航空機向けチタン合金とその鍛造技術

長田 卓*

Journal of The Japan Institute of Light Metals, Vol. 65, No. 9 (2015), 460-465
© 2015 The Japan Institute of Light Metals

Technology for process design of titanium alloy forging

Takashi CHODA*

Keywords: titanium alloy, forging, aircraft, β -process, finite element analysis

1. 緒 言

チタン合金は、比強度（=0.2%耐力/密度）において他の金属素材より優れており、世界で使用されているチタン合金鍛造品の50%以上は軽量化と強度が要求される航空機向け部材である¹⁾。

民間航空機市場は近年旺盛な旅客需要を背景に年率4～5%で拡大しており、リプレイスを含めると今後20年間で現在の2倍以上の機数の航空機が必要になると予想されている²⁾。さらに、航空機1機あたりに使用されるチタン合金の使用割合は近年増加しており、チタン合金鍛造品の需要は増大傾向にある。

一方、チタン合金は一般的に難鍛造材料であると言われており、金型への充満性が低く、形状を確保することが難しい。さらに、航空機向けチタン合金鍛造品、なかでもエンジンディスク、シャフトなどの回転体部品では、高い信頼性が要求され、鍛造時の温度、ひずみ、ひずみ速度を制御して材料特性および品質検査の仕様を達成することが必要である。

また、チタン合金は他の金属素材と比較して、原料が高価なことに加えて、被削性（機械加工性）が悪く、加工費も高い。そのため、航空機用途以外も含めた需要拡大のためには、鍛造技術の観点からは、品質を確保しつつ、ニアネット化して歩留を高めることも重要となる。

本稿では、文献3)をもとに、航空機向けチタン合金部品の鍛造技術について述べる。

2. 航空機に用いられているチタン合金鍛造品

チタン合金鍛造品は、様々な航空機機体構造部品およびエンジン部品に使用されている。Boeing787型機の構造部材として、チタン合金の比率は鍛造材以外も含めて約15%と従来機種の2倍以上になり、1機あたりチタン合金の使用量（推

定）は100t前後になる²⁾。これは機体重量削減による燃費改善のため、アルミニウム合金に代わり大量に使用されるようになった炭素繊維強化樹脂（CFRP）に対して、チタン合金の適合性がよいためである。チタン合金はCFRP部材と締結してもガルバニック腐食が生じにくく、また、CFRPと熱膨張率が近いために温度変化によるひずみを抑制できる。

機体構造部品に用いられる一般的なチタン合金は、Ti-6Al-4V（略称Ti-64）合金であり、80～90%を占める。Ti-64は最も汎用的な α - β 合金で、各種特性のバランスがよく、これまでの豊富なデータ、実績がある。

一方、機体構造部品の中でもランディングギアと呼ばれる航空機の脚部には、およそ200～400トンもの重量の中大型航空機を支え、かつ着陸時の衝撃に耐える必要があるため、高強度・高靱性の材料が求められる。現行NiCrMo鋼が主流であるが、Boeing777型機やエアバス社A380型機ではNear β （ α - β 合金の中で β 安定化元素濃度が高い合金）の高強度チタン合金Ti-10V-2Fe-3Al、またBoeing787型機ではTi-5Al-5Mo-5V-3Crといった新しい合金が適用されている⁴⁾。これらのチタン合金はTi-64より高価であるが、鍛造性に優れるとともに、鍛造後に溶体化時効処理を行うことで、強度を向上させることができる。

航空機エンジンでは、使用温度が590℃以下のファンや圧縮機の部分にチタン合金が多く使用されている²⁾。ファンディスクや低圧圧縮機ディスクにはTi-64合金が用いられ、中圧圧縮機ディスクにはNear β のTi-6Al-2Sn-4Zr-6Mo（Ti-6246）合金やTi-5Al-2Sn-2Zr-4Cr-4Mo（Ti-17）合金を溶体化時効処理したものが使用される。さらに、高温となる高圧圧縮機ディスクにはNear α （ α - β 合金の中で β 安定化元素濃度が低い合金）のTi-5.8Al-4Sn-3.5Zr-0.7Nb-0.5Mo-0.35Si合金（IMI834）などの耐熱チタン合金鍛造品が使用されている。ファンや圧縮機のディスク、シャフト、ブレード

*株式会社神戸製鋼所 鉄鋼事業部門 チタン本部 チタン研究開発室（〒676-8670 兵庫県高砂市荒井町新浜2-3-1） Titanium Research & Development Section Manager, Titanium Division, Iron & Steel Business, KOBE STEEL, LTD. (2-3-1 Shinham Arai-cho, Takasago-shi, Hyogo, 676-8670) E-mail: choda.takashi@kobelco.com

受付日：平成27年3月11日 受理日：平成27年4月16日

などの回転体には、静的強度に加えて、疲労強度、破壊靱性のほか、超音波探傷試験（UT）における欠陥検出のしやすさなど、様々な特性が高いレベルで要求される⁵⁾。

3. チタン合金の熱間鍛造特性

チタン合金は図1に示すように、添加元素の種類と添加量によって、 α 合金、 α - β 合金、 β 合金の3つに大別できるが⁶⁾、最も一般的に使用されているのは α - β 合金である。いずれの合金も結晶構造が最密六方格子の α 相と体心立方格子の β 相の2相から形成され、各相の量やサイズ、形態が異なることで、鍛造性や機械的特性に大きな違いが生じる。Mo, V, Cr, Feなどの β 安定化元素が多いほど β 相が多くなり、一般的に鍛造性がよくなる。一方、 β 安定化元素が多くなり過ぎると

図1 チタン合金の種類と状態図⁶⁾

β 変態点 (α + β の2相域と β 単相との遷移温度) が低下するために、 α - β 鍛造 (α + β 相の2相域で鍛造する方法) の場合には変形抵抗が高くなり、鍛造時により大きな力量を要する。したがって、用途や要求特性に応じて、適切な合金と鍛造方法の組合せを選択する必要がある。

チタン合金と一般の鉄鋼材料の熱間加工における円柱圧縮試験による応力ひずみ線図の例を図2に示す。鉄鋼材料が一般に加工硬化挙動を示すのに対し、チタン合金においてはひずみの増加に伴い変形抵抗値が低下する挙動を示している。この現象は α や β の相によらず、特に低温、高ひずみ速度の加工条件において顕著となる。

このような加工軟化挙動を示す材料においては、最初に変形が生じた部位の変形抵抗が下がるため、さらに加工を続けると、その後もその部位が優先的に変形を続けることとなる。その結果、鍛造品内部では不均一なひずみ分布が生じることとなるほか、型鍛造においては型充満が起こりにくくなる。また、チタンは比較的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って加工発熱による温度分布が維持増大されることにより、ひずみに加えて温度分布も不均一となる。

一方、チタン合金鍛造品の代表的な製造工程は図3に示す通りであるが、チタン合金では鍛造後の熱処理温度が通常 β 変態点以下であるため、鍛造ままの組織状態が製品の組織形態、ひいては、特性に大きく影響を及ぼす。それゆえチタン

図3 チタン合金鍛造品の製造工程例

(a) 鉄鋼材料 S25C (ひずみ速度 10 s⁻¹)

(b) チタン合金 Ti-6246 (ひずみ速度 100 s⁻¹)

図2 チタン合金と鉄鋼材料の高温変形抵抗の模式図

(a) α - β 鍛造 (b) β プロセス鍛造

図4 Ti-6246合金のマイクロ組織

合金では、製品形状を得ることのみならず、所望の組織・特性を得るために、鍛造中の温度、ひずみ、ひずみ速度ならびに鍛造後冷却速度のコントロールが極めて重要になる。

ここでは、特に鍛造中の温度、ひずみの影響に着目し、具体的な事例を取り上げながら、チタン鍛造品の工程設計の考え方、ならびに、それに必要な技術について紹介する。

4. チタン合金の熱間鍛造技術

4.1 航空機用Ti-6246合金ディスクの β プロセス鍛造

前述の通り、航空機用ジェットエンジンの圧縮機には軽量高強度材としてチタン合金が多く用いられている。なかでも外周部に動翼の付く回転体ディスク材には、高度な信頼性が要求されるため鍛造品が使われている。ディスクに要求される主要な材料特性は低サイクル疲労強度に加えて破壊靱性であり、適用される合金のひとつがTi-6246である。

β 変態点以下の温度域 ($\alpha+\beta$ 域) で鍛造加工する方法である $\alpha+\beta$ 域鍛造で得られる組織は伸長 α 粒が分断されて再加熱により等軸化するため図4(a)のように等軸 α 粒とマトリックスが微細な針状 α を含む $\alpha+\beta$ の2相組織となるが、この組織は延性や疲労強度には優れるものの、亀裂伝播速度が速く、破壊靱性値が低いという特性上の課題がある。それを改善する製造法として、 β 域加熱による鍛造法（以下、 β プロセス鍛造法）がある。このプロセスで得られる組織は、鍛造中に α 相の析出が少なく、鍛造後の冷却中に α 相が析出することで図4(b)のように全面針状組織となり、高い破壊靱性値が得られる。従来の $\alpha+\beta$ 域鍛造ディスクの室温での破壊靱性値が $30 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ レベルである^{7), 8)}のに対し、 β プロセス鍛造材は $50 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ 以上の値が得られる^{9), 10)}。

一方、 β プロセスにおいては、鍛造前の β 域加熱により組織が変態してそれまでの加工履歴の影響がほとんどなくなるため、鍛造材の特性は最終鍛造時の温度および加工ひずみに大きく左右される。そのため、適正な材料特性を得るためには、 β プロセス鍛造加工条件の高度な制御が必要となる¹¹⁾。

4.2 β プロセス鍛造の適正条件～組織～

β プロセス鍛造のコンセプトは、延性と疲労強度を低下させる直線状の粒界 α の抑制と破壊靱性を高める針状 α の促進の観点から、加工硬化させた β 相から粒界への α 相の優先析出を抑制することで全面的に針状の α 相を析出させることにある。

図5に組織面からのプロセス条件範囲を示す。図の縦軸は

図5 Ti-6246合金の β プロセス鍛造条件とマイクロ組織

加工温度、横軸は圧縮率である。実験時の不均一ひずみを考慮するために、上部の横軸にはFEM解析により求めた組織観察部（厚さ中心、半径の1/2R部）の相当ひずみも示した。図の下部に実験時の代表的なプロセス条件でのマイクロ組織を示す。温度が高い領域 (b) では再結晶粗大 β 粒が生成する。また、温度が低くても加工ひずみの少ない領域 (c) では直線状粒界 α の残留する組織となる。温度が低く、加工ひずみの大きい領域 (d) では針状 α のアスペクト比（長さとの比）が小さく、等軸化が進んでいる。このように粒内の α 組織が等軸化してしまうと、 $\alpha+\beta$ 域鍛造材の組織と同様になるため破壊靱性値が低下し、亀裂伝播速度も速くなる。

これに対し、図5のハッチングを施したプロセス条件範囲では写真 (a) に代表されるように、粒界 α が不連続であり、かつ粒内はアスペクト比の大きい（細長い）針状組織が得られ、破壊靱性が向上できる。

(a) 引張特性

(b) 低サイクル疲労寿命 (LCF : Low cycle fatigue)

図6 Ti-6246 合金 β プロセス鍛造材の材料特性と相当ひずみの関係表1 β プロセス円柱圧縮鍛造材の破壊靱性試験結果 (室温)

圧縮率 (%)	33	67
破壊靱性値 ($\text{MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$)	69.9	64.5

4.3 β プロセス鍛造の適正条件～材料特性～

前節の鍛造条件が金属組織に及ぼす影響に加え、材料特性に及ぼす影響を調査した。まず、加熱温度1000°C、金型温度850°Cの条件で、圧下率を33%と67%に変えた圧縮加工を加えることにより外径 $\phi 230 \times$ 厚さ80mmの円柱圧縮鍛造材を作製して機械的特性を調査した。

引張試験片は鍛造材の厚さ中心 (1/2t), 1/4t, 表層10mmの各位置から引張軸が接線方向となるように切出した後、930°C, 1hの溶体化および595°C, 8hの時効処理を施した試料を用いて試験した。

図6(a)に、圧縮率33%と67%の鍛造材の各試験片位置の相当ひずみをFEM解析により求め、相当ひずみに対する室温引張特性を示した。引張強度 (UTS), 降伏強度 (YS)には相当ひずみの影響は見られないが、絞り値 (RA)は相当

図7 Ti-6246の圧縮応力ひずみ線図

図8 Ti-6246の恒温変形抵抗

ひずみが0.5以下で低下する。したがって、十分な延性を確保するためには、少なくとも0.5以上の相当ひずみを加える必要がある。

図6(b)にジェットエンジンのディスク材で重要な特性のひとつである低サイクル疲労 (LCF) の破断寿命に対する相当ひずみの影響を示した。破断寿命は相当ひずみが大きくなると向上する傾向がある。相当ひずみが少ない場合は延性が低いこと、および鍛造相当ひずみの少ない直線状粒界 α を持つ組織では、負荷応力による転位が粒界 α に堆積しやすいために疲労亀裂の発生が粒界 α に沿って起こることで、疲労寿命が短くなると考えられ、疲労強度向上のためにもより加工ひずみを加えることが望ましいことがわかる。

また、室温での破壊靱性値は表1に示す通り、ひずみ量によらず $60 \text{ MPa}\cdot\text{m}^{1/2}$ 以上の高い数値が得られている。

4.4 β プロセス鍛造解析技術による工程設計

上述のように適正条件範囲に温度、ひずみを制御しながら目標のディスク形状を得る鍛造工程を決定するためにはFEM変形-温度連成解析による温度・ひずみ予測を活用することが不可欠である。このFEM解析を高精度に行うために重要な項目のひとつがFEM解析に適用する変形抵抗データの取扱いである。

円柱圧縮試験での荷重-ストローク測定結果からTi-6246

図9 ディスク部品βプロセス鍛造の温度およびひずみ解析結果

図10 Ti-6246βプロセス鍛造ディスクのミクロ写真

図11 ディスク試作品の低サイクル疲労試験結果

の応力ひずみ線図を作成すると図7のようになり、前述の通り、特に低温では加工軟化の様相を示す。しかし、実際には加工発熱による試験片素材の温度上昇があるため、温度変化の影響を受けた結果である。FEMによる変形-温度連成解析では、加工発熱は別途計算されているため変形抵抗値としては温度一定（恒温）条件での値が必要である。そこで、下記の手法により加工発熱による温度上昇の影響を取り除いた。

まず、変形抵抗 σ とひずみ ε の関係式を式(1)のように仮定した。

$$\sigma = A(T) \times (1.0 + F\varepsilon^n) \quad (1)$$

ここで、 $A(T)$: 初期変形抵抗値（温度 T とひずみ速度の関数）、 n : 加工硬化指数、 F : 係数である。

低ひずみ域であれば加工発熱の影響が少ないため、図7の応力ひずみ線図の降伏点から変形抵抗の温度とひずみ速度依存性データを構築し、式(1)の $A(T)$ を決定する。次に、圧縮試験のストローク-荷重線図と一致するように、変形-温度連成解析を行って、加工硬化指数 n と係数 F の最適化を

表2 ディスク試作品の破壊靱性試験結果

評価位置	破壊靱性値 (MPa·m ^{1/2})
P2	58.6
P3	65.4
P5	68.1

行った。以上により得られた式(1)を用いることで、図8に示すように各温度、ひずみ速度、ひずみにおける恒温変形抵抗が算出可能となる。

恒温変形抵抗データを適用したFEM解析により、直径約700mmの実鍛造ディスク品を対象にしてプロセス設計を行った。図9に決定したβプロセス鍛造条件における鍛造後の形状、温度・相当塑性ひずみ分布および、鍛造品各部位における鍛造中の温度、相当塑性ひずみ履歴の解析結果を示す。各部位において、組織、材料特性の観点から求めた適正条件範囲内にて変形が完了している。

以上のような工程設計技術を適用して試作を実施した鍛造

品の組織写真の一例を図10に示す。また、表2に代表点における室温での破壊靱性測定結果を示す。ここで、表中の評価位置記号は図9に示すFEM解析の出力点に相当する。鍛造品の肉厚中心部で塑性ひずみの最も大きくなるP2点において相対的に低くなっているものの、このような針状 α 組織とすることで、いずれも $50 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{1/2}$ を超える高い室温破壊靱性値が得られていることが確認できる。また、低サイクル疲労強度に関しても図11に示すように、部位による差異の少ない、良好な評価結果が得られている。

5. 結 言

本稿では、航空機エンジン用ディスクの鍛造事例を中心に、チタン合金鍛造品の特徴となる鍛造技術について紹介した。チタンは温度、ひずみの精緻な制御による組織、材料特性の造り込みが必要な、加工の難しい材料である反面、鍛造技術による差別化の余地が大きい材料であると言える。

日本国内では、2013年から日本エアロフォージ株式会社において待望の超大型5万トンプレスが稼働し始めた。これを活用することで、日本の航空機向けチタン合金鍛造品の生産量が今後一層向上することが期待されている。

そのためにも、形状や温度に留まらず鍛造後の組織や材料特性の高精度な予測も可能とする解析技術の構築、ならびに、チタンに代表されるような熱間難加工材の鍛造技術のさらなる高度化が望まれる。

参 考 文 献

- 1) 荒木重臣：チタン，**57** (2008)，3-7.
- 2) 森口康夫：金属，**82** (2012)，211-217.
- 3) 長田 卓，大山英人，村上昌吾：R&D神戸製鋼技報，**64-2** (2014)，28-32.
- 4) R. R. Boyer, K. T. Slattery, D. J. Chellman and H. R. Phelps: Ti-2007 Science and Technology, Vol. 2 (2007), 1255-1262.
- 5) 村上昌吾，大山英人：金属，**83-4** (2013)，33-39.
- 6) 林 利昭，西村 孝，湯口 弘，津守芳勝：R&D神戸製鋼技報，**32-1** (1982)，36-39.
- 7) 西村 孝，安価健一，矢野博俊，松本年男，津森芳勝：R&D神戸製鋼技報，**34-2** (1984)，89-92.
- 8) H. Yano, et al.: Titanium Science and Technology, (1984), 507.
- 9) T. Krull, et al.: Ti-2003 Science and Technology, Vol. III (2003), 1871.
- 10) G. Terlinde, et al.: Ti-2003 Science and Technology, Vol. V (2003), 2891.
- 11) 石外伸也，百田悠介，村上昌吾，前田恭志，長田 卓：R&D神戸製鋼技報，**55-3** (2005)，52-56.