

## 連携記事

# 1500トン大型鍛造シミュレータを用いた材料研究

Research of Materials using 1500 t Large Forging Simulator

御手洗容子

Yoko Yamabe-Mitarai

物質・材料研究機構

構造材料研究拠点 副拠点長

耐熱材料設計グループ グループリーダー

## 1 航空機産業の動向

航空機産業の動向については様々な調査・予測に関する報告書が出ている<sup>1,3)</sup>。それによると、例えば、国際観光客到着数の推移は、2014年までに増加しており2030年は2014年の1.5倍になると予測されている<sup>1)</sup>。このうち2014年では54%が航空機を利用しており、航空機の輸送シェアが伸びていると言える。これに伴い、世界の航空旅客輸送量も年々増加しており、1996から2015年の間では年平均4.8%の伸びとなっている<sup>1)</sup>。2035年までに2015年の実績の2.5倍に成長すると予測されており、これまで同様、年平均4.7%の伸びになると言われている。2016-2035年の航空旅客需要予測を地域別に見ると、アジア・太平洋の伸びが最も大きく、年平均成長が5.9%、その中で中国が最も大きく年7%となっている。次に、欧州(3.7%)、北米(2.8%)の順に成長が予測されている。成長率として中東や中南米も5%以上と大きいのが2015年実績が小さいため、世界全体で見ると割合は小さい。このような状況の中で、旅客機の需要も伸びており、例えば、ジェット旅客機の運航機数は1995年には11591機であったが、2015年には20814機と約1.8倍に増加している<sup>1)</sup>。2035年までの運航機数はさらに1.8倍増加し、38313機に増加すると予測されている。内訳は、既存機は老朽化のため5153機までに減少し、現行機の代替需要として15661機、新規需要として17499機と予測され、今後20年間の納入機数のうち53%が新規需要となっている。このように、航空機産業は今後20年も成長を続けると予測されている。

成長を続ける航空機産業の中で、欧米など主要国の航空宇宙工業生産額に占める日本のシェアは4.6%程度である(2014年)<sup>2)</sup>。この中でアメリカは断トツに多く、全体の半分を占めている。企業別シェアを見ると世界ランキング15位以上は

欧米企業で占められており、日本企業は、三菱重工が19位、IHIが29位、川崎重工が34位、富士重工が58位となっている<sup>3)</sup>。生産額には機体、エンジン両方含まれてるが、エンジン生産に限った2014年の生産高シェアは、日本企業はトップ11社の中に入っており、IHIが4.3%、川崎重工が1%となっている<sup>2)</sup>。日本企業は機体やエンジンそのものの製造ではなく、サプライヤーとして部品を提供しているために、シェアとしては低い数値となる。しかし、各航空機における日本企業担当部位の割合は、例えば、ボーイング767では15%、777では21%、787では35%と新しい機体になるにつれて増加している<sup>2,3)</sup>。エンジン部材に限れば、例えば、ボーイング787に搭載されているRolls-RoyceのTRENT1000では川崎重工が中圧圧縮機モジュールを、三菱重工が燃焼器モジュールと低圧タービンプレードを担当し、GEのGE9xではIHIが低圧タービン、高圧圧縮機部品、低圧タービンシャフト、三菱重工が燃焼器ケースを担当している<sup>2)</sup>。エアバスA380に搭載されているRolls-RoyceのTRENT900では、IHIが低圧タービン・ブレード、制御システム、川崎重工が中圧圧縮機ケースを担当し、GEとP&Wの合弁会社であるEngine AllianceのGP7200では、IHIが高圧圧縮機ブレード、シャフトを担当している<sup>2)</sup>。2016年6月17日のニュースでは、ボーイングの次世代機777X向けのGE9XエンジンのIHIのシェアが10%を超える見通しであることが示され、日本の高い技術力が認められていることがわかる<sup>4)</sup>。

## 2 航空機に使用される材料

航空機エンジンは、環境保護および運航コストの観点から化石燃料消費量低減や二酸化炭素排出量の削減が求められており、タービン入口温度及び圧力比の上昇のための技術が

必要とされている<sup>5)</sup>。そのためエンジンに使われる材料の耐熱性の向上が求められる。さらに、耐熱性がよく軽い材料を使用することでエンジン自身が軽量化し、燃費が向上することから、エンジン材料にとっては、耐熱性と軽量化が重要な課題となっている。エンジンに使用される材料の変遷を見ると明らかであり、1960年代には、エンジン材料の70%程度が耐熱鋼、Ni基超合金は20%、Ti合金は5%程度であったが、図1に示すように、2000年代に入ると、Ni基超合金もTi合金も4割弱と増加している<sup>6)</sup>。最近では更なる軽量化のために、TiAlやCFRPなども使用されるようになってきた。もう少し詳細にエンジンに使われる材料について示すと<sup>7,8)</sup>、Ni基超合金は、主にタービンや圧縮機後段の温度が高い部位でのブレード、ディスクとして使われている。タービンブレード材料としては、単結晶のNi基超合金が使用され、ディスク材料としては、 $\gamma'$ -Ni<sub>3</sub>Nb相により析出強化されたAlloy718や $\gamma'$ -Ni<sub>3</sub>Al相により析出強化されたAlloy 720などが鍛造材として使用される。さらに $\gamma'$ 相の量を60%まで高めた粉末プロセスにより製造されるRene88DTやN18などの合金もある。図2にディスク用Ni基超合金の耐用温度の変遷を示す<sup>9)</sup>。ここで、耐用温度とは650MPa下で1000時間クリープ破断寿命を示す温度のことである。鍛造合金よりも粉末冶金法で作製された合金の方が耐用温度は高いが、鍛造合金の耐用温度も年々上昇しており、NIMSで開発されたTMW合金の耐用温度は720℃と粉末冶金合金と同等の耐用温度を示している。

一方、温度が600℃以下のファンや圧縮機のブレード、ディスク材にはTi合金が使用されている<sup>8)</sup>。ブレード、ディスクには高強度、高靱性が要求され、 $\alpha$ -hcp相と $\beta$ -bcc相で構成される2相合金が使われている。エンジンの軽量化のために、圧縮機後段で使用されているNi基超合金の代替を目指して、耐熱性に優れたnear  $\alpha$ 合金も開発されている。図3には、200MPa下で0.1%ひずみに達する時間が100時間である耐用温度の変遷を示している。現在最も高温で使用可能なIMI834やDAT54は600℃まで耐用可能であるが、実際には、

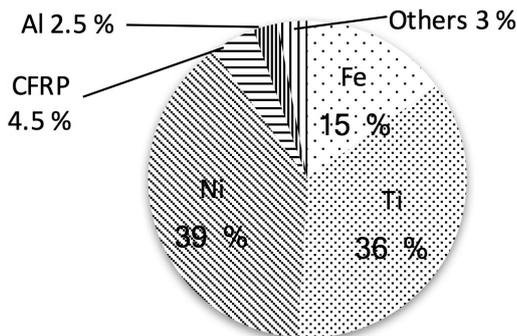


図1 エンジンに使用される材料

酸化の問題があり550℃程度での使用となっている。これらTi合金は鍛造により製造されており、Ti合金は組織により力学特性が大きく変化することから、組織制御のためのプロセス研究が多数行われている。

Ni基超合金もTi合金も、航空機エンジンの高性能化に伴い、耐用温度が上昇しているが、これは高温強度が上昇していることを意味しており、つまりは材料の加工性は困難になる傾向にあることを示している。

### 3 航空機における鍛造技術

航空機用部材として使用されるNi基超合金やTi合金は、高温鍛造で製造されているが、高い高温強度ゆえに鍛造には大きな荷重を必要とする。そのため、大型鍛造プレスが必要

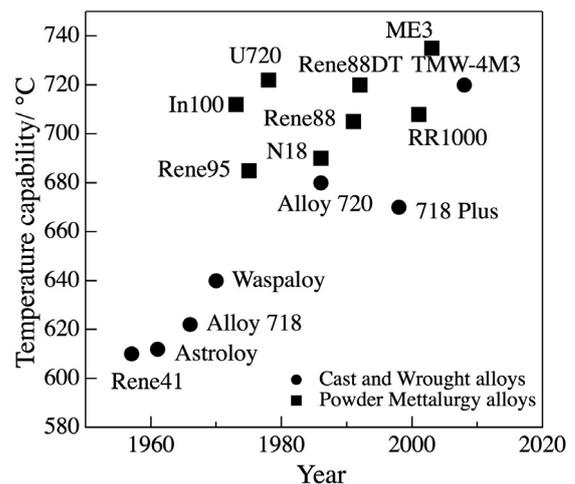


図2 ディスク用Ni基超合金の耐用温度 (650MPa 1000時間) の変遷

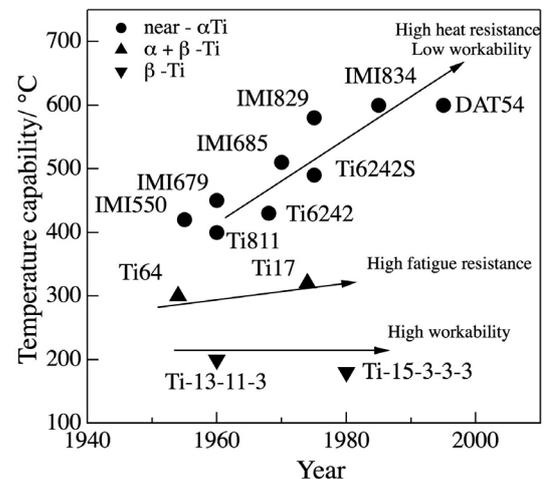


図3 航空機用Ti合金の耐用温度 (200 MPa, 0.1%ひずみ, 100時間) での変遷

となる。また航空機の大型化に伴う大型部品の製造にも大型鍛造プレスが必要となる。鍛造プレスは水圧制御のもので、フランスのAubert & Duval社に6万5千トン、ロシアのVSMPO社に7万5千トンなどが実働している<sup>10)</sup>。一方、精密制御を行う上では、油圧制御が優れており、図4に示すように、2007年にAubert & Duval社に4万トンプレスが導入された後、各国で導入が進められている。日本では2013年に日本エアロフォージに5万トンプレスが設置されている。

製造現場では、工程設計や金型設計のために、有限要素法による塑性加工シミュレーションを行い、条件を絞り込むための試行錯誤を計算機上で行い、製作期間、製作コストの削減を試みている。製作期間や製作コストの削減は、サプライヤーとしてシェアを増加させるために必要である。解析の対象は、材料流動、応力、ひずみ、温度、成形限界、破壊限界、強度、金型寿命など多岐にわたる<sup>11)</sup>。例えば、金型内への材料の流動や成形過程を可視化し、実際の鍛造品と比較して不具合を解消したり、鍛造形状だけでなく、鍛造品の組織や特性分布を計算する材質予測技術がある<sup>11)</sup>。材質予測は塑性変形(ひずみ、ひずみ速度)と温度の履歴を元に再結晶、変態、析出などの組織変化を計算し、得られた組織から機械的特性を計算する<sup>11)</sup>。このようなシミュレーションにより、最終的に得られる特性が得られるような鍛造条件で製造が可能となる。

このようなシミュレーションは、一般的に、市販のソフトウェアを使用するが、ソフトウェアが使用しているモデルは簡素な場合が多く、実際に起こる現象を必ずしも考慮していないため、予測精度が低いことが多い。例えば、Ni基超合金では、熱間鍛造中のひずみ回復や軟化現象が考慮されていない<sup>12)</sup>。精度の高い予測を行うためには、力学特性に大きな影響を及ぼす組織形成に必要なデータベースが必要となる。例えば、組織に与える鍛造条件の要素として、熱処理の温度と時間、鍛造時の圧下率、圧下速度、再熱処理条件、鍛造繰り返

し回数などが挙げられる。必要な組織を得るためには、一度の鍛造中に一定以上のひずみ量を与える必要があり、素材内に必要なひずみ量を導入するための必要荷重の正確な計算が重要である。先の軟化現象が考慮されていない事例については、実験により、各鍛造条件で起こる軟化現象を評価し、軟化による荷重現象をシミュレーションに導入することにより、荷重予測の精度を向上させることができる<sup>12)</sup>。

Ti合金の鍛造に関してもいくつか報告がある<sup>13,14)</sup>。鉄鋼材料が加工中に変形抵抗が高くなる加工硬化を示すのに対し、Ti合金は加工中に軟化する加工軟化を示す。この時、最初に変形が生じた部位の変形抵抗が低下するため、その後の加工中もその部位が優先的に変形し、不均一な変形、つまり不均一なひずみ分布となる。また、チタン合金は熱伝導率が低い材料であるため、加工中のひずみの不均一により加工発熱による温度分布も増長され、温度分布も不均一となる。Ti合金の鍛造後の熱処理温度がβ変態点以下であるため、鍛造材の組織が熱処理後の組織形態、製品の特性に大きな影響を及ぼす。そのため、必要な組織、特性を得るための鍛造中の温度、ひずみ、ひずみ速度、鍛造後の冷却速度などの制御が極めて重要となる。有限要素法を用いて温度・ひずみ予測を精度よく行うためには、変形抵抗を正確に記述する必要がある。鍛造温度やひずみ速度を変化させた様々な条件で鍛造し、応力-ひずみ曲線を得、ここから変形抵抗とひずみの関係式を構築することにより、シミュレーションの精度を向上させることができる<sup>13,14)</sup>。

このように、鍛造プロセスには鍛造シミュレーションが欠かせないが、精度良いシミュレーションを行うためには、個々の材料の変形抵抗、加工発熱などの塑性加工データ、組織、特性などの材料データを実験で取得することが必要となる。これまで、これらのデータは素材メーカーや鍛造メーカーで個々に取得していたが、欧米では、航空機メーカーを中心として、部材、素材メーカーなどがコンソーシアムを作り、Ti合金、Ni基超合金の塑性加工・材料データベースを構築しており、日本でもこのような体制作りを行い、高精度なデータベースを迅速に構築する必要がある<sup>15)</sup>。そこで、次に示すSIPにおいてTi合金およびNi基超合金の鍛造に関するデータベース構築とそれを用いた塑性加工シミュレーション高精度化および組織、特性予測モデル構築に関するプロジェクトが開始された。

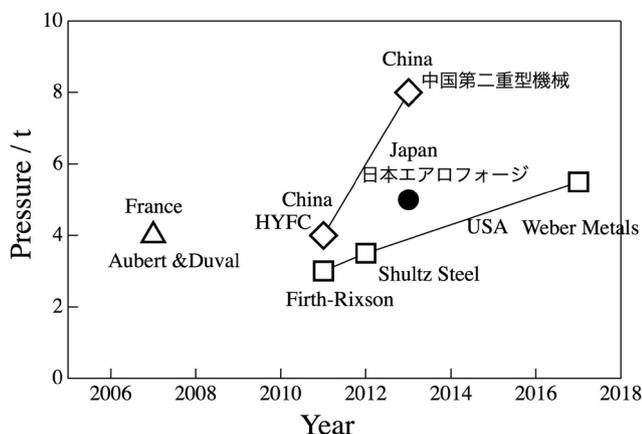


図4 油圧鍛造プレスの動向

## 4 戦略的イノベーション創造プログラム

戦略的イノベーション創造プログラム (Strategic Innovation Promotion Program, SIP) は、総合科学技術・イノベーショ

ン会議が自らの司令塔機能を発揮して、府省の枠や旧来の分野の枠を超え、科学技術イノベーションを実現するために2014年に創設された。重点課題として10課題を選定し、2015年には1課題加わって、現在は11課題が進められている。11課題のうちの1つのテーマが「革新的構造材料」であり、プロジェクトディレクターの岸輝雄先生（東京大学名誉教授、物質・材料研究機構名誉顧問）のマネージメントの下、航空機用樹脂の開発とFRPの開発、耐熱材料・金属間化合物等の開発、耐環境性セラミックスコーティングの開発、マテリアルズインテグレーションの4テーマが実施されている<sup>16)</sup>。耐熱合金・金属間化合物のテーマの中に、「革新的プロセスを用いた航空機エンジン用耐熱材料創製技術開発」があり、省エネルギー、排ガス削減のために必要な航空機体等の軽量化やエンジンの高効率化を実現するための素材製造技術の確立を目指す。このテーマでは、航空機材料として使われるTi合金やNi基超合金に関する3つの革新的製造技術開発に取り組むが、その中の1つが「大型精密鍛造シミュレータを用いた革新的新鍛造プロセス開発と材料・プロセスデータベース構築」である。ここでは、大型鍛造シミュレータを用いて、鍛造条件を考慮した信頼性の高いデータベースを作成し、これに裏付けされた塑性加工モデリング技術、組織および力学特性予測モデリング技術を確立する。これにより、製造条件から最終製品の特性を予測し、必要とされる特性を最大限に引き出せる製造条件の抽出が可能な材料創製技術の確立を目指す。このテーマには、物質・材料研究機構（NIMS）、日本エアロフォージ、川崎重工業（2015年まで参加）、神戸製鋼所、日立金属、大同特殊鋼、香川大学、岐阜大学、東北大学、名城大学、大阪大学、東京大学、東京電機大学、東京工業大学、名古屋大学、合計14機関（うち企業が4）が参加している。

## 5 大型鍛造シミュレータの仕様

これまで、大学などの研究機関では、塑性加工の研究は5から25トンレベルの小型鍛造シミュレータを用いて行われてきた。小型鍛造シミュレータでは、素材を試験機中で加熱しながら鍛造を行うため、温度制御やひずみ制御が比較的容易であり、複数の鍛造条件のデータを得ることができる。しかし、鍛造できる素材サイズが小さいため、組織変化の観察はできても、同じ組織を有する力学特性を同時に評価することは難しい。また、小型鍛造シミュレータは多くの場合、高周波加熱による材料のみの加熱であるため、鍛造試料が小さいこともあり、鍛造中の材料からジグへの放熱の考慮が必要となり、塑性加工シミュレーションを複雑にする。一方、製造現場では、1000トン以上の大型鍛造プレスを使用しており、大型素材の鍛造が可能であるが、多くの場合、鍛造プレ

スに加熱装置がついておらず、別の炉で加熱した素材を加熱した金型で鍛造するため、鍛造中の温度変化を制御することが難しい。また、金型素材の種類によっては金型温度を大きく上げることが難しく、素材と金型の温度差が大きいこともある。しかし、力学特性を評価する場所の組織評価も同時にできるというメリットはある。

そこで、プロジェクトでは、研究機関レベルの小型鍛造プレスと製造レベルの大型鍛造プレスの長所を両方兼ね備えた大型鍛造シミュレータを設置し、小型鍛造シミュレータのように温度とひずみ速度を制御して鍛造した素材から、組織と力学特性評価の試料を同位置から取得し、鍛造条件、組織、特性を結びつけることができる高精度なデータ取得を目指した。

プロジェクトの要の装置である大型鍛造シミュレータは、プロジェクト開始後すぐに設計を始め、2015年3月には概ね設計が終了し、2015年4月から装置の製造を開始した。大型鍛造シミュレータは総重量130トンであり、これに耐え得る基礎を作るため、まず、NIMS内設置場所の基礎工事を開始した。大型鍛造シミュレータを支える基礎はもともとNIMS内設置場所に既存の地下ピットを活用し、これを鉄筋コンクリートで固める工事を8ヶ月に渡り行い、基礎工事後半には大型鍛造シミュレータの設置も同時進行させ、2015年12月末に設置が終了した。大型鍛造シミュレータの主な仕様を表1に、装置の写真と概要図を図5、6に示す。図6の装置概要図に示すように、大型鍛造シミュレータのオイルタンクやオイル作動用アクチュエーターなどの油圧システムや、装置を動かすモーターなどの大型装置は、地下ピットに収められている。地上には、プレス部分とその周りに、素材を移動させるロボットマニピュレータや予備加熱炉、冷却装置、制御盤が設置されている。

大型鍛造シミュレータの特徴は、1500トン油圧プレス本体による精緻なひずみ制御および平衡度制御を実現し、付帯設備として設置された予備加熱炉と鍛造シミュレータ本体に設置された金型加熱炉による正確な鍛造温度制御が可能であることである。また、付帯設備として冷却装置を併設している

表1 開発鉄粉のpH変化に対する安定性の試験結果

プレス最大荷重	1500 トン
プレス制御	油圧制御 ひずみ速度制御 ( $\dot{\epsilon} = 1/s \sim 0.001/s$ ) 加圧速度制御 ( $0.01mm/s \sim 300mm/s$ )
素材加熱	最大 1200°C
金型加熱温度	最大 1100°C
素材重量	最大 25 kg
冷却方式	空冷, 徐冷, 水冷, ミスト, 衝風
特殊機能	逐次鍛造機構 (装置)

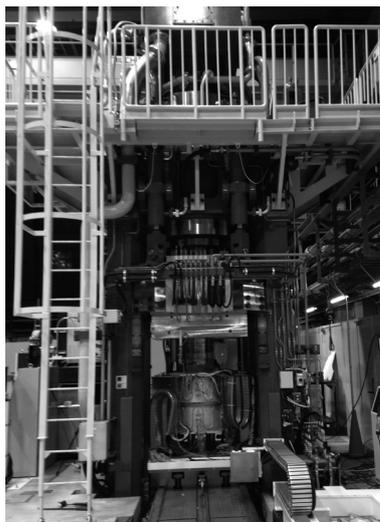


図5 大型鍛造シミュレータの外観

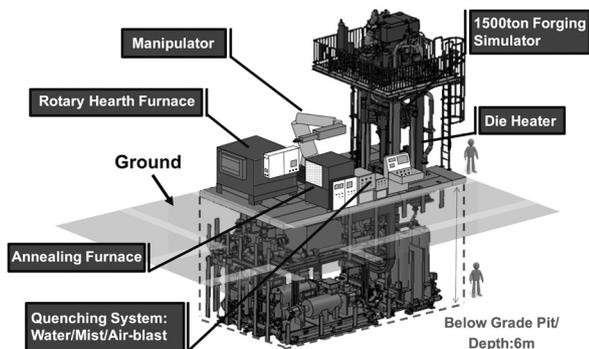


図6 大型鍛造シミュレータの概要

ため、広範な冷却速度制御も可能である。また、鍛造材が大きく（最大直径250mm程度）、組織解析と力学特性評価のための試験片を同一部位から取得可能である。プレス最大荷重は、変型抵抗が高いNi基超合金を、組織解析と力学特性評価のための試験片を同一部位から取得可能なサイズで鍛造可能にするために1500トンとした。1100℃に耐えられる金型材料は日立金属から提供された。

鍛造シミュレータの前にはロボットマニピュレータがあり、素材はロボットマニピュレータにより搬送され、予備加熱炉内に挿入されて加熱される。予備加熱炉内には複数の素材を挿入することができ、鍛造時には、中で炉床が回転し、加熱された素材が取り出し口まで移動する。加熱された素材はロボットマニピュレータにより搬出され、鍛造シミュレータ前に搬送されると、金型加熱炉が開き、素材は鍛造シミュレータの中央に装填される（図7 (a)）。ロボットマニピュレータが素材を離すと、金型加熱炉が閉じて素材が鍛造される。鍛造後は再び金型加熱炉が開き、ロボットマニピュレータが鍛造された素材を搬出し（図7 (b)）、素材は冷却炉あるいは空冷用の設

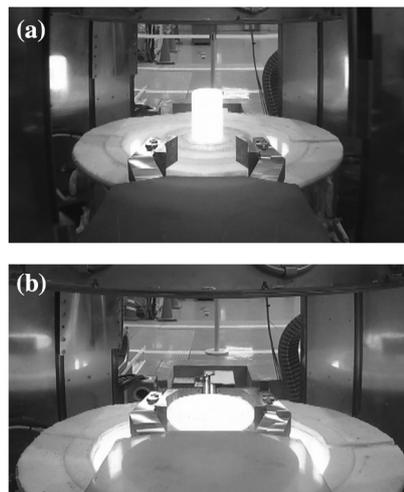


図7 (a) 素材挿入後、(b) 鍛造後の搬出

置場所に搬送されて冷却される。素材搬入から鍛造まで、作業者は操作盤で操作するだけであり、安全に作業できる。

## 6 大型鍛造シミュレータの検証と予備実験

鍛造シミュレータ設置後もすぐに実験を開始できたわけではなく、2ヶ月に渡り検収試験を行い、仕様通りの動作をするか確認した。まず、プレス位置制御により、研究対象のTi合金やNi基超合金を用いて熱間たわみ補正を行った。すなわち、荷重によるプレス設備と金型のたわみを鍛造材厚さの実測値との比較により補正係数を同定し、プレス制御プログラムに組み込み、プログラム通りの変形を可能とした。また、供試材をプレス中心から偏芯セットし、平衡度が仕様範囲に制御可能であることを確認した。加圧・速度制御により、最大荷重1500トンに到達することを確認し、各種制御モードによる速度制御、追従性を確認した。さらに、0.01~300m/sの速度制御、一定速度制御、可変速度制御、ひずみ速度制御が可能であることも確認した。

仕様通りの制御が可能であることを確認後、2016年4月から本鍛造に向けた予備実験である潤滑剤の温度依存性に関する実験を行った。各素材に対する適切な潤滑剤を選択するために、素材に潤滑剤を塗布し、様々な温度で加熱後に空冷して、潤滑剤の濡れ性や冷却後の安定性などについて調べ、鍛造温度に適した各合金の適切な潤滑剤を決定した。

## 7 塑性加工データの取得

塑性加工シミュレーションでは、金型と素材の摩擦係数、素材から金型への熱伝達、鍛造中の加工発熱などの境界条件

が必要となる。大型鍛造シミュレータを使って、鍛造で使用する潤滑剤を同条件で塗布した後、摩擦、熱伝達、加工発熱などの実験を行った。摩擦実験では、リング状の試験片を用いて、潤滑剤の厚さと鍛造比を変化させて鍛造実験を行い、変形後の内径と外径を測定することにより摩擦係数を同定する。図8に示すように、条件の違いにより、内径や外径が異なり、摩擦が大きくなると変形後の内径が初期内径よりも小さくなる。塑性加工シミュレーションにより、これらの形状が得られるように計算を行い、摩擦係数を同定する。加工発熱や熱伝達については、熱電対を素材内に挿入し、鍛造中の素材内部の温度変化を計測することにより、熱移動現象を塑性加工シミュレーションに入れていく。

## 8 材料データの取得

鍛造材は素材内部の温度とひずみの不均一性から、場所により組織が異なる。そこで、あらかじめ、塑性加工シミュレーションによりひずみが均一になる領域を計算し、直径Dに対してD/4近傍の位置から試験片を切り出して、引張試験、疲労試験、組織観察を行っている。図9に大型鍛造シミュレータによる鍛造から得られたNi基超合金 (Alloy 720) とTi合金 (Ti-17) の組織を示す。Ni基超合金では、鍛造中あるいは鍛造後冷却中に生成する一次 $\gamma'$ とその後の熱処理中に生成する細かい二次 $\gamma'$ が生成し、これらの存在が母相 $\gamma$ 相結晶粒の成長(鍛造中の動的再結晶や熱処理中の成長)に影響を及ぼす。これらのことを踏まえて、Alloy 720では、鍛造条件や熱処理条件による $\gamma$ 相の動的再結晶、静的再結晶、 $\gamma$ 相の粒成長、一次 $\gamma'$ の成長、二次 $\gamma'$ の成長について、組織因子を明確化し、成長モデルと構築している。Alloy 718については、これらに加え、双晶が生成し、また、 $\delta$ 相や $\gamma''$ 相など、720には生成しない析出物が生成するため、これら析出物の成長モデルの構築、およびこれらの析出物が $\gamma$ 相結晶粒成長に及ぼす影響を考慮した組織予測モデル構築を行っている。Ti合金は、鍛造後の冷却中に $\alpha$ 相が生成し、さらなる熱処理



図8 摩擦実験における条件の違いによる形状変化

により細かい $\alpha$ 相が生成する。そのため、母相である $\beta$ 相の粒径、鍛造により変形した $\beta$ 相粒のアスペクト比、 $\beta$ 粒界に生成する $\alpha$ 相の体積率、粒内に生成する $\alpha$ 相の体積率およびアスペクト比、熱処理により生成する微細な $\alpha$ 相の体積率などの組織因子を明確化し、これらの組織因子予測モデルを構築している。さらに、種々の鍛造条件から得られる組織に対する引張強度、伸び、絞り、疲労強度、疲労寿命、クリープ寿命などを評価し、組織因子との関係を明らかにすることにより、引張強度、伸び、絞りなどの予測モデルを構築中である。

## 9 塑性加工シミュレーションと組織予測シミュレーション

大型鍛造シミュレータを用いて塑性加工データや組織データを取得し、有限要素法に組み込むことにより、組織予測を行なった結果を図10, 11に示す。図10はNi基超合金の $\gamma$ 相の再結晶率を計算したものである。(a)が塑性加工シミュレーションによる計算結果で、再結晶率の分布を表している。鍛造材の断面の1/2を表示しており、左側が鍛造材の中心にあたり、右側が鍛造材の端部に当たる。中央近傍で再結晶が進んでおり、60%近い値を示している。(b)には、実際に組織を観察して再結晶率を求めたものと計算結果を比較している。観察では50%程度の再結晶率を示しており、概ね予測ができていることがわかる。図11には、Ti合金について

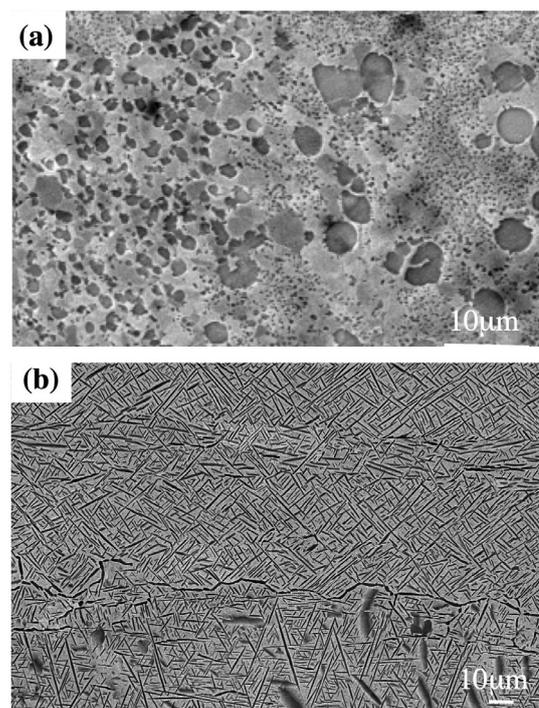


図9 大型鍛造シミュレータで鍛造後熱処理した組織 (a) Ni基超合金、(b) Ti合金

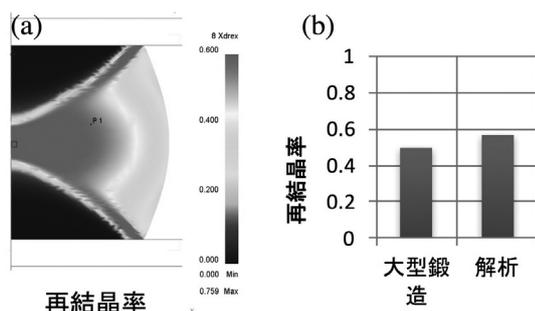


図10 Ni基超合金の(a)再結晶率に関する組織予測シミュレーション、(b)観察結果との比較

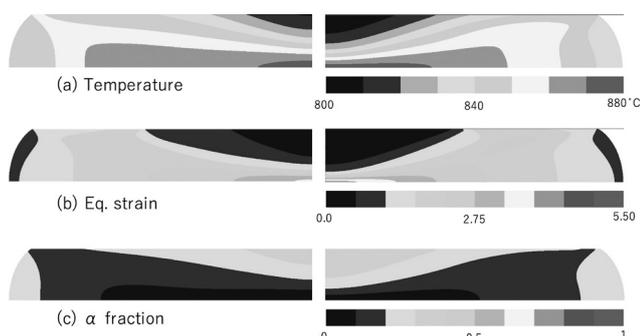


図11 大型鍛造シミュレータでの組織予測シミュレーション  
左：実験による測定と解析により同定した物性値、摩擦係数を使用、右：組織予測モデルに文献値などから得た物性値を使用

性加工シミュレーションと組織予測シミュレーションを行った結果を示す。右側は、組織予測モデルを用いて、せん断摩擦係数、熱伝導率、熱容量、熱伝達率等は文献などから得られる物性値を入力して計算を行ったものである。一方、熱伝達率や摩擦係数などを実験と塑性加工シミュレーションを用いて同定した値を組織予測モデルと組み合わせて計算した結果が左側の図である。文献などから引用した物性値を用いた場合(右)と、実験による測定と解析により同定した物性値を用いた場合(左)で鍛造材の温度分布(図11(a))やひずみ分布(図11(b))が異なることがわかった。組織因子として、 $\alpha$ 相の体積率の計算結果(図11(c))を示す。温度分布やひずみ分布の差に対応した組織の違いが計算できた。

現在、塑性加工データ、組織、特性データを取得中であり、今後、これらのデータを用いて予測モデルの検証と高精度化を図り、プロジェクト最終年度には、構築した予測モデルを用いて、任意の特性を得られる鍛造条件を計算し、その条件を実機プレスに適用、検証していく。これらの研究を通じて、プロジェクト終了後には素材メーカー、鍛造メーカーに構築した予測モデルを提供し、製造現場で活用していただく。

### 謝辞

本研究は戦略的イノベーション創造プログラム「革新的構造材料」の「革新的プロセスを用いた航空機エンジン用耐熱材料創製技術開発」により行ったものである。

### 参考文献

- 1) 民間航空機に関する市場調査2016-2035, 日本航空機開発協会, (2016), [http://www.jadc.jp/files/topics/109\\_ext\\_01\\_0.pdf](http://www.jadc.jp/files/topics/109_ext_01_0.pdf)
- 2) 航空宇宙産業データベース平成28年7月, 日本航空宇宙工業会, (2016), [http://www.sjac.or.jp/common/pdf/toukei/7\\_database\\_H28.7.pdf](http://www.sjac.or.jp/common/pdf/toukei/7_database_H28.7.pdf)
- 3) 平成27年度版民間航空機関連データ集, 日本航空機開発協会, (2016), <http://www.jadc.jp/data/associate/>
- 4) <http://newswitch.jp/p/5040>
- 5) 近年の民間航空機用エンジン開発の動向について, 航空機国際共同開発促進基金, 20-1, (2008), <http://www.iadf.or.jp/document/summary.html>.
- 6) Titanium and Titanium alloys : fundamentals and Applications, C. Leyens, M. Peters, Wiley-VCH Verlag GmbH & Co, (2003)
- 7) 近年の民間航空機用エンジン開発の動向について, 航空機国際共同開発促進基金, 16-4-6, (2016), <http://www.iadf.or.jp/document/summary.html>.
- 8) 服部博, 正木彰樹: 航空・宇宙エンジン用材料開発の動向, 日本航空宇宙学会誌, 43 (1995) 495, 204.
- 9) 谷月峰, 横川忠晴: NIMS Now, 9 (2009) 10, 8.
- 10) 新規産業分野への素形材産業の進出に際しての課題及び可能性に関する調査研究報告書, 日本機械工業連合会, (2009), <http://www.jmf.or.jp/houkokusho/6/26.html>
- 11) 石川孝司: 電気製鋼, 82 (2011) 2, 133.
- 12) 櫻井信吾, 大竹拓至, 岡島琢磨, 藤原正尚, 木村利光, 湯川伸樹: 電気製鋼, 87 (2016) 1, 13.
- 13) 石外伸也, 百田悠介, 村上章吾, 前田恭志, 長田卓: R&D 神戸製鋼技報, 55 (2005) 3, 52.
- 14) 長田卓, 大山英人, 村上昌吾: R&D 神戸製鋼技報, 64 (2014) 2, 28.
- 15) <http://www.wpafb.af.mil/News/Article-Display/Article/400103/metals-affordability-initiative-technology-transition-through-collaboration/>
- 16) [http://www8.cao.go.jp/cstp/gaiyo/sip/keikaku/3\\_zairyuu.pdf](http://www8.cao.go.jp/cstp/gaiyo/sip/keikaku/3_zairyuu.pdf)

(2017年6月5日受付)