ムーンライト計画の高効率ガスタービンと 超耐熱合金の開発

山 崎 道 夫*

1. 緒 言

省エネルギーの促進を目的として、工業技術院のムーンライト計画が1978年10月から発足した。ムーンライト計画という名称の由来は、月の光のような微弱なエネルギーをも有効に利用するような心がまえで省エネルギー対策に取り組もうということにある。図1に示したように、本計画には、MHD発電、超電導送電、フライホイール動力車など各種のテーマがあるが、重要な新規テーマとして高効率ガスタービンの研究開発が進められることになっている。筆者の所属する研究所は、このガスタービン開発のプロジェクトの高温合金部材、特に動翼用合金の研究開発を担当している。ガスタービン用金属材料については、総合的な解説^{(1)~(3)}がすでにあるので、本稿では、ムーンライト計画においてどのような目標と

手法でガスタービン翼用合金の開発を行う予定であるかを述べてみたい。

2. ムーンライト計画における高温ガスタービンの開発目標

ムーンライト計画では最終的に、入口ガス温度(翼の温度ではない)1773 Kを達成し、そのタービンの廃熱により駆動される蒸気タービンとの組み合わせによる、いわゆる複合発電(図2†)により、総合発電効率を55%にすることを目標としている。蒸気タービンのみによる現在の火力発電の効率は約40%であり、これが10%向上したとすると、わが国において1年間約3100億円の燃料が節約できるといふ†。

上記のような高温、高効率化の目標を達成するために行われる主要な技術開発として、動翼と静翼の空冷、蒸

図1 通産省関係エネルギー技術プロジェクト。

* 金属材料技術研究所鉄鋼第3研究室長
R & D of Superalloys for High Efficiency Gas Turbine
in "Moonlight Project"; Michio Yamazaki (National
Research Institute for Metals, Tokyo)
1978年11月24日受理

† 1977年11月、工業技術院資料(高効率ガスタービンの研究開発)。

図2 高効率ガスタービンと蒸気タービンを組み合わせた複合発電(工業技術院資料より)。

気冷却、水冷などの冷却技術の研究開発、窒化シリコンなどのセラミックス材料の研究開発、超耐熱合金の研究開発などがある。なお、冷却技術などの要素研究は科学技術庁の航空宇宙技術研究所が、セラミックスは名古屋工業技術試験所など、耐熱合金は金属材料技術研究所が担当し、部品の製造研究とタービンの設計製造研究は民間各社に委託されることになっている。

3. 超耐熱合金の開発の概要

(1) 開発合金の目標性能

ガスタービン動翼の寿命は、その材料のクリープ破断強さの外に、高温耐食性と熱疲れ強さにより決定される。動翼には燃焼ガスからの高熱と、遠心力による引張応力が加わるのでそれによるクリープ破断に耐えねばならぬことは当然である。しかし、化石燃料を用いるガスタービンの場合、燃料中に多かれ少なかれ含まれる硫黄による高温硫化腐食が大きな問題となり、クリープ破断強さより高温硫化腐食が動翼の寿命を支配するという記述⁽⁴⁾⁽⁵⁾がある。実際に、日本のタービンメーカーからのそのような情報もある[†]。

さらに、タービンの起動と停止が繰返されると、それに応じて、部品(動翼、静翼)に不均一な熱歪が繰返し与えられて、部品に熱疲れ割れが生じることがある。特に冷却翼の場合、比較的低温部分と、高温部分が生じるため、この熱歪の不均一度が大きくなる。ムーンライト計画における高温高効率ガスタービンと蒸気タービンの複合発電は、火力発電の主力となること(Base load)を目標としており、特に電力需要の多いときのみに用いること(Peak load)をその使用目的としているわけではない。したがって、起動と停止の回数は少ないと考えるのが普通であろう。ところが、将来、原子力発電が全発電量に占める割合が増加してくると、起動停止が容易でない原

子力発電は昼夜を通して運転し、夜間など、電力需要が低下したときには、比較的起動停止が容易な火力(複合発電)を停止するという状況が十分想定される^{††}。すなわち、本プロジェクトが目的とするガスタービンには、1日1回の起動と停止による加熱と冷却が繰返し与えられ、それによる熱歪が繰返し与えられるとして設計を行う必要がある。そのため、部材の熱疲れ強さの向上が重要となる。

図3は、ガスタービン動翼の寿命を、寿命を支配する因子別に評価して示したものである⁽⁶⁾。各寿命を推定したときの具体的な条件(たとえば応力、ガス雰囲気)が明示されていないので、定性的な傾向を示すものと考えられるが、タービン翼の寿命には、高温硫化腐食と熱疲れが重要な役割りを演じていることがわかる。

表1は、本計画における合金の開発目標性能を既存合金のそれと比較して示す。特に、高温耐食性の向上に重点が置かれている。

図3 ガスタービン動翼の影響因子別寿命。

(2) コーティングについて

表1のような目標耐食性が得られても、合金をガスタービン中でコーティングなしで用いては耐食性の点から1年程度の寿命しか期待できない。したがってコーティングを行うことは不可欠で、コーティングの研究も本プロジェクトの重要な課題である。コーティングの手法にも種々あるが、AlとCrの浸透処理(バックコーティング)、PVD(物理的気相蒸着法)、プラズマアーク溶射によるセラミックコーティングを研究し、特にこれらコー

† 飯塚富雄, 添野 浩, 福井 寛, 草場正伸(株式会社日立製作所):私信(1977)。

†† 堀 昭史, 桑原和夫((財)電力中央研究所), (1977):私信。

表 1 開発目標合金と既存合金の特性比較.

合 金	クリープ 破断寿命 ⁽³⁾	高 温 耐 食 性 ⁽⁴⁾	高 温 疲 れ 寿命 ⁽⁵⁾
Mar-M200 ⁽¹⁾	350 時間	2 時間	1800 回
IN-792 ⁽²⁾	150 時間	50 時間	2000 回
目 標 合 金	600 時間	200 時間	2500 回

- (1) 9Cr-10Co-12.5W-1.8Nb-2Ti-5Al-0.15C-0.015B-0.05Zr-残 Ni, ジェットエンジン動翼用合金.
- (2) 12.7Cr-9Co-2Mo-3.9W-4.2Ti-3.2Al-0.21C-0.02B-0.1Zr, 産業用ガスタービン動翼用合金 (上記合金より, クリープ強さを犠牲にして, 高温耐食性を上げている).
- (3) 1273 K, 118 MPa (12 kgf/mm²) におけるクリープ破断寿命.
- (4) NaCl 25%+Na₂SO₄ 75% の 1173 K 溶融塩中への浸漬試験で 0.1 mm の腐食量に達する時間.
- (5) 970~1170 K 間の一定温度において, 0.5% の全歪幅の引張と圧縮を繰返し与えたときの破壊までの繰返し数.

ティングの複合化(多層コーティング)により強力なコーティングの開発を行う予定である.

コーティングには, その組成と合金組成との間に一種の相性ともいうべきものがあり, コーティングの組成等により, ある合金には良好であるが, 他の合金には良くないという問題⁽²⁾⁽⁷⁾がある. このことは, 合金の開発にともなってその合金に適したコーティングの開発ないし選択が必要であることを示しており, 合金の開発とコーティングの開発は一体となって行すべきものであることがわかる.

コーティングを行えば基材となる合金の耐食性は劣っていてもよいかというそうではない. どのように優秀なコーティングが開発されても, その厚みに限度があることや, また部品に均一に附着させることの困難さなどから考えて, ある確率でコーティングに損傷が生じることを計算に入れておかねばならない. タービンの定期点検後, 何らかの理由でコーティングに損傷が生じた場合, 次の定期点検までは不完全なコーティング状態でも事故なくタービンの運転が行えなければならない. 定期点検と次の定期点検の期間を 1 年間と考えると, コーティングなしで 1 年間は大きな腐食を受けない程度の耐食性が合金に要求されることになる. 本計画の高温耐食性の目標(表 1)は, 実機条件で上記のような特性を与えることを目安にして定めた.

コーティングの効果として, 耐酸化性と耐高温腐食性の向上の外に次の 2 点が挙げられる.

第 1 は, セラミックスコーティングによる熱遮蔽効果であり, ZrO₂ を基本とする酸化物をプラズマアーク溶射すると, 翼のメタル温度がかなり低下するといわれている⁽⁸⁾⁽⁹⁾. セラミックスコーティングには微小な孔が生じ易い剥離の可能性もあるので, これのみにて耐酸化性や耐高温腐食性を得ることはできぬかもしれない. そ

の下地あるいは中間層として浸透処理や PVD によるコーティングが必要であろう.

第 2 点として, 耐熱合金を大気中で加熱すると, たとえ表面が一見顕著な酸化を受けなくとも, 延性が極端に低下することが知られており⁽¹⁰⁾, このような材料劣化もコーティングにより低減し得る⁽¹⁰⁾. このような, 一見してわからないような表面損傷は粒界に沿う内部酸化などによるものであろうが, その原因はともかく, 材料の延性低下は, およその傾向としてはあるが, 熱疲れ強さ(または高温低サイクル疲れ強さ)を低下させる⁽¹¹⁾ので, コーティングは, 熱疲れ強さの向上にも役立つことになる.

(3) タービン翼用材料に要求されるその他の特性

クリープ強さ, 高温耐食性, 熱疲れ強さの外にもタービン翼材には種々な特性が要求される. これらを列挙すると次のようである. (i) 比重が小さいこと, (ii) 熱伝導率が大いこと, (iii) 熱膨張率が小さいこと, (iv) 値段が安いこと, (v) 溶接性(電子ビーム)がよいこと, (vi) 電解加工性がよいこと, (vii) 被研摩性がよいこと, (viii) 中子材料との反応性がよいこと. これらについて簡単に説明する. (i): 動翼には遠心力により応力が生じるので比重が小さい方がよい. (ii) と (iii): 空冷, 蒸気冷, 水冷する場合よく冷えかつ熱歪を小さくするために必要. (iv): 発電用ガスタービンはジェットエンジンと異なり大型になるので材料費も問題になる(ジェットエンジン翼の場合, 翼の加工費に比して素材の費用は小さい). (v): 冷却翼を作製する場合中子を用いるが中子を保持するため製品に不必要な孔が残ることがある. これを電子ビーム溶接で埋める必要がある. また, 静翼は使用後損傷部を電子ビーム溶接で補修することがある(動翼については, 信頼性の点からこれは行なわないようである). (vi): 中子では作製できない細い孔(空気の出口)を鋳造後電解加工で明ける. (vii): 動翼がローターにはめ込まれる部分は鋳造後研摩される. この際, 細かい割れ(ヘヤクラック)が生じることがある. (viii): 中子は鋳造後, 溶融アルカリ中で溶かし出される. このため中子に用いられる耐火物は材質上制約を受け, 余り耐火度の高いものは使用できず, 中子と溶湯とが反応することがある.

以上の諸特性をすべて勘案して合金組成を定めるのはおそらく不可能であろう. 開発されたいくつかの合金を(i)~(viii)の観点から評価し最も良好なものを選ぶことになる.

(4) 強化処理技術について

以上のような諸特性を得るためには, 合金組成の外に, 以下のような強化処理技術が有効である.

(i) 一方向凝固について

超耐熱合金を一方向凝固すると、粒界割れが防止され、クリープ破断強さと高温低サイクル疲れ強さが向上することはよく知られている。 γ' 析出型 Ni 基合金のような従来の型の合金に対する一方向凝固としては、凝固後 1 つの単結晶とする方式もあるが、本計画では、処理のための経費から考えて、柱状晶の並列集合体とすることを考えている。

本計画では共晶耐熱合金の開発も行いが、この系統の合金は一方向凝固を行わない限りその特性が得られないと考えられている。なお、一方向凝固については最近の解説⁽¹²⁾がある。

(ii) HIP 処理について

鋳造合金には多少とも、マイクロポロシティと呼ばれる微小ひけ巣がデンドライト樹間に生じる。鋳造後、合金を高温高圧で処理するとこの欠陥が押しつぶされ、合金の性能が改善され、また性能のパラツキも減少する⁽¹³⁾。この処理を HIP (hot isostatic pressing) という。HIP 処理条件としては、温度 1420~1500 K、圧力 100 MPa 前後、時間は数時間というのが常識であるが、温度、圧力、時間の 3 条件の最適組み合わせを各合金について見出すにはかなりの量の実験を行う必要があろう。さらに、HIP 温度が高すぎて金属組織が害される場合には後熱処理も必要となろう。HIP 処理は、材料の強度特性だけでなく、溶接性、電解加工性、研摩特性（ヘヤクラックの発生防止）の向上にも有効と考えられる。

(iii) 鋳造合金の W 線による強化

ThO₂ で分散強化した W 線入鋳造合金が強度の点から大きな希望が持たれている⁽²⁾。しかし、地との熱膨張差による熱歪による割れ、W と地との界面での反応による脆い化合物の生成など、多くの問題があり、また後述のように製造技術上の問題もある。

4. タービン翼製造技術の研究

合金が開発されても、それが製品化し得なければ無意味であることは当然である。ムーンライト計画では、特に民間各社が、国からの委託によりタービン翼の製造技術の研究を行うことになっている。現在の予定研究項目とその概要は次のようである。

(1) メルティングストックの製造

メルティングストックとは一種のインゴットのことで、これは、精密鋳造を行う前にあらかじめ所定の成分に調製して溶解されたものである。これから所要量を切り取って精密鋳造に用いるのである。最近の超耐熱合金の組成は、PHACOMP や合金設計により微妙に制御されているので、非常に狭い許容範囲に合金組成が入って

いるメルティングストックが要求される。さらに成分をつねに一定にすることは当然製品のバラツキを少なくする効果もある。また、最近超耐熱合金中の S, Pb, Se などの微量不純物が合金の特性に大きな影響を与えることが知られて来たので⁽¹⁴⁾、不純物がある限度以下に制御されたメルティングストックの開発が必要である。上記のようなメルティングストックを製造するためには、当然分析技術の研究も必要である。

(2) 複雑な中空部分を有する大型翼の精密鋳造

翼の空冷効率を上昇させるには翼の中に非常に複雑な中空の部屋を作る必要がある。このため、中子が複雑化し、かつ翼が大型になると（ジェットエンジン第 1 段階翼はたとえば 100 ミリ程度であるが、10 万 kW クラスのガスタービンではその倍ぐらいになることが予想される）、中子が鋳造中に破損し易くなる。このような困難を解決する技術の開発の外に、前述のように、鋳造後の研摩、電解加工、電子ビーム溶接の技術を、開発合金の特性を考慮して研究する必要がある。なお、タービン翼に細孔を明ける技術としては、電解加工よりレーザー加工の方がよいとの意見もある[†]。

(3) 一方向凝固翼の製造

一方向凝固を行っても、翼の冷却を省略するほどの特性向上は得られないので、一方向凝固中空翼の製造技術が重要な開発課題となる。一方向凝固が進行中、中子が湯にさらされるので、中子の強度は上記の(2)項の場合より重要となる。しかし、空洞の形状つまり、中子の形状は(2)項より簡単でよいであろう。あるいは、簡単にならざるを得ないという方がよいかもしれない。

(4) 処理技術

合金開発の観点から行う HIP やコーティングの研究結果を実際の翼に応用する際には、製造技術上の種々の問題の解決が必要である。

HIP においては、試験片で良好であった処理条件がそのまま部品に応用できるとは限らない。寸法効果の外に、大型部材になれば、鋳造欠陥の量や質が変化することも考えられる。

翼のコーティングにおいては均一に被膜をつける技術（特に翼のエッジ部分）、冷却用空気でのる細孔をふさがぬように被膜を付ける技術などが必要であろう。

前述の W 線を鋳込む技術は、やや未来技術的な要素があるので、本計画で行うかどうか未定である。W は酸化し易いので、W が翼表面に露出しないこと、また、鋳型の中に中子も入れ、かつ W 線も入れるという点に製造技術上の困難さが予想される。

† 松木正勝(航技研), (1973): 私信。

さらに、上述のように中子を用いることの技術的困難(特に一方向凝固の場合)を避けるため、いくつかの鋳造片を拡散接合により接着して、所定の中空翼を作る技術も考えられている。しかし、高合金鋳造品の接合がむずかしいこと、および製品の接合特性を非破壊的に知る方法がないなどの問題点が予想されるので、本計画ではこの技術は今のところ懸案となっている。

5. 合金開発の手法

(1) 開発合金系の概要

本計画では、 γ' 析出型 Ni 基合金と一方向凝固共晶合金の外に、炭化物を多量に分散させた合金の 3 系統の合金について研究開発を行うことになっている。 γ' 析出型合金は、現在実用になっている合金系で、IN 100, Mar-M 200, IN 738, IN 792 など多数の有名な合金はすべてこの系に属する。この合金系に関しては、電算機による合金設計法⁽¹⁵⁾⁽¹⁶⁾がかなり有効な開発手段となり得る。この合金系の過去の実績や多量のデータの存在から考えて、実用になる合金系としてはやはり最も有望なものである。

耐熱共晶合金としては今まで各種のものが発表されてきたが⁽¹²⁾、強度のみならず、耐酸化性、耐高温腐食性の点で改良の可能性のある Co-Ni-TaC 系を中心に研究を進める予定である。炭化物を多量に含む合金系は、鋳造法で炭化物の分散した合金を作ろうとするもので、主として Co 基に多量の MC 炭化物が分散した合金の開発を目指している。

なお、これら 3 系統の合金開発を行うに当り、各合金系について、各種炭化物、ほう化物、 γ 相、 γ' 相の状態分析を広範に行い、合金設計に役立てることになっている。

さらに、合金組成の開発研究と共に、前述のように、それぞれの開発合金に適した一方向凝固法、HIP 法、コーティング法の研究開発を平行して行う。これらの技術は合金の開発と一体になって開発されるべきである。

(2) γ' 析出型 Ni 基合金の合金設計

次に金材技研で行っている合金設計⁽¹⁶⁾について簡単に説明する。本法では γ' と γ の組成(それぞれ約 10 元素より成る)を別々に定める。まず γ' の組成を電算機の中に設定する。この際 γ と平衡し得るという条件と固溶元素が過飽和になっていないという条件をつける。ある元素が γ' と γ へ分配する比率は、ほぼ一定ではあるが、 γ' の組成により少し変化する。そこで、実験データによる分配比を γ' の組成の関数として重回帰分析して数式化しておく。これを用いて仮定された γ' 組成に対して平衡する γ の組成を計算する。この γ 組成に

PHACOMP を適用して σ 相の析出の有無を検討する。

このようにして選ばれた γ と γ' の対について格子定数を計算し、それぞれの値の大きいもの、両者の相違の小さいものを選ぶ。両相の格子定数の相違をミスマッチというが、これが小さいほど相の整合がよく強度が大きい。さらに別途重回帰分析で求めておいた γ 相の積層欠陥エネルギーと γ 相の組成との関係式を用いて、 γ 相の積層欠陥エネルギーの小さいものを選ぶ。

6. 開発合金およびその部品の評価試験の概要

(1) 合金の評価

1 次～4 次の 4 段階の評価を行う。多数の試作合金について 1 次評価を行い、それに合格したものについて 2 次、つぎに 3 次というように合金数が次第に減少して行く。1～4 次の評価の内容は次のようである。

1 次評価試験：クリープ試験、浸漬硫化腐食試験、高温引張試験、低サイクル疲れ試験、流動床熱疲れ試験(流動している高温、低温 2 種の砂の中へ試片を交互に入れて熱疲れ割れを発生させる)。

2 次評価試験：バーナーリッグテスト(バーナーによる加熱と冷却)、大型試片による疲れ、クリープ等、大型翼鋳造による鋳造性試験(前述の中空翼製造技術とは異なり、材料としての評価)。

3 次評価試験：燃焼ガス雰囲気中各種試験(腐食、クリープ、疲れ)、電解加工性、グラインダー加工性、電子ビーム溶接性。

4 次評価試験：長時間クリープ、長時間クリープ中断後の熱疲れ試験、内部冷却試片によるクリープと疲れ試験。

(2) 合金部品の評価

本計画では、翼の冷却技術の開発と部品としての合金の総合評価のため、実機に近い高温回転試験機を作る予定になっている。さらに、部品は、開発されるプロトタイプのガスタービンに組みこまれて使用されその安全性が実証されねばならない。もちろん、このような実機条件下での評価の前に合金部品(翼)は各種の予備評価を受けねばならない。すなわち、形状検査、非破壊検査、破壊検査(組織検査、欠陥検査、部品から試片を切り出してのクリープ等の試験)、回転をとまなわない加熱冷却試験などである。

(3) 熱疲れ等を考慮に入れた設計コードの研究

具体的な翼の形状(冷却用の内部空洞や細孔も含めて)と冷却の程度に応じて、どのような熱歪が部品各部に加わるかという解析(有限要素法などの応用)の外、そのような複雑な温度と歪の繰返しがどのような材料寿命を与えるかという問題がある。温度と歪の時間的変化は、部

品の各部により複雑に変化するもので、それらのすべての場合について実験的に破壊までの寿命を求めることは不可能である。それで、いくつかの基本的なパターンの歪波形と温度波形の熱疲れ寿命から、複雑なパターンの寿命を推定する設計コードが必要になる。また、熱疲れとクリープの重畳効果も重要である。このような試験を材料の開発段階で現われる多数の候補合金について行うことは試験の量からみて不可能である。合金開発と切り離して、設計コード自身の開発と、また必要なデーターの採取を最終開発合金のいくつかについてのみ行うことが考えられている。

このような設計コードは、たとえそれが正確な定量的な寿命を与えるものでなくとも(実機タービンの中の状況は非常に複雑で、寿命を正確に計算することはほとんど不可能で、そのために前述のような実機試験が必要なのである)、翼にどのような冷却構造を与えると、温度、歪の繰返し、および遠心力の作用の総合効果による翼各部分の寿命が最長になり得るか(より正確には、最短の寿命を与える部分の寿命が最長になり得るか)という予測が可能になる。つまり、最も良い構造設計が可能となるのである。

7. 結 言

本プロジェクトに参加する金属研究者のメリットは、タービン、つまり実機を造るグループと一緒にすることである。実機設計側からいろいろな情報が得られるし、開発された合金が実機で試され、実用になる可能性が高い。従来、合金は開発したが、実機に用いられずずもれてしまう場合が多かったことを考えると、本プロジェクトの意義はこの点からも大きいといえ、これを立案された通産省各位に御礼申し上げる次第である。

本計画では、 Si_3N_4 などのセラミック材料の研究開発も行われる。セラミックスと金属はある意味で競走する立場にあり、単純に考えると両方の開発を行うのは無駄であるような感を受ける。しかし、技術というものはそれほど単純でなく、金属とセラミックスはそれぞれの特徴を生かして、応用のされ方が異なってくると考えられる。たとえば、セラミックスは静翼、燃焼器に用いることが考えられる。もちろん本プロジェクトでは、セラミ

ックス動翼の研究開発に挑戦することになっている。困難な山に登るのには、始めから1つの道を登ったのでは頂上に達する可能性は小さい。いくつかの登山道から登るべきであるし、それぞれの道はそれぞれ別の頂上に達するかもしれないのである。

なお、脱稿後、タービンへの異物の吸いこみによる障害、たとえばサンドエロージョンも大きな問題であるという指摘をいただいた[†]。これは特にコーティングに対する障害として問題であろう。これを、実機による評価以外のどのような方法で試験するかを検討を要すると考えられる。

文 献

- (1) 西 義澈：日本学術振興会，耐熱金属材料第123委員会研究報告，18(1977)，No.3(20周年記念号)，123。
- (2) 依田連平：同上，205。
- (3) 戸田忠俊，幡谷文男：日本金属学会会報，17(1978)，289。
- (4) P.B.Wallis: Turbomachinery International, Nov.-Dec.,(1977)，52。
- (5) W.Felix: *High Temperature Materials in Gas Turbines*, Ed. by P.R.Sahm and O.M. Speidel, Elsevier Scientific Publishing Co., (1974)，17。
- (6) D.A.Spera and S.J.Grisaffe: Life Prediction of Turbine Components, NASA TM X2664, (1973)。
- (7) J.C.Freche and G.M.Ault: *Superalloys: Metallurgy and Manufacture*, Proc. of the Third Internat. Symp.,(1976)，297。
- (8) J.M.Nijpjes: *High Temperature Materials*, Sixth Plansee Seminar, Springer-Verlag, Wien, (1968)，481。
- (9) C.H.Liebert and F.S.Stepka: Potential Use of Ceramic Coating as a Thermal Insulation on Cooled Turbine Hardware, NASA TM X-3352, Feb.,(1976)。
- (10) W.H.Chang: *Superalloys - Processing*, Proc. of the Second Internat. Conf.,(1972)，v.1。
- (11) S.S.Manson: *Experimental Mechanics*, 5(1965)，193。
- (12) 中川幸也，大友 暁，雑賀喜規：日本金属学会会報，17((1968)，589。
- (13) W.R.Freeman, Jr.: *Metal Progress*, 112(1977)，No.3(Aug.)，33。
- (14) R.T.Holt and W.Wallace: *International Metals Reviews*, March(1976)(Review 203)，1。
- (15) 渡辺力蔵，九重常男：鉄と鋼，61(1975)，2274。
- (16) 原田広史，山崎道夫：鉄と鋼，掲載決定。

[†] 霜島一三(東京芝浦電気株式会社総合研究所)，1978年11月：私信。