

(解説)

航空機向け大型チタン合金部品の鍛造技術

本田恭英*・百田悠介・小野公輔

Forging Technology for Large Titanium Alloy Parts for Aircraft

Yukihide HONDA・Yusuke MOMOTA・Kosuke ONO

要旨

チタン合金は「熱容量が小さく冷めやすい」、「熱伝導率が小さく温度分布が大きくなりやすい」、「熱間変形抵抗の温度依存性が強い」という特徴があり、温度に敏感な材料である。また鍛造温度は形成される材料組織や機械的特性に影響するため、チタン合金の熱間鍛造では温度制御が重要である。そのため、温度予測精度を高めた熱連成塑性流動FEM解析を用いた評価技術はチタン合金の高度な鍛造設計に有用であると考えられる。

Abstract

Titanium alloys are sensitive to temperature due to their low heat capacity, which makes them easy to cool; low thermal conductivity, which tends to cause greater thermal distribution; and the strong temperature dependence of their flow stress during hot plastic deformation. Furthermore, the microstructure and mechanical properties of forged titanium alloys are affected by the forging temperature. Thus, for the hot forging of titanium alloys, it is important to control the temperature. It is, therefore, useful in the advanced forging design of titanium alloys to consider using coupled thermal-plastic FEM analysis with improved temperature prediction accuracy.

キーワード

航空機部品, ジェットエンジン部品, チタン合金, 鍛造, 金型, 熱連成塑性流動解析, 有限要素法

まえがき = 航空機の機体やジェットエンジンの部品には、アルミ合金やチタン合金のほか、ニッケル基合金などのさまざまな金属の鍛造材が使用されている。アルミ合金は軽さ（低密度）、チタン合金は比強度（耐力／密度）、ニッケル基合金は高温強度などに優れており、各部品に求められる材料特性などに応じて使い分けられている。

ボーイング社やエアバス社が製造する中・大型機の機体や、その機体に搭載されるジェットエンジンに使用される大型部品になると、その製造には大がかりな設備が不可欠になる。図1に鍛造材の製造工程を模式的に示す。铸塊組織を熱間自由鍛造によって微細化してビレット（丸棒）にした後、熱間型鍛造によって成形する。つづいて、合金種や必要となる材料特性に応じた熱処理を施して調質する。機体やジェットエンジンに搭載される最終部品となるまでにはさらに、鍛造材に機械加工と検査が施される。型鍛造では自由鍛造よりも大きなプレス力量が必要である。全長2 mを超えるような大型部品の場合は力量数万トン以上の超大型プレス機が必要になる場合もある。

日本国内には超大型プレス機が長らく存在しなかったが、2013年に超大型5万トン油圧鍛造プレス機が日本エアロフォージ株式会社（当社含む数社の合弁会社）にお

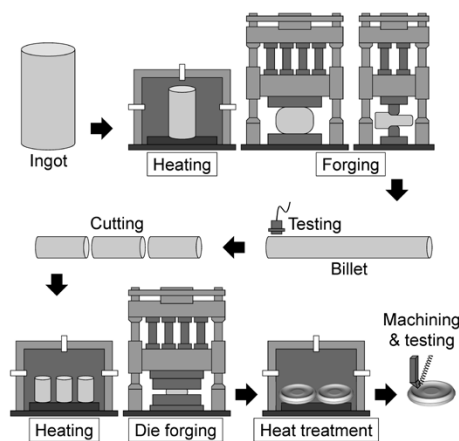


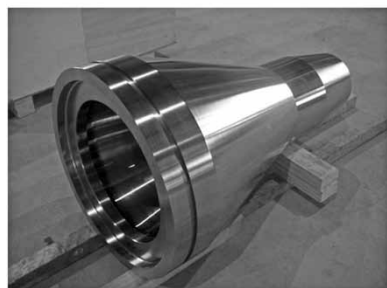
図1 航空機向け鍛造材の製造工程（模式図）
Fig.1 Schematic illustration of forging process for aircraft

いて稼働した。当社は、このプレス機を活用してチタン合金の大型鍛造材を製造している。図2にその一例を示す。これらは鍛造材に機械加工が施されたものであるが、機体やジェットエンジンに搭載される最終部品となるまでには、さらに機械加工が施される。図2(a)は着陸装置（ランディングギア）の車輪部に使用される脚部品である。重量200~400 tもある機体を地上で支えるだけでなく、着陸時の衝撃に耐える必要がある。そのため、高強度と高い破壊じん性の両立が求められる。図2

* 技術開発本部 材料研究所



(a) Landing gear part



(b) Jet engine part

図2 航空機向けチタン合金鍛造品の外観

Fig.2 Appearance of forged titanium alloy products for aircraft

(b) はジェットエンジンに使用されるシャフト部品である。離陸時の高速回転負荷に耐える必要があるため、優れた疲労特性が求められる。

チタン合金は一般的に、アルミ合金や合金鋼と比較して鍛造が難しい材料であるといわれている。チタン合金は「熱容量が小さく冷めやすい」、「熱伝導率が小さく温度分布が大きくなりやすい」、「熱間変形抵抗の温度依存性が強い」といった特徴がある。そのため、金型への抜熱によって被鍛造材表面の変形能が急激に低下すると金型への充填性が低下し、目標の鍛造形状を確保することが難しくなる。

また、図2に例示したような鍛造部品に対しては高い信頼性が要求され、優れた機械的特性を狭い範囲内のばらつきに管理しなければならない。溶解工程や熱処理工程に加えて鍛造工程も機械的特性に大きく影響する。そのため、品質は製品検査だけでなく製造工程全般に対して厳しく管理される。

さらにチタン合金は、アルミ合金や合金鋼と比較して原料が高価であるうえ、被削性が悪いいため機械加工費も高くなる。品質を確保しつつ、鍛造ニアネット化による機械加工量の削減や、投入重量削減による材料歩留り向上は、鍛造技術としての重要課題である。

本稿では、航空機向け大型チタン合金部品の鍛造技術について概説する。

1. 航空機向けチタン合金鍛造材

チタン合金は図3に示すように、添加元素の種類と添加量によって、 α 、 $\alpha + \beta$ 、 β 合金の3種類に大別することができる。結晶構造は α 相が最密六方格子、 β 相が体心立方格子である。最も一般的に使用されているのは α 相と β 相の2相からなる $\alpha + \beta$ 合金であり、相分率や相形態によって材料特性に差が生じる。 α 相安定化元素(Alなど)は、 α 相の構造安定性を高めて β 変態点(α

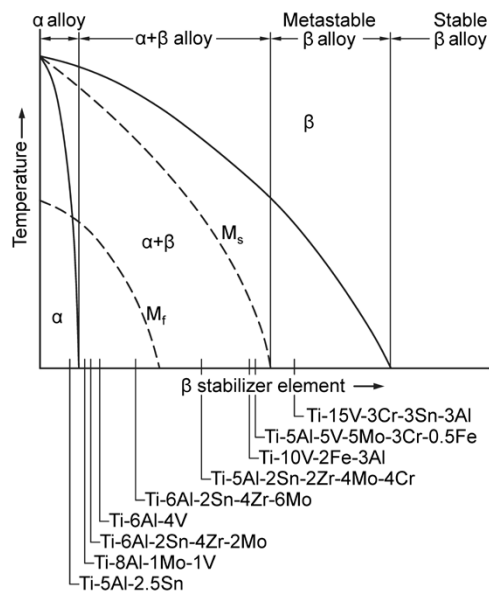


図3 チタン合金の種類と状態概念図

Fig.3 Types and phase diagram of titanium alloys

表1 チタン合金の β 変態点

Table 1 β transus of titanium alloys

Alloy	Abbreviation	β transus (°C)
Pure Titanium	Ti	885
Ti-6Al-4V	Ti-64	990 ~ 1,010
Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo	Ti-6246	940 ~ 960
Ti-5Al-2Sn-2Zr-4Mo-4Cr	Ti-17	880 ~ 900
Ti-5Al-5V-5Mo-3Cr-0.5Fe	Ti-5553	850 ~ 870
Ti-10V-2Fe-3Al	Ti-10-2-3	800 ~ 820

$\alpha + \beta$ の2相域と β 単相との遷移温度)を上昇させる方向に作用する。いっぽう β 相安定化元素(V, Mo, Cr, Feなど)は、 β 相の構造安定性を高めて β 変態点を低下させる方向に作用する。一般的に β 相安定化元素が多いほど、 β 相の増加により結晶構造としての塑性変形能は向上する。ただし、 $\alpha + \beta$ 鍛造($\alpha + \beta$ 域での鍛造)では β 変態点の低下に伴って不可避的に鍛造温度も低くなるため、必要なプレス力量が増大しやすい。表1に各種チタン合金の β 変態点を参考値として示す。

航空機向けに多く使用されている一般的なチタン合金はTi-6Al-4V(略称Ti-64)である¹⁾。Ti-64は最も汎用(はんよう)的なチタン合金であり、引張強度や破壊じん性などの機械的特性のバランスが良い。航空機分野での使用実績も豊富であることから、技術的なデータベースも蓄積されている。適用部品も幅広く、機体構造部品や、ジェットエンジンのファンロータおよび低圧圧縮機付近の部品など、耐用温度が約300°C以下の部品で使用されている²⁾。

400°C前後までの中温度域で強度が必要なジェットエンジンのディスク部品には、Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo(略称Ti-6246)合金やTi-5Al-2Sn-2Zr-4Mo-4Cr(略称Ti-17)合金が使用されている³⁾。仕上鍛造工程(型鍛造の最終工程)で β 鍛造(β 域での鍛造)と β 鍛造後の冷却速度制御を行い、さらに溶体化時効処理を施すことによって強度を確保しながら破壊じん性と疲労き裂進展特性を向上させることができる。

脚部品では合金鋼が主流として使用されているが、軽量化を目的にチタン合金も一部で採用されている。たとえば、Ti-64よりも高強度なTi-10V-2Fe-3Al（略称Ti-10-2-3）合金やTi-5Al-5V-5Mo-3Cr-0.5Fe（略称Ti-5553）合金が適用されている⁴⁾。適切な鍛造と溶体化時効処理による組織制御を施すことにより、高強度と高い破壊じん性とを両立させることができる。

2. チタン合金の熱物性と熱間変形特性

表2にチタン合金(Ti-6Al-4V)、アルミ合金(A7075)、工具鋼(SKD61)の熱物性を示す。チタン合金の熱容量(密度×比熱)はアルミ合金や鋼材より小さく、熱間鍛造中に温度が低下しやすいことが推察される。また、熱伝導率もアルミ合金や鋼材より小さく、熱間鍛造中に温度分布が生じやすいことが推察される。

図4にTi-6Al-4V合金の熱間変形抵抗と温度の関係を示す。温度が100℃低下すると変形抵抗が約2倍になることが分かる。熱間変形特性は合金成分や組織状態、塑性変形時のひずみ速度によって異なるが、この強い温度依存性を十分に考慮して鍛造工程と鍛造条件を設計する必要がある。

前述したように、チタン合金は熱容量が小さい。そのため、熱間鍛造中に雰囲気や金型などへの抜熱などによって被鍛造材の温度が低下しやすい。温度が低下すると、変形抵抗が加速度的に上昇することによってプレス荷重が急激に上昇し、プレス力量不足や金型への過負荷が懸念される。また、チタン合金は熱伝導率が小さく、

表2 各種合金の熱物性
Table 2 Thermal properties of various alloys

Alloy	Temperature (°C)	Specific heat (J/(kg·K))	Thermal conductivity (W/(m·K))	Density (kg/m ³)
Ti-6Al-4V	RT	515	6.5	4,420
	300	594	9.8	-
	500	635	12.0	-
	700	736	15.9	-
Al alloy (JIS: A7075)	RT	869	159	2,780
	300	1,101	184	-
	400	1,238	192	-
Tool steel (JIS: SKD61)	RT	445	24.8	7,740
	300	561	28.2	-
	500	676	28.3	-
	700	820	24.1	-

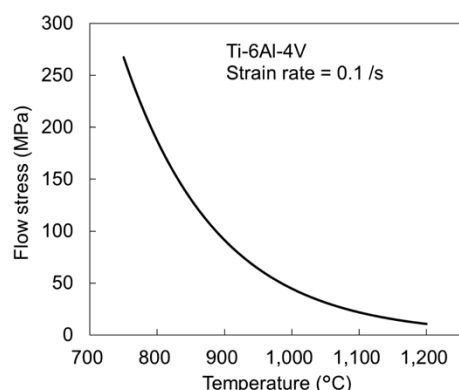


図4 Ti-6Al-4V合金の熱間変形抵抗
Fig.4 Flow stress of Ti-6Al-4V alloy

金型への抜熱によって被鍛造材の表面と内部で温度差が生じやすい。被鍛造材表面の温度が低下して塑性流動抵抗が上昇すると金型への充満性が低下し、目標の鍛造形状を確保することが難しくなる。さらに、材料組織制御の観点では、被鍛造材を塑性変形させる瞬間の温度も重要である。とくにTi-6246合金やTi-17合金のβ鍛造では、変形開始から完了までを狭い温度範囲内に収めなければならない。さらに、温度低下した領域は相対的に塑性変形しにくくなるため、鍛錬を加えられなくなるという問題もしばしば生じる。

このように、上述したチタン合金の熱物性および熱間変形特性がチタン合金の熱間鍛造を難しくしている。温度を精度良く制御することがチタン合金の熱間鍛造においては最も重要だといっても過言ではないであろう。

3. チタン合金の熱間鍛造技術

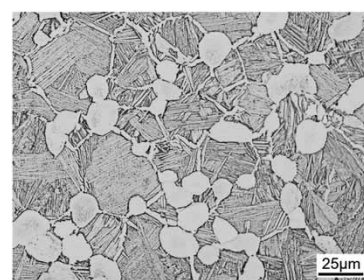
本章では、温度制御という観点に適宜着目しながら、チタン合金の型鍛造技術について述べる。

3.1 α+β鍛造とβ鍛造

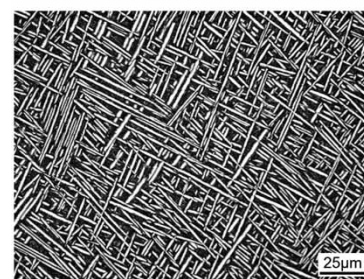
チタン合金の型鍛造では、β変態点未満の温度域(α+β域)で鍛造するα+β鍛造が一般的である。被鍛造材の加熱温度は、組織制御や鍛造中の温度変化(抜熱と加工発熱)、鍛造成形性やプレス力量など、さまざまな因子を考慮して決める。一般的には、表1に示したβ変態点に対して数十℃低い温度に設定することが多い⁹⁾。もちろん、加熱温度の目標値は被鍛造材を予加熱する炉温公差も考慮して設定される。

Ti-6246合金やTi-17合金の仕上鍛造では、β変態点以上の温度域(β域)に加熱して鍛造するβ鍛造が必要に応じて行われる。被鍛造材の加熱温度は、組織制御を最優先に考えながらその他の因子を考慮して決定する。一般的には、表1に示したβ変態点に対して、数十℃程度高い温度に設定することが多い⁹⁾。

図5にα+β鍛造材とβ鍛造材のマイクロ組織を示す。



(a) α+β forged Ti-6Al-4V (STOA)



(b) β forged Ti-6Al-2Sn-4Zr-6Mo (STA)

図5 チタン合金鍛造材のマイクロ組織
Fig.5 Microstructure of titanium alloy forgings

図5(a)はTi-64合金を $\alpha + \beta$ 鍛造して溶体化過時効処理(Solution Treatment and Over-Aging, STOA)を施したものであり、母相(β 相)に等軸な α 粒(初析 α 相)と微細な針状 α 組織(2次 α 相)が析出したBimodal組織となっている。図5(b)はTi-6246合金を β 鍛造して速やかに急冷した後、溶体化時効処理(Solution Treatment and Aging, STA)を施したものであり、全面が針状 α 組織となっている。一般的には、等軸 α 組織は引張強度や疲労強度に優れ、針状 α 組織はクリープ強度や破壊じん性および疲労き裂進展特性に優れるといわれている⁵⁾。

成分、鍛造工程(加熱温度・時間、鍛造温度・変形量・変形速度、鍛造後冷却速度など)、および熱処理条件によってこのようなマイクロ組織形態が複雑に変化し、機械的特性もそれに依りて変化する。製品に要求される機械的特性を得るためのマイクロ組織形態、およびそのプロセス条件を明確にすることが航空機向けチタン合金の鍛造材を製造するうえでは重要である。組織制御に関する説明は他の記事^{5)~7)}において詳細に述べられており、本稿では割愛した。

3.2 鍛造FEM解析による鍛造設計

組織制御のためのプロセス条件と鍛造材の成形とを両立させるには、熱間鍛造中の変形温度をはじめ、変形量(塑性ひずみ)や変形速度(ひずみ速度)、メタルフローなどを高度に制御して鍛造を行う必要がある。そのような鍛造設計にあたっては、熱連成塑性流動FEM解析による予測・評価が欠かせない。

$\alpha + \beta$ 鍛造の設計において最も注意しなければならないのは、鍛造中の加工発熱による β 変態点超過(オーバーヒート)である。一般的に $\alpha + \beta$ 鍛造では、複数回の鍛造で付与した塑性ひずみが累積的に作用することによって、結晶粒微細化による機械的特性の向上が期待できる。ただし、 β 変態点を超過して再結晶と粒成長が生じると、機械的特性が大幅に低下してしまう恐れがある。また、鍛造前の炉内予加熱時の均熱保持時間が不必要に長いと、 β 変態点未満($\alpha + \beta$ 域)の均熱温度であっても機械的特性に少なからず影響を及ぼす。もちろん、鍛造材に導入されるメタルフローも機械的特性を左右する。

β 鍛造においてはほぼすべての鍛造条件因子、すなわち、

- ・ β 鍛造加熱前の被鍛造材の結晶粒径
- ・均熱温度および均熱保持時間
- ・ β 鍛造で導入される塑性ひずみと変形中の温度・ひずみ速度・メタルフロー
- ・ β 鍛造後の冷却速度と冷却開始までの遅延時間

などが組織形成および機械的特性に直結する。引張強度や延性、破壊じん性、および疲労き裂進展特性のすべてを満足しつつ、超音波探傷性の良い組織⁸⁾を得るためのプロセス条件範囲は狭い。

鍛造材の割れや金型への充満不足などの鍛造不良は、外観や寸法などの製品検査で検知できる。しかし、鍛造材内部の組織不良や機械的特性不良は、超音波探傷検査

(UT)や余長部(実体付部)の検査では検出できないことがある。そのため、鍛造条件を含む厳格な工程管理(工程凍結)による品質保証が必要になる。具体的には、ワークケースとなる鍛造条件(炉温公差、炉出からの搬送時間、型温、鍛造後冷却など)でも問題ないことをFEM解析にて評価する。さらに、鍛造材の実体破壊試験(鍛造材内部の組織および機械的特性検査)による評価を行い、品質保証できる鍛造条件範囲を決定する必要がある。

このようにFEM解析は、鍛造設計ツールとしてだけでなく、鍛造材の品質保証に対しても重要な役割を担う。また大型鍛造材は、多品種少量生産であることに加えて試作に多大なコストがかかるため、試作と設計修正の繰り返しは回避しなければならない。そのため、FEM解析には高い精度が求められる。

3.3 鍛造FEM解析の高精度化

前章で述べたように、チタン合金は温度に非常に敏感であり、かつ鍛造材の組織を制御するには緻密な温度制御が必要である。すなわち、チタン合金の熱間鍛造のFEM解析においては、温度予測精度が最も重要になる。具体的には、鍛造加熱炉の炉温公差($\pm 14^\circ\text{C}$ 程度で設定されることが多い⁹⁾)と同等以上の温度予測精度を確保できなければ、解析精度の信頼性としては不十分であると考えられる。図4に示した熱間変形抵抗から推察されるように、 14°C 程度の温度誤差がプレス荷重誤差10%程度に相当することからもその必要性を理解できる。

高い温度予測精度を確保するには、解析モデル(有限要素データ、鍛造条件、熱連成計算条件など)と入力パラメータ(材料データ、境界条件)が重要になる。解析モデルとしては、被鍛造材に加えて金型自体も熱連成(温度変化)させたモデルが望ましく、変形開始前の温度解析(被鍛造材の搬送空冷など)も必要である。入力パラメータとしては、被鍛造材の熱物性と熱間変形抵抗、金型の熱物性、被鍛造材-雰囲気および被鍛造材-金型間の熱伝達係数などが重要になる。とくに注意を要するのは、熱間鍛造中の温度変化に伴う α/β 相分率変化が昇温時の吸熱反応と降温時の発熱反応として現れる点である。この発熱・吸熱反応を連成させた解析モデルとするか、あるいは比熱の入力値(温度-比熱の関係)により補正する必要がある。また、チタン合金の熱間変形抵抗に関しては、温度やひずみ速度との相関性に重点をおいて定式化するのが望ましい。

3.4 鍛造金型設計

鍛造中の被鍛造材の温度変化を抑えるには恒温鍛造するのが理想的である。しかし実際は、製造コストや生産性を考慮して適度な温度に金型を加熱して鍛造するのが一般的である。 $\alpha + \beta$ 鍛造では熱間工具鋼製の金型を炉で $300\sim 500^\circ\text{C}$ 程度に予加熱して使われることが多い⁹⁾。型温が低いと被鍛造材からの抜熱が大きくなるため、鍛造材の組織制御や成形性の面で不利になる。いっぽうで、型温が高過ぎると、被鍛造材からの受熱によって型温が熱間工具鋼の耐熱温度を超過し、金型の強度低下や摩耗、熱疲労につながる。そのため、適度な型温に保温

または冷却するほか、金型に部分的に耐熱材料を使用することや、被鍛造材から金型への伝熱を抑えるなどの対策が適宜講じられる。β鍛造ではプロセス条件としての鍛造温度範囲が狭い。そのため、耐熱合金製の金型をヒータやガスバーナを用いて500℃以上（鍛造温度より数百℃低い温度）に維持しながら鍛造するホットダイ鍛造⁹⁾が広く使われている。

鍛造金型を設計する際に注意しなければならないのは、被鍛造材や金型材の線膨張率である。温度や合金種によって異なるが線膨張率は0.4~1%程度あり、大型鍛造材や大型の金型では10 mm程度以上の熱膨張が生じる。鍛造材の寸法精度を確保するには、被鍛造材と金型材の温度のばらつきも考慮した金型設計が必要になる。

3.5 潤滑技術

チタン合金の熱間型鍛造ではガラス潤滑剤が広く使われている。微粒ガラス・水・バインダ樹脂などからなる潤滑剤を加熱前の被鍛造材に塗布して用いるのが一般的である⁹⁾。図6にガラス潤滑剤の粘度特性を示す。ガラス潤滑剤はSiO₂、B₂O₃などの含有成分比率や温度によって粘度が変化するが、良好な潤滑性を発揮する粘度はおおむね決まる。すなわち、鍛造温度に対して適切な粘度となる潤滑剤を選択すると良い。

金型に塗布する潤滑剤としては、黒鉛などの固体潤滑成分を含む潤滑剤が用いられている⁹⁾。ガラス潤滑剤のみを用いて鍛造すると、ガラスを介して鍛造材が金型に粘着して離型の妨げになるほか、金型にガラスが堆積して鍛造材の形状不良（欠肉）の原因になるなどの問題が生じることがある。金型に塗布する潤滑剤は、それらの問題回避にも役立てることができる。

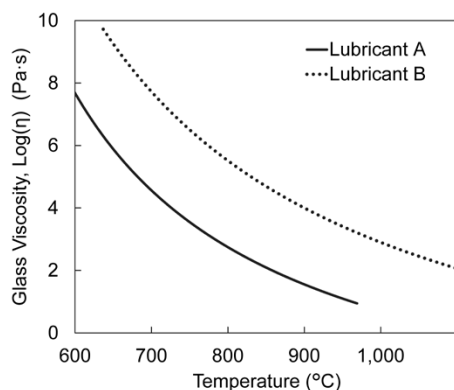


図6 ガラス潤滑剤の温度-粘度特性

Fig.6 Relationship between viscosity and temperature of glass lubricant

むすび=本稿では、航空機向け大型チタン合金部品を対象とする鍛造技術について、チタン合金の熱間材料物性の特徴と温度制御の重要性に着目しながら紹介した。高い品質と信頼性が求められる航空機向け鍛造部品では、製造工程全体での高度な組織制御と厳格な製造条件管理が必要であり、その開発・設計・製造に関わる技術者には広範な技術的理解と実現手段の具体化が求められる。

また、鍛造FEM解析を活用した予測・評価技術は、品質や信頼性の向上、製造工程の最適化などに今後ますます活用されてゆくものと考えられる。さらに、結晶学的・組織学的モデルに基づいた熱間鍛造中の組織変化予測技術や、それを活用した鍛造工程設計技術の高度化が期待される。

参考文献

- 1) R. R. Boyer. Mater. Sci. and Eng. A. 1996, Vol.213, p.103-114.
- 2) 錦織貞郎. 軽金属. 2005, Vol.55, p.557-560.
- 3) Clifford E. Shamblen. Metall. and Mater. Trans. B. 1997, Vol.28, p.899-903.
- 4) James D. Cotton et al. JOM. 2015, Vol.67, p.1281-1303.
- 5) 新家光雄ほか. 軽金属. 1992, Vol.42, p.605-613.
- 6) I. Weiss et al. Mater. Sci. and Eng. A. 1998, Vol.243, p.46-65.
- 7) 西村 孝ほか. 鉄と鋼. 1984, Vol.70, p.1898-1905.
- 8) 伊藤良規ほか. R&D神戸製鋼技報. 2016, Vol.66, No.1, p.48-52.
- 9) S. L. Semiatin (Ed.). ASM Handbook. Vol.14A, ASM International. 2005.



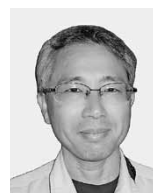
本田恭英

技術開発本部 材料研究所



百田悠介

素形材事業部門
チタンユニット チタン工場 製造部



小野公輔

素形材事業部門
チタンユニット チタン工場 製造部