

ガスタービン用一方向凝固翼の開発

Development of Directionally Solidified Blade for Land-Based Gas Turbine

技術本部 河合久孝^{*1} 岡田郁生^{*2}
高砂製作所 辻一郎^{*3} 高橋孝二^{*4}
鳥越泰治^{*4}

ジェットエンジンでは、既に一方向凝固翼が実用化されている。一方、産業用ガスタービンでは、使用環境や翼の大きさ等がジェットエンジンとは大きく異なるため、これらを考慮に入れた開発が必要である。そこで、一方向凝固材の材料特性の把握を行った。その結果、一方向凝固材は優れた高温特性を示し、従来の普通鋳造合金に比べ、クリープ破断耐用温度及び疲労寿命の大幅な向上が図れることを確認した。また、一方向凝固翼の試作を行い、大型翼の鋳造条件を確立した。これらの結果を踏まえ、MF 111 型ガスタービン（出力 15 MW 級）の 1 段階翼を製造し、材料特性及び機械加工性等の健全性を確認のうえ、平成 6 年 1 月より実機に組み込み運転中である。

Directionally solidified blades and vanes, so-called DS blades and vanes, have already been used in jet engines, but seldom in land-based gas turbines, because there are large differences in the sizes of hot parts, fuel and so on between jet engines and land-based gas turbines. It is necessary to take these differences into account when developing DS blades and vanes for land-based gas turbines. Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. started to develop DS blades some years ago. First, material properties, such as tensile strength, creep rupture, fatigue, other physical properties, etc, were investigated. Then, the optimization of casting conditions for large size blades (501 F G/T 1 st blade) was conducted. Finally, actual DS blades were cast and it was confirmed their material properties were excellent. Also their machinability and coating were evaluated and good results were obtained. As a result, DS blades were installed in an actual gas turbine (MF 111 G/T) in Jan. 1994 which has been in operation since then.

1. 緒 言

ガスタービンの熱効率には多くの要因が関与しているが、タービン入口ガス温度（以下、TIT と称す）の影響が最も大きい。図 1 に示すとおり TIT は年約 40℃ の割合で上昇し、現在 1350℃ まで達し、これに伴い熱効率も向上している⁽¹⁾。TIT の高温化は、ガスタービン高温部品、すなわち燃焼器、タービン動翼・静翼の冷却構造及び使用される材料の改良・開発によるところが大きく、鋭意開発が進められている。これらの高温部品の中でタービン動翼は最も厳しい条件で使用され、高い信頼性が要求される部品であり、高温化に対処するために、材料開発、結晶制御化、耐食及び耐熱コーティングの観点からの研究が鋭意なされている^{(2)~(4)}。

これら材料開発研究のうち、結晶制御翼、すなわち一方向凝固

翼（動・静翼）及び単結晶翼は既にジェットエンジンで実用化されている。しかしながら、産業用ガスタービンでは使用環境（運転パターン、燃料、建設場所）、高温部品の大きさ等がジェットエンジンのそれらと大きく異なるため、一方向凝固翼を産業用ガスタービンに適用するに当たっては、これらの点を考慮に入れ開発する必要がある。

そこで、開発研究として化学成分の異なる 3 種類の合金を用いた一方向凝固材の材料特性の把握、大型一方向凝固翼の試作及びこれらの結果をもとに実機動翼を製作し、実機組み込みを果たしたので、これまでに得られた成果について報告する。

2. Ni 基超合金による一方向凝固材の材料特性

2.1 供 試 材

供試材は析出硬化型 Ni 基超合金による一方向凝固材で、表 1 に示す Cr 濃度及び本 Ni 基超合金の高温強化相である γ' 相の体積率が異なる 3 種類の合金を用いた。具体的には Cr 濃度が高く、 γ' 相の体積率が約 46% の合金（以後、A 合金と称す）、Cr 濃度が高く、 γ' 相の体積率が約 56% の合金（以後、B 合金と称す）、及び Cr 濃度が低く、 γ' 相の体積率が約 60% の合金（以後、C 合金と称す）である。これらのうち、A 合金は普通鋳造材として産業用ガスタービンにおいて豊富な実績を有する合金であ

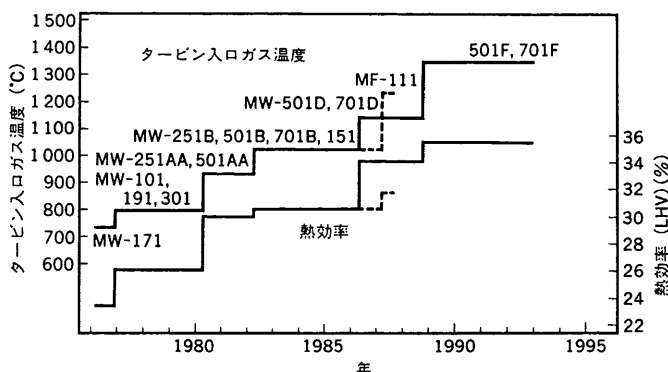


図 1 三菱ガスタービンの高温化と熱効率の向上⁽¹⁾ タービン入口温度は年約 40℃ の割合で上昇し、これに伴い熱効率も向上していることを示す。
History of turbine inlet gas temperature and efficiency for Mitsubishi Gas Turbine

表 1 使用した Ni 基超合金の特徴

Features of used Ni base superalloys

合 金	Cr 濃 度	γ' 相体積率
A 合 金	高 濃 度	約 46 vol %
B 合 金	高 濃 度	約 56 vol %
C 合 金	低 濃 度	約 60 vol %

*1 高砂研究所材料・強度研究室主査

*3 タービン技術部主管 工博

*2 高砂研究所材料・強度研究室

*4 タービン技術部ガスタービン設計課

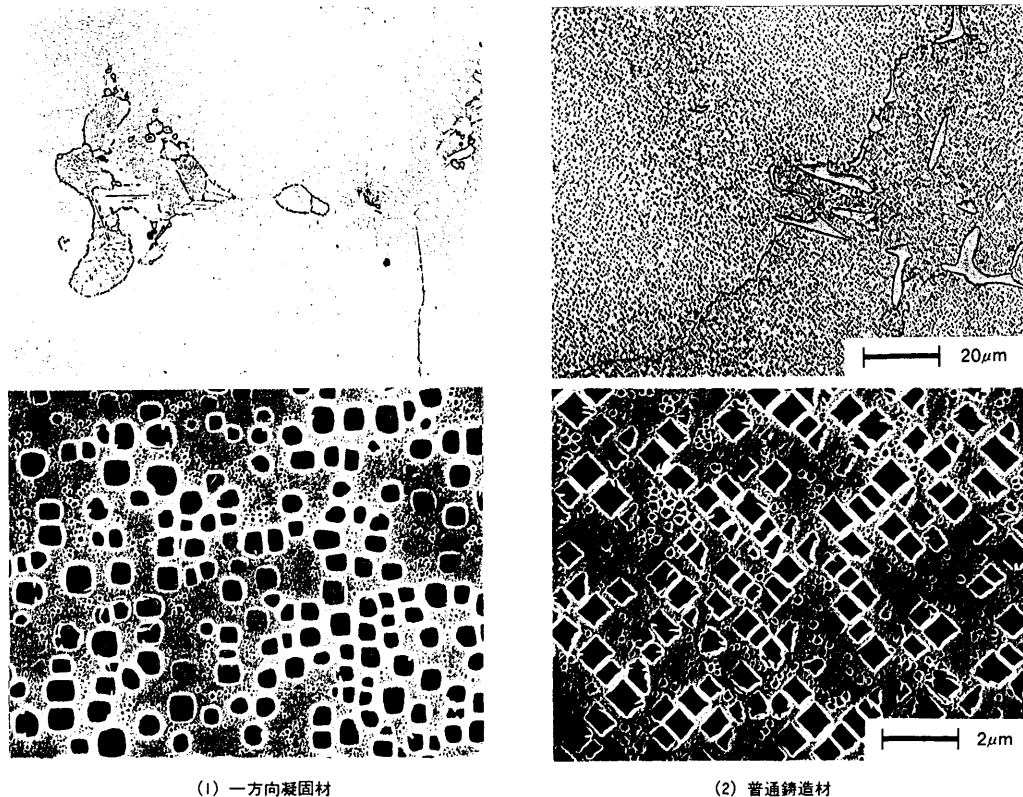


図2 一方向凝固材及び普通鑄造材の断面マイクロ組織(A合金) 一方向凝固材と普通鑄造材の断面マイクロ組織を比較したもので、MC炭化物の析出状況に差が認められる。
Microstructure of directionally solidified and conventionally cast materials

り、またC合金は一方向凝固材としてジェットエンジンにおいて豊富な使用実績を有する合金である。

これら3種類の合金を用いて材料試験用供試材として直径16 mmの丸棒、及び90×110×11 mmの板材を鑄造し、それぞれについて所定の熱処理を実施し各種試験に供試した。なお、各合金には一方向凝固材の鑄造時に発生することがある粒界割れを抑制するためにHfを添加している。

2.2 試験方法

上述の供試材から各種試験片を採取し、断面マイクロ組織試験、強度試験(引張試験、クリーブ破断試験、低サイクル疲労試験)及び物性測定(ヤング率測定等)を行い、基本的材料特性を把握した。

2.3 試験結果及び考察

2.3.1 断面マイクロ組織

一方向凝固材の断面マイクロ組織(横断面)を光学顕微鏡及び走査型電子顕微鏡を用い観察した。代表例としてA合金のそれを普通鑄造合金と比較して図2示す。全般に、一方向凝固材のデンドライト・アーム間隔は普通鑄造材よりも大きい傾向があった。それ以外に、粒界及び粒内に認められるMC型炭化物は、一方向凝固材の方が若干小さい傾向があり、また、共晶 γ 相を取囲んで析出した微細な炭化物と考えられる析出物も観察された。このような析出物の形態の相違は、鑄造条件以外に、一方向凝固材に添加した粒界強化元素Hfの影響によるものと考えられる。

走査型電子顕微鏡による高倍率の観察から、一方向凝固材及び普通鑄造材のどちらも0.4 μm から0.6 μm のく形状の γ' 相と、更に微細な γ' 相が均一微細に析出していることを確認した。このような γ' 相の析出物状況は、この種析出硬化型Ni基超合金のそれとして一般的なものである。

2.3.2 引張性質

室温及び650℃において引張試験を実施した。代表例としてA合金及びB合金の引張性質(柱状晶成長方向:以後0°方向と称す)をそれぞれの普通鑄造材の引張性質と比較して図3に示した。

A合金の場合、室温の耐力は普通鑄造材の方が高かったが、引張強さは室温及び650℃のどちらも一方向凝固材が高く、また、延性はほぼ同等であった。一方、B合金の場合は、強度、延性とも一方向凝固材と普通鑄造材の間に大差なかった。

上述のように、一方向凝固材はデンドライト・アーム間隔が比較的大きいため、強度不足が懸念されたが、本試験によりA合金及びB合金のどちらも十分な強度を有し良好であることを確認した。

2.3.3 クリーブ破断強度

A合金、B合金及びC合金のクリーブ破断強度(0°方向)をA合金の普通鑄造材と併せて図4に示した。これから、試作した一方向凝固材のクリーブ破断強度はいずれもA合金の普通鑄造材よりも高く、かつ γ' 相の体積率が高い合金ほど優れたクリーブ破断強度を示すことが分かった。

また、応力140 MPa、時間50 000 hでのクリーブ破断耐用温度で比較すると、A合金の普通鑄造材に比べ、A合金の一方向凝固材は約15℃、B合金は約50℃、C合金は約60℃各々高いことが分かる。

2.3.4 高温低サイクル疲労強度

850℃での高温低サイクル疲労試験を実施した。代表例として、A合金の疲労強度(0°方向)を普通鑄造材と比較して図5に示す。これから、一方向凝固材の低サイクル疲労強度は良好で、破断繰返し数では約一けた(約10倍)普通鑄造材より優れていること

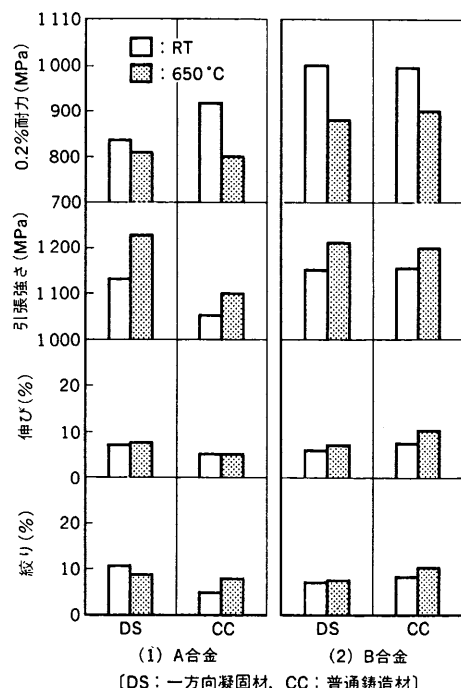


図3 一方向凝固材の引張性質 一方向凝固材の引張性質は、普通鑄造材のそれとほぼ同等であることを示す。
Tensile properties of directionally solidified materials

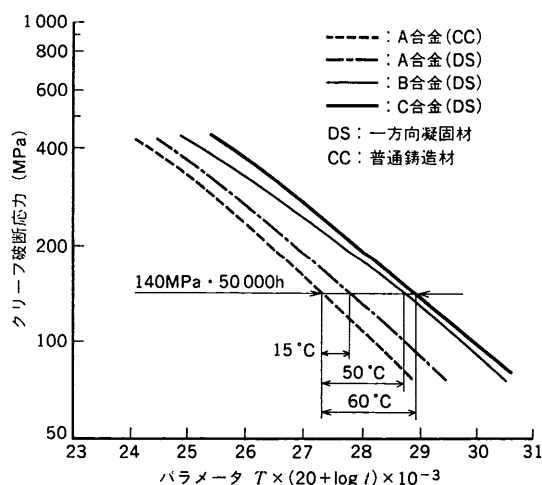


図4 一方向凝固材のクリープ破断強度 一方向凝固材は普通鑄造材よりも優れたクリープ破断強度を有し、クリープ破断耐用温度が大きく上昇することが分かる。
Creep rupture strength of directionally solidified materials

が分かる。また、柱状晶成長方向に対して45°方向及び90°方向の試験も実施したところ、0°方向、90°方向、45°方向の順に強度が低下することも判明した。

2.3.5 物性値

横振動法により一方向凝固材のヤング率を室温から900℃の範囲で測定した。代表例としてA合金のそれを図6に示す。これから、ヤング率は0°方向、90°方向、45°方向の順に高くなることが分かる。また、普通鑄造材のそれに比べ45°方向のヤング率は約30%高く、逆に0°方向では約35%低い。

このように、ヤング率は柱状晶成長方向に対し顕著な異方性を

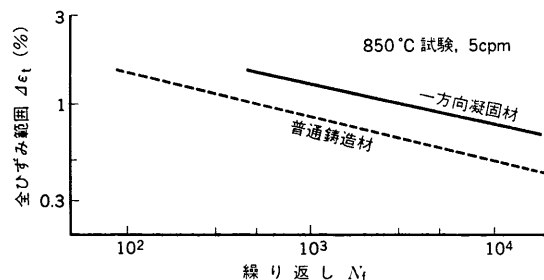


図5 一方向凝固材の高温低サイクル疲労強度 (A合金) 一方向凝固材の破断繰返し数は約一けた普通鑄造材より優れている。
High temperature low cycle fatigue strength of directionally solidified material

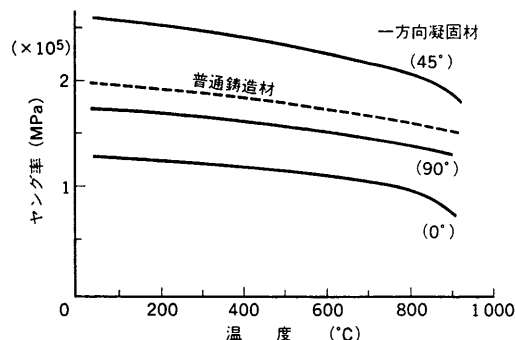


図6 一方向凝固材のヤング率 (A合金) 一方向凝固材のヤング率は柱状晶成長方向に対する異方性を有する。
Young's ratio of directionally solidified material

有しており、これが前述の高温低サイクル疲労強度に影響を及ぼしている⁽⁵⁾。すなわち、0°方向ではヤング率が低いので疲労強度は高く、逆に45°方向はヤング率が高いため疲労強度が低くなる。

なお、ヤング率以外の他の物性、すなわち熱膨張係数、比熱及び熱伝導率は、柱状晶成長方向に対する異方性を有していなかった。

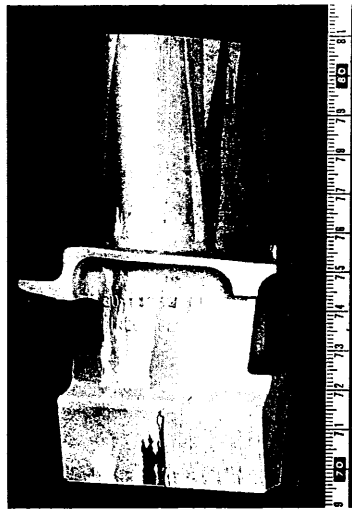
3. Ni基超合金による一方向凝固翼の試作

試作翼は、当社MF111型ガスタービン(出力15MW級)及び501F型ガスタービン(出力150MW級)の1段動翼であり、材質は先に述べた析出硬化型Ni基超合金である。各翼の鑄造に際しては、鑄込み温度、鑄型加熱温度及び鑄型引下げ速度を制御して行った。特に大型翼の鑄造の場合には、フレグゲル等の異常組織を生じやすいため、断面積が大きく異なる翼部と翼根部ではそれぞれ引下げ速度を適切に選定した。また、普通鑄造とは異なり、一方向凝固材の鑄造では鑄型及び中子は長時間高温にさらされるので、高温強度及び合金との反応性を考慮に入れこれらの材質を適切に選定した。

このようにして鑄造した試作翼の表面マクロ組織は図7に示すとおりであり、柱状晶は翼主軸に対し平行に成長しておりマクロ組織として良好である。

また、浸透探傷、X線透過試験等非破壊検査を行い粒界割れ、鑄造欠陥等の異常が発生していないことを確認した。なお、後述のように各試作翼について材料特性を試験し、十分な特性を有していることを確認した。

以上のとおり大型翼の鑄造条件を確立できた。



(a) MF 111 型ガスタービン 1 段動翼



(b) 501 F 型ガスタービン 1 段動翼

図7 一方向凝固翼の表面マクロ組織 試作した一方向凝固翼の表面マクロ組織では、柱状品が翼主軸に平行に成長していることが分かる。
Macrostructure of model blades cast by directionally solidification

4. 一方向凝固翼の実機への適用

4.1 実機ガスタービン動翼の製造

上述のとおり、一方向凝固材の材料特性の把握及び大型一方向凝固翼の試作を行い、何れも良好な結果を得ることができた。そこで、一方向凝固翼を実機ガスタービンに適用するため MF 111 型ガスタービンの 1 段動翼を鋳造し、さらに同翼の材料特性として、引張及びクリープ破断性質の評価を行い、先に述べた一方向凝固材の特性と同等であることを確認した。

4.2 機械加工性及びコーティング施工性の検討

上記一方向凝固翼を用いて、実機翼の製作工程、すなわち翼根部の機械加工性及び翼部の低圧プラズマ溶射による MCrAlY コーティングの施工性を検討した。その結果、実機製作工程を終了した完成翼における機械加工部及び翼部 (MCrAlY コーティング施工部) の断面ミクロ組織は、いずれも健全であることを確認した。

また、MCrAlY コーティングの高温低サイクル疲労強度に及ぼす影響を調査した結果、コーティングの有無で高温低サイクル疲労強度に有意差がないことを確認した。

以上により、材料特性の健全性及び機械加工等製作上に問題がないことが確認できたので、本一方向凝固翼を平成 6 年 1 月から実機に組み込み使用中である。

5. 将来展望

上述のように産業用ガスタービンに一方向凝固翼を適用するため開発研究を実施し、実機適用を果たした。今後、順次大型翼の実機適用を図る計画である。また、今後さらに TIT を上昇させる計画であることから、将来的には一方向凝固材より高温強度に優れる単結晶材の適用が不可欠になると考えられる。そこで、現在単結晶翼についても開発中であり、大型単結晶翼の鋳造条件を

確立するため検討を進めている。

6. 結 言

高温特性に優れる一方向凝固合金を産業用ガスタービンの動翼に適用するため各種検討を行った。得られた結果は以下のとおりである。

- (1) 高温強度の異なる 3 種類の Ni 基超合金を用いて一方向凝固材を試作し、その材料特性の把握を行った。その結果、一方向凝固材は優れた強度を示し、クリープ破断耐用温度は従来の普通鋳造合金に比べ約 15 °C から 60 °C 上昇し、高温低サイクル疲労強度は破断繰返し数で約一けた向上することが判明した。
- (2) 一方向凝固翼の製造上の問題点を明確にするためにガスタービン動翼の試作・評価を行い、大型翼の鋳造条件を確立することができた。
- (3) 以上の結果を踏まえ、さらに実機製作工程に対する健全性も検証のうえ、平成 6 年 1 月から MF 111 型ガスタービンの 1 段動翼として同翼を組み込み使用中である。

なお、本研究における大型翼の鋳造条件の確立及び材料特性評価は、東北電力(株)との共同研究にて実施した。

参 考 文 献

- (1) 枝廣喬介ほか、既設火力とガスタービンの組合せによるリパワリング、三菱重工技報 Vol.28 (1991) p.1
- (2) 河合久孝ほか、産業用ガスタービンの一方向凝固タービン動翼の開発、材料とプロセス Vol.3 (1990) p.1950
- (3) Amagasa, S. et al., Study on turbine vane and blade for a 1500 °C class industrial gas turbine, Paper Am. Soc. Mech. Eng., (1993) p.8
- (4) 河合久孝、結晶制御合金、ターボ機械 第 8 巻 (1990) p.262
- (5) Dreshfield, R. L., Understanding Single-Crystal Superalloys, Metal Progress (1989) p.43