航空機向けチタン合金の鍛造工程設計技術

Process Designing Technologies for Titanium Alloy Forging for Aircraft Parts

長田 貞	(株)神戸製鋼所
КШ Т	鉄鋼事業部門 チタン本部
Takashi Choda	チタン研究開発室 室長

まえがき

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⁾。

連携記事

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²⁰。さら に、航空機1機当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、中でもエンジンディ 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、歪、歪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。

本報では航空機向けチタン合金とその鍛造技術について述 べる。なお、本報の第1章から第3章、ならびに図1から図10 は引用文献3)より転載を行ったものである。

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歪みを抑制できるからである。

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良く、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・高靭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 a ($a - \beta$ 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、ブレードなどの回転 体には、静的強度に加えて、疲労強度、破壊靭性の他、超音波 探傷試験 (UT) における欠陥検出のし易さなど、様々な特性 が高いレベルで要求される⁵⁾。

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⁶⁰、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 相と体心立法 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。



図1 チタン合金の種類と状態図

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、 一般的に鍛造性が良くなる。一方、 β 安定化元素が多くなり 過ぎると β 変態点($\alpha + \beta$ の2相域と β 単相との遷移温度) が低下するために、 $\alpha - \beta$ 鍛造($\alpha + \beta$ 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。従い、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 試験による応力歪線図の例を図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、チタン合金の特に高歪速度で の加工においては歪の増加に伴い変形抵抗値が低下する挙動 を示している。この様な変形抵抗の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、更に 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歪分布が生 じることとなる他、型鍛造においては型充満が起こり難くな 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 工中の歪の不均一によって加工発熱による温度分布が維持増 長されることにより、歪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 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、歪、歪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。

以降では、特に鍛造中の温度、歪の影響に着目し、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。



図2 チタン合金と鉄鋼材料の高温変形抵抗の模式図 (a) 鉄鋼材料 S25C (歪速度 10 s⁻¹) (b) チタン合金 Ti-6246 (歪速度 100 s⁻¹)

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。中でも外 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 材料特性は高疲労強度と優れた靭性であり、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、 この組織は破壊靭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 破壊靭性値が30MPa・m^{1/2}レベルである^{7,8)}のに対し、 β プ ロセス鍛造材は50MPa・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歪に大 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 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)の相当歪も示した。図の 下部に実験時の代表的なプロセス条件でのミクロ組織を示 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歪の少ない領域(c)では直線状粒界 αの残留する組織となる。温度が低く、加工歪の大きい領域 (d) では針状αのアスペクト比(長さと幅の比)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



図3 チタン合金鍛造品の製造工程例



図4 Ti-6246合金のミクロ組織

しまうと、 $\alpha + \beta$ 域鍛造材の組織と同様になるため破壊靭性 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、疲労特性が向上できる。

4.3 βプロセス鍛造の適正条件 ~材料特性~

前節の金属組織と鍛造条件の関係に加え、材料特性に及ぼ す影響を調査した。まず、加熱温度1000℃、金型温度850℃ 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 φ 230 ×厚さ80mmの円柱圧縮鍛造材を製作 して機械的特性を調査した。ここでは歪による顕著な影響の 見られた引張および疲労試験結果を示す。なお、室温での破 壊靭性値は今回試験範囲では歪量によらず50MPa・m^{1/2}以 上であった。

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℃×1hの溶体化および595℃×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 相当歪をFEM解析により求め、相当歪に対する室温引張特 性を示した。引張強度(UTS)、降伏強度(YS)には相当歪の



図5 Ti-6246 合金のβプロセス鍛造条件とミクロ組織

影響は見られないが、絞り値 (RA) は相当歪が0.5 以下で低 下する。 従って、 十分な延性を確保するためには、 少なくと も0.5 以上の相当歪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 当歪の影響を示した。破断寿命は相当歪が大きくなると向上 する傾向がある。相当歪が少ない場合は延性が低いこと、お よび鍛造相当歪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に堆積し易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、歪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 形ー温度連成解析による温度・歪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 一つがFEM解析に適用する変形抵抗データの取扱いである。



図6 Ti-6246 合金 β プロセス鍛造材の材料特性と相当歪の関係 (a) 引張特性 (b) 低サイクル疲労寿命 (LCF)

円柱圧縮試験での荷重-ストローク測定結果からTi-6246の 応力歪線図を作成すると図7のようになり、前述の通り、特に 低温ではあたかも加工軟化の様に見える挙動を示す。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 と歪 ϵ の関係式を式(1)のように仮定した。

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

ここに、A(T):初期変形抵抗値(温度Tと歪速度の関数)、 n:加工硬化指数、F:係数である。

低歪域であれば加工発熱の影響が少ないため、図7の応力 歪線図の降伏点から変形抵抗の温度と歪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 クー荷重線図と一致するように、変形一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、歪速 度、歪における恒温変形抵抗が算出できる。この恒温変形抵 抗データを適用して変形ー温度連成FEM解析を行うことで、 加工発熱影響を正確に加味した温度予測が可能となる。

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終 了時点の形状、温度・相当塑性歪分布および、鍛造品各部位における鍛造中の温度、相当塑性歪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。

以上の様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。この様な針状α組織とす ることで、表1に示す通り50MPa·m^{1/2}を越える高い室温破 壊靭性値が得られている。



491

17



図10 Ti-6246 βプロセス鍛造ディスクのマクロおよびミクロ写真

5 航空機向け新規チタン合金の開発

以上では、既存のチタン合金に対して、いかに組織・材料 特性を造り込む鍛造設計を行うかについて述べたが、一方 で、航空機あるいはその他の用途を視野に、材料特性にも優 れ、より使い易い新規のチタン合金の開発も進められてい る。本報告で紹介した鍛造部品においては、鍛造工程に加え、 その後、機械加工を施して最終製品とするのが一般的であ る。熱間鍛造性を向上することで特に大型の航空機向け鍛造 品においてニアネット鍛造を可能とするとともに、機械加工 性を向上することで航空機鍛造部品のトータルの製造コスト 低減を実現することが可能となる。航空機あるいはその他の 一般用途を視野にTi-6Al-4Vと同等以上の機械特性と純チタ ン並みの優れた熱間鍛造性を併せ持つ開発合金Ti-531C (Ti-4.5Al-2.5Cr-1.20Fe-0.10C) に対し、Cu、Niを少量添加するこ とで更に機械加工性も向上できることが確認されている¹²⁾。

6 ರುಕರ

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ている。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 量が今後一層拡大することが期待されている。

本報では、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、歪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。

内閣府SIP(戦略的イノベーション創造プログラム)「革新的

表1 ディスク試作品の破壊靱性試験結果

Location	Fracture toughness
	(MPa • m ^{1/2})
P2	58.6
P3	65.4
P5	68.1

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」においては、航空機エンジンディスク鍛造 部材の形状および組織・材料特性の造り込み技術の高度化を 目的に、プレス実験設備である大型精密鍛造シミュレータを 立ち上げ、より高度な予測技術構築が進められている¹³⁾。

日本の航空機産業の更なる発展のためにも、航空機向け材料 および、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とチタンに代表される様な熱間 難加工材の鍛造技術の更なる高度化を進めていく所存である。

参考文献

- 1) 荒木重臣:チタン, 57 (2008) 1, 3.
- 2) 森口康夫:金属, 82 (2012) 3, 211.
- 3) 長田卓, 大山英人, 村上昌吾: R & D 神戸製鋼技報, 64 (2014) 2, 28.
- 4) R.R.Boyer, K.T.Slattery, D.J.Chellman and H.R.Phelps: Ti-2007 Science and Technology, 2 (2007), 1255.
- 5) 村上昌吾, 大山英人:金属, 83 (2013) 4, 33.
- 6)林利昭,西村孝,湯口弘,津守芳勝:R&D神戸製鋼技報, 32 (1982) 1, 36.
- 7)西村孝,安井健一,矢野博俊,松本年男,津森芳勝:R&D 神戸製鋼技報,34 (1984) 2,89.
- H.Yano, Y.Tsumori, T.Matsumoto, K.Yasui and T.Nishimura : Titanium Science and Technology, (1984), 507.
- 9) T.Krull, C.Sauer and G.Lütjering : Ti-2003 Science and Technology, Vol. III (2003), 1871.
- 10) G.Terlinde, T.Witulski and G.Fischer : Ti-2003 Science and Technology, V (2003), 2891.
- 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 (2005) 3,52.
- 12) 田村圭太郎, 赤澤浩一, 逸見義男, 大山英人: CAMP-ISIJ, 29 (2016), 873.
- 13) 御手洗容子:日本塑性加工学会 鍛造分科会 第101回研 究集会,(2016),29.

(2017年6月20日受付)