内部の引巣を防止することができるので、最終の真空アーク再溶解 (VAR) における安定操作を助ける。

溶解工程の最終である3次溶解はセラミックスを使用しない真空アーク再溶解 (VAR) である。2次電極を消耗電極とし、銅モールド中でアーク放電溶解・凝固を行う。さらに合金の清浄度を増すとともに、ESRよりも大きな抜熱が得られるため大きな凝固速度がとれる。よって、部分的な成分偏

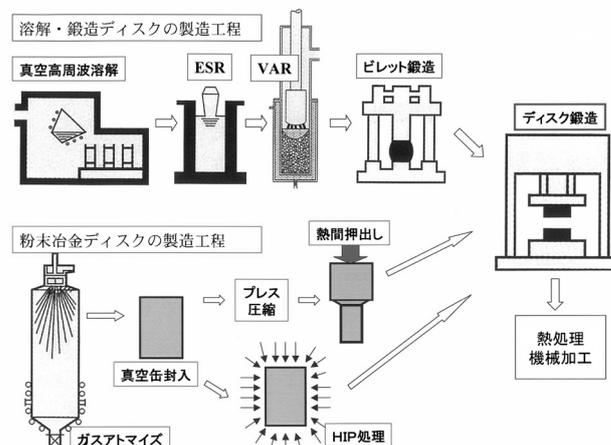


図4 ディスクの製法

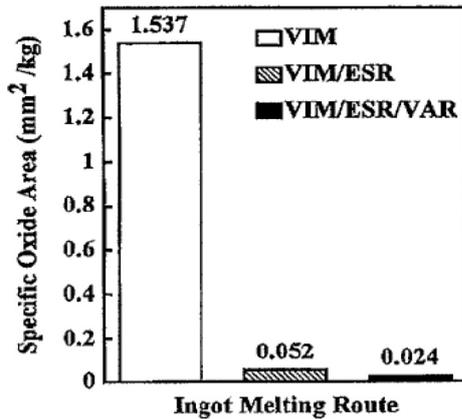


図5 トリプルメルトによる介在物の減少³⁾

析の軽減、凝固組織の細化の効果がある溶解方法である。

トリプルメルトによる介在物の変化を、電子ビーム法によって測定したスカム量測定で評価した例を図5³⁾に示す。清浄度は溶解を重ねるごとに高くなることを示している。

一方、実用規模のトン級インゴットの溶製を成功させるには、その合金成分に起因する偏析挙動が許容範囲内である必要がある。合金の特性と成分偏析挙動などに起因する製造性との両面から合金開発を進める必要がある。

4.1.2 分塊鍛造およびビレット鍛造

溶製したインゴットには合金成分の拡散を促進する熱処理を施した後に、残留する鍛造組織は高温の塑性加工により本格的に鍛造組織へと調整してゆく。中間素材である円柱状のビレット形状までが前半の鍛造工程である。

海外の素材メーカーでは設備や技術の専門性重視し、ビレットを製造するメーカーとディスク鍛造するメーカーに分業している例が多いが、顧客の利便性や製造工程全体を考慮した新合金の工程設計には一貫生産するメーカーが力を発揮すると考えられる。

Ni基超合金、特にディスク用高強度合金においては析出強化機構を利用した強化を利用しており、析出相の固溶温度を十分考慮した上で鍛造温度を選択する必要がある。析出相の分散は強化相としての働きと同時に、塑性加工においては変形抵抗の増大と変形能の低下の要因となる。

鍛造可能な温度範囲は合金によって異なり、強化相の固溶温度が高い合金ほど、融点との間の加工可能温度域が狭くなる。言い換えればプロセスウィンドウが狭くなるため製造に厳しい制約を課すことになる。

実用規模である重量2トンクラスのTMW合金トリプルメルトインゴットの分塊鍛造・ビレット鍛造工程においても、事前高温変形試験の結果に基づき鍛造温度範囲を設定した結果、直径200 mmのビレット形状への鍛造に成功している¹⁾。

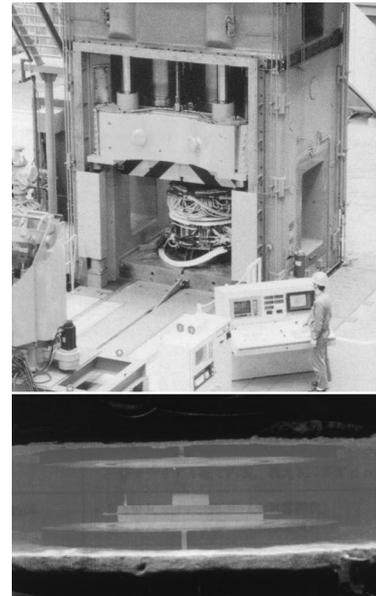


図6 ディスク鍛造に用いる型鍛造6000tプレス⁴⁾
(上：プレス外観、下：ワークと金型)

4.1.3 ディスク鍛造

最終的なディスク素材の形状を付与する熱間鍛造の最終工程であり、金属組織的には結晶粒径などの最終熱処理前の鍛造品としての基本的な組織がほぼ決定する工程である。

さらに近年のニアネットシェイプ化傾向から、より安定した鍛造形状の要求が強い。

したがって、ディスク鍛造では分塊鍛造工程と比較して厳密なプロセス制御が必要となる。使用する設備は精度の高い歪速度制御機能や金型加熱機能を持つプレスとなる(図6⁴⁾)。

また、変形抵抗の大きなNi基超合金を信頼性の高い型鍛造プロセスで鍛造するには大きなプレス荷重が必要となる。海外のディスク素材メーカーのプレス設備は主に各国政府の資金により導入された後に民間に移行された数万トンレベルの大型プレスが主力である。国内の型鍛造プレスの劣勢は否めない。

一方、鍛造工程での材料特性データ、材料のフロー、歪、温度などのパラメーターから鍛造荷重や再結晶粒径分布のシミュレーション技術の開発を進めている。限られたプレス荷重の範囲で微細再結晶組織の製品を作る努力がなされている。図7⁵⁾に実用鍛造・鍛造ディスク合金であるU720LIに関するディスク鍛造シミュレーション例を示す。

国内素材メーカーの塑性加工シミュレーション技術は海外の素材メーカーと比較し遜色はない。しかしながら航空機エンジンの高出力化に伴い径の大きいディスクが求められる傾向にあるとともに、高強度合金の高温変形抵抗は大きくなる傾向にあるため、次世代ディスク材料の実用化において鍛造荷重の大きな型鍛造プレスの必要性は一層高くなるため設備の導

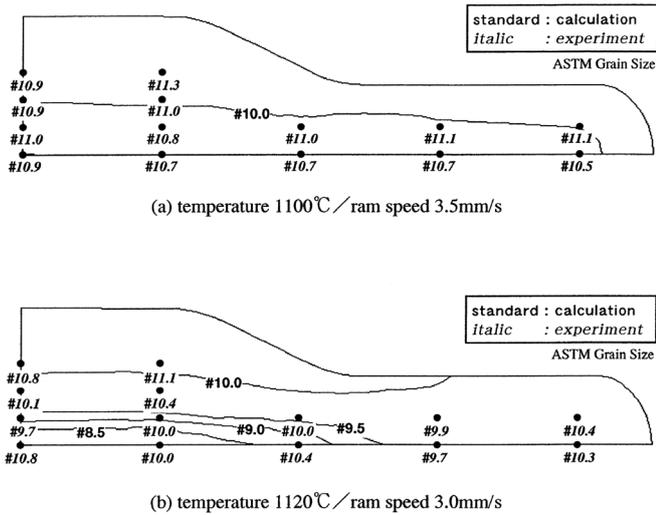


図7 ディスク鍛造シミュレーションの例⁵⁾
 (合金: Alloy720Li、温度: (a) 1373K (b) 1393K)

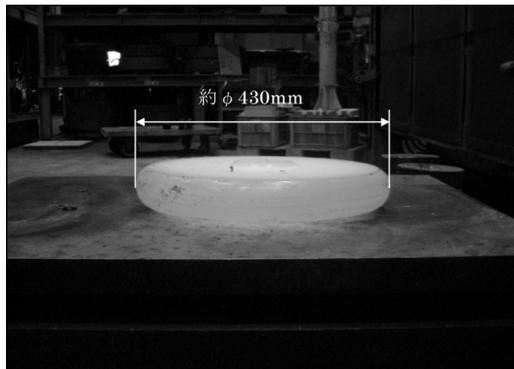


図8 TMW合金ディスク模擬形状試作品¹⁾

入が望まれる。

開発中のTMW合金のピレットを、ディスクを模したパンケーキ形状に鍛造した素材の例を図8¹⁾に示す。

ディスク鍛造した素材は鍛造熱処理、機械加工を施した後に非破壊検査に供する。

4.2 信頼性

4.2.1 検査技術

実用ディスク素材の品質は設定された製造工程条件によって作られ、非破壊検査によって確認する。

非破壊検査の主な項目は、超音波探傷検査、蛍光探傷検査、金属組織検査、寸法検査である。

特に素材内部の探傷を目的に実施する超音波探傷試験は非常に重要である。検査員の技量が重要なため、検査員は認定者でなければならない。また、適用規格にはAMS-STD-2154 Class AAA (Disk Grade) に水浸超音波探傷が規定されている(図9⁴⁾)。

超音波探傷技術はデジタル処理や多重波の活用による微細

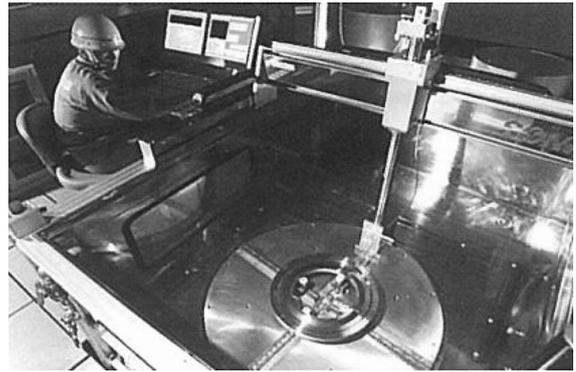


図9 水浸超音波探傷検査⁴⁾

反射物の識別が可能なフェーズドアレイ超音波の利用技術が開発されつつある。近い将来、航空機エンジン用のディスクにも適用が始まる可能性が高いと推定する。

一方、検査関係は熱処理工程とともに特殊工程と位置づけられているが、近年エンジンメーカーごとに必要であった承認を、国際特殊工程相互認証制度Nadcap (National Aerospace and Defense Accreditation Program) によって共通化する動きがある。国内メーカーの認証取得の動きも始まっており、取得実績も増加している。

4.2.2 データベース

航空機用材料は経験や試験で確立された材料であることが連邦航空局のレギュレーションで求められている。したがって航空機エンジンに新合金を実機適用していくにあたっては再現性、信頼性の高い基礎的なデータの蓄積が必要であり、実際に適用するまでには長い期間が必要とされる。図10にデータベースのイメージ図を示すが、エンジンメーカーではそれら基礎的なデータに加えてさらに専門性の高いデータを必要とする。

ディスクは確立された設計規定・手法のもと、各素材のデータベース、安全係数を適用して設計される。パーツとしての運用寿命は計算寿命に対し、データベースの蓄積、運用試験実績により算出される。このデータベースは各素材、各結晶粒径に対し作成されており、新たに部品を製造した場合にデータベースを満足しているかを破壊試験により確認している。

このデータベースは各エンジンメーカーで規定した手法に則り、通常複数の溶解チャージから製造された多数のディスクから作成され、材料スペック等とともに航空当局の認可を得ることが必要である。設計に必要なデータは物理的特性から機械的特性まで多岐にわたるため、膨大なデータ量が必要となる。現在RSP (Risk and Revenue Sharing Partner) 等により海外エンジンメーカーと共同開発を実施している民間用航

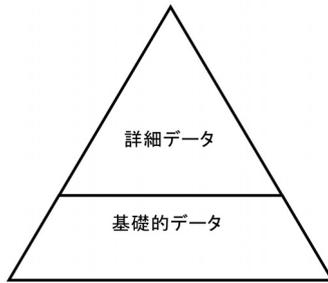


図10 データベースのイメージ

空エンジンでは、海外メーカのデータベースを使用しているが、国内開発エンジンでは国内メーカにて作成したデータベースを使用することになり、その整備に莫大なコストを要する。

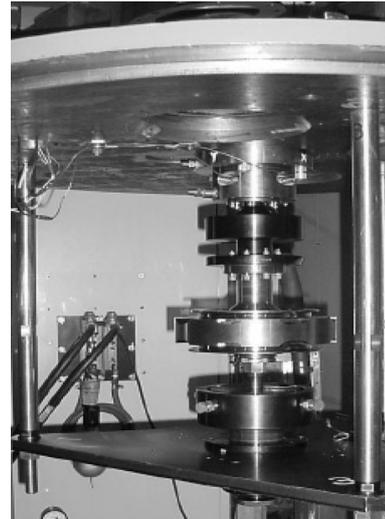
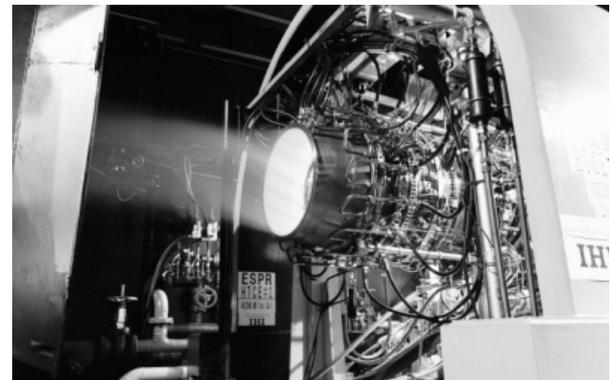
4.2.3 実証試験

ディスクを実用化する場合、データベースの取得以外にも、設計、製造も含めた総合的なエンジン部品として、実環境での信頼性実証も必要となる。これらの実証について、十分なサイクルテストによるデータの検証が十分に行われていることが重要であり、ミニディスク回転試験(図11⁶⁾)、スピニング試験そして、エンジン組込み(図12²⁾)による部品実証などは必須である。

5 まとめ

今後国産の高性能ディスクを搭載したエンジン開発を展開するためには、民間機エンジンへの適用をも可能とする新規合金開発、高性能・低コストディスク材製造工程開発およびそれに必要な設備の導入が理想の姿である。さらには非破壊検査技術の向上、設計手法の充実との連携により部品としての機能を最大限に発揮するための材料開発の方向性を見失わないようにすることが重要である。

また、再現性、信頼性が必要とされる材料データの蓄積には長期間にわたる検証が必要とされる。このようにディスク材の短期間での開発は材料、部品としてのリスクが高い。そのためディスク材国産化には長期間にわたるステップを踏んだ開発が必要である。

図11 ミニディスク試験⁶⁾図12 エンジン組込み試験²⁾

参考文献

- 1) NEDO 調査報告書, 06000906, 高温タービンディスク製造技術開発に関する先導調査, (2006)
- 2) 石川島播磨技報, 44 (2004) 4, 252.
- 3) J.M. Moyer, A. Jackman, C.B. Adaszczik, R.M. Davis and Fordes-Jones : 718, 625, 706 and Various Derivatives, (1994), 39.
- 4) 三菱マテリアルカタログ, '05.6 (3B) 331, (2005)
- 5) T. Matsui, H. Takizawa, H. Kikuchi and S. Wakita : Superalloys2000, (2000), 127.
- 6) 石川島播磨技報, 44 (2004) 4, 280.

(2007年11月9日受付)