

## 航空機用ガスタービン耐熱材料について

阿部 信男\*・池田 義孝\*

## HEAT-RESISTING MATERIALS FOR AVIATION GAS TURBINES

Nobuo Abe and Yoshitaka Ikeda

I. 戦時中の我國のタービン用耐熱鋼<sup>1)</sup>

昭和 14 年頃より航空機 Super charger 用排気タービンの材料の研究が各大学, 研究所, 製鋼会社の協力の下に開始され, 次第に主原動機用ガスタービン材料の研究へと進み, 当時不足資源であつた Ni, Mo 等の節約と性能向上に努め, 比較的低温 (700°C 以下) の耐熱鋼としては, 相當な性能を有すると思われるものが得られたが, 實用機の材料としては耐酸耐蝕性その他で未解決の部分が残されたままに終戦となり研究は途絶した。

當時のタービン翼及び翼車の耐熱材量として第 1 表の如き成分のものが挙げられるが, タービン翼と翼車の接合を熔接にするか嵌込みにするかによつて 2 系統の材料の研究が進められた。今その状況を略記してみると次の通りである。

熔接用材料としては始め 18 Cr—8 Ni 鋼系統のものが研究され 18 Cr—8 Ni—1 W—0.5 Mo 鋼 (イ 306) が規格となり採用された。次で昭和 17 年頃から Ni 節約のため Mn—Cr 鋼が研究され 16 Mn—11 Cr—2 W 鋼 (イ 307) が規格化された。次で性能の改良研究の結果, Mn—Cr—V 鋼の高温強度が著しく高いことが判りイ 309 が規格化された。又これ等耐熱鋼への窒素添加が更に高温強度の増大を計り有効であることを確かめたので

Mn—Cr—V—N 鋼を作り假にイ 311 と名付けてその規格化並に製造方式決定に向つて努力が拂われたが終戦となり研究は中絶となつた。

一方嵌込用材料としては始め 15 Cr—14 Ni—2 W 鋼 (イ 301) 次に Mn—Cr—W 鋼 (イ 308) Mn—Cr—V—C 鋼 (イ 310) の規格化が行われた。これらは熔接用材料を單に高炭素にした丈でその性質は大同小異である。

尚排気タービン車盤の最高温度は約 550°C であるのでオーステナイト鋼よりも低温では強度の大きいフェライト鋼が使用され 12 Cr—3 Si—1 Mo 鋼 (イ 302) 及びイ 302 の Mo を W で置換えたイ 332 がそれぞれ規格化された。

## II. 戦後のガスタービン用耐熱材料

戦後ガスタービンの研究進歩によつて最近ようやく陸上発電機及船舶用ガスタービンの實用化の段階になつたが, それには多種類の金屬材料の整備が必要で高性能を有する各種の耐熱材料が要求される。而してガスタービンの効率を支配する最大の因子はタービンに入る燃焼ガスの温度でガスタービンの入口温度を 800°C に設計すれば効率的には蒸気タービンに匹敵し得るし, 更に耐熱材料の進歩に依つてタービンの入口温度を高め得れば

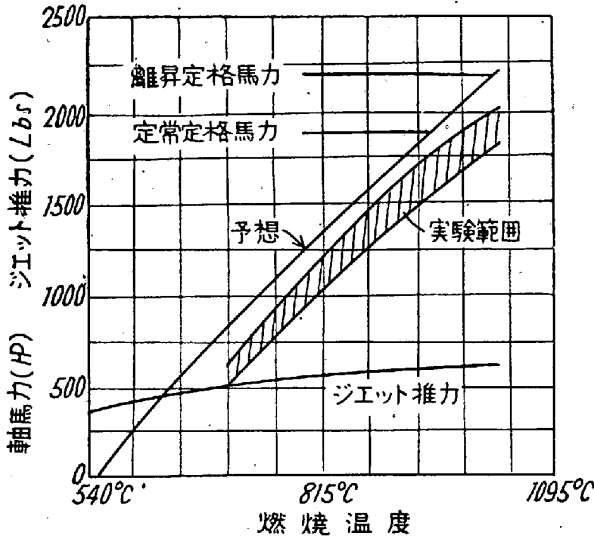
第 1 表 舊日本航空機用耐熱鋼規格

	C	Si	Mn	Ni	Cr	Mo	W	Ti	V	N
イ 311	0.35/0.45	1.5/2.5	<0.60	13.0/15.0	14.0/16.0		2.0/3.0			
イ 302	0.30/0.45	2.0/3.0	"		10.0/13.0	0.7/1.3				
イ 303	0.50/0.60	<0.5	4.5/5.5	11.5/13.0	3.0/4.0					
イ 332	0.35/0.45	1.5/2.5	<0.60		10.0/13.0		0.7/1.3			
イ 306	<0.15	1.0/1.4	"	7.0/10.0	17.0/20.0	0.3/0.7	1.0/1.4	<0.5		
イ 307	0.10/0.20	0.8/1.2	15.0/17.0		10.0/12.0	<0.5	1.8/2.2	<0.5		
イ 308	0.30/0.40	"	"		12.0/14.0	"	1.8/2.2	<0.5		
イ 309	0.15/0.25	"	"		10.0/12.0				0.5/1.0	
イ 310	0.30/0.40	"	"		11.0/13.0				1.0/1.5	
イ 311	0.10/0.20	"	"		10.0/12.0				0.6/0.8	0.15/0.20

\*住友金屬工業株式會社

ーゼルエンジンより更に秀れた効率のものが得られると思われる。

ガスタービンの効率を支配するものはタービン入口の材料即ちタービン翼及び翼車材であることが判る。ガス燃焼温度が上昇するにつれて航空機用發動機性能も増加するがその状態を第1圖<sup>2)</sup>に示す。又ガス温度とタービン翼の温度との関係の1例を第2圖に示した。



第1圖 燃焼温度と航空發動機性能との関係

### III. タービン翼用耐熱材料

タービン翼にかかる應力は遠心應力と曲げ應力との合成應力でその引張荷重を計算すると設計の如何に依つて8~17kg/mm<sup>2</sup>にも達すると云われている。更にタービン翼はガスの入口温度の僅か下の温度で作動されるために翼材に使用される材料は高温下で疲勞抵抗が大で、機械的性質が安定し且酸化に対する抵抗力も備えている必要がある。

現在實用化されているタービン翼材合金は920°~980°Cで數秒以上耐えることは困難であり、且、その中のある種の合金は760°~815°Cのガス温度で連続的使用が不適當と云われる程で翼材耐熱合金には極めて高い要求が課せられている。又タービン翼は複雑な形状に加工する必要があり非常に精密な公差で薄い断面を有するものであらねばならないので、翼材製造には種々の苦心が拂われている。

#### (a) タービン翼材の組成及びその特徴

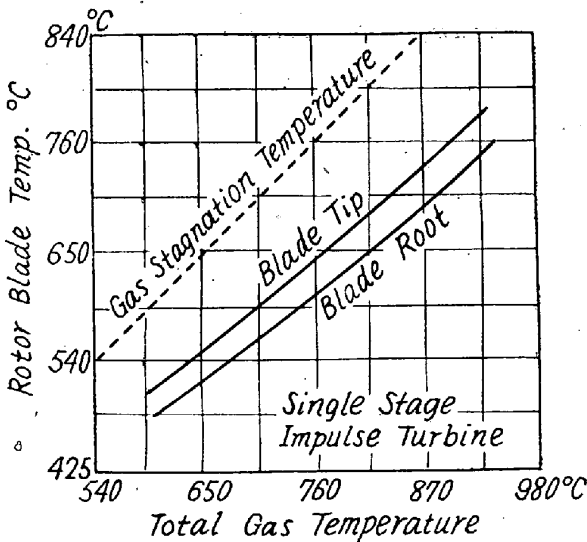
タービン翼材としての耐熱合金には非常に多くの種類があり枚擧に暇がないのでその内知名な合金で性質のよく知られている合金につきその性質の概略を述べるに止める。タービン翼材の合金は大別して低合金オーステナイト基、ニッケル基、コバルト基、高合金オーステナイト基及びクロム基の各合金に分類される<sup>3)</sup>。

#### (1) 低合金オーステナイト基合金

本基には18—8ステンレス鋼を改良したオーステナイト系の合金が屬する。現在實用に供せられている代表的な本基合金は第2表に示す如きものである。これらの合金の共通點はオーステナイト組織を安定にするために必要なNi及びCrを含み更に高温強度を保つためにW, Mo, Co, Tiなどを含有するものである。本基合金の熱處理は1150°~1200°Cに於て溶體化處理(燒入處理)を行い炭化物を固溶せしめた後800°C附近で時効處理(燒戻)を行う。その際の折出硬化によつて高温強度の増大を計るものである。而して本基合金に特有の高温強度はHot cold working又はwarm workingと呼ばれる操作に依つて發揮されるものである。例えばTimken 16—25—6合金では650°~700°Cに加熱し強力なハンマーで20%内外の加工を行つて仕上げたものを650°Cで6時間内外の歪取燒鈍を行う。この操作で破斷強度(rupture strength)は10kg/mm<sup>2</sup>位向上するので翼材の他、後述の翼車材にも盛に利用されている。

#### (2) ニッケル基合金

本基合金は米國に於て第2次大戰中に耐熱材料として



第2圖 ガス温度とタービン翼の温度との関係

斯く、ガスタービン用耐熱材として最も重要なものはタービン翼と翼車材であることは明瞭であり、従つて、タービン翼及び翼車材の研究が熱心に續けられ、各國共獨特の耐熱材が續々研究改良されるに到つた。

以下、航空機用ガスタービン翼及び翼車材の性能及び新しい材料の研究狀況等について述べることにする。

第2表 低合金オーステナイト基合金

	C	Ni	Cr	W	Mo	Cb	Ti	Al	N
17 W	0.46	19.2	13.2	2.5	0.5				
Discaloy 26	0.05	25.2	8.3				2.3	0.4	
19-9 W, Mo	0.3	9.4	18.9	1.2	1.3	0.4			
16-25-9 Timken	0.1	25	16		6				0.15
S 495	0.4	20	14	4	4	4			
Rex 78 (英)	0.08	18	14		4		0.6		Cu 4.0
Tinidur (獨)	0.1	20	15				1.7		

第3表 ニッケル基合金

	C	Ni	Cr	Co	Mo	Cb	Al	Ti
Hastelloy B	0.1	61			27			
Inconel	0.05	80	14					
Inconel W	0.04	70	14				0.6	2.5
Ninonic 80 (英)	0.05	75	20				1.3	2.5
Ninonic 90 (英)	0.05	62	20	18			1.3	2.5
Inconel X	0.04	73	15			1.0	0.7	2.5

第4表 コバルト基合金

	C	Ni	Cr	Co	W	Mo	Cb	Fe
Vitallium (Stellite 21)	0.25/0.4	2	27	62		6		1
61 合金 (Stellite 23)	0.4	2	23	67	5			1
X 40 (Stellite 31)	0.4	10	25	57				1
422-19	0.4	16	25	52		6		0.6
Stellite 27	0.5	31	26	34		6		1
Ticonium	0.2	31	28	33		5		1
S 816	0.4	20	20	44	4	4	4	1

最も広く使用されたもので Hastelloy 系合金と Inconel 系合金とがある。Hastelloy は元來、耐鹽酸合金として發達し來たつたものである。この合金の利用温度範囲は最高 650°C までで、それ以上では耐蝕性が不十分の様である。

Inconel は Ni 80%, Cr 14%, F 6% を含む合金でニッケル基合金の基をなすものであり現在では翼材よりも燃焼器内筒として広く使用されている。この Inconel に時効硬化性を與えたものに Inconel W, Nimonic 80 及 90, Inconel X 等がある。Inconel W は Ti+Al を加えて著しい時効性を與えたもので 815°C までの高温強度と耐蝕性に秀れている。これとほぼ同様な成分を有する Nimonic 80 が英國で Jet engine の動翼材として使用され、最近では Nimonic 80 の Ni 含有量の一部を Co に置換えた Nimonic 90 が使用され出している

又上記の Inconel に Cb+Ti+Al=4% 前後を加えて時効硬化性を更に大にした Inconel X も有能な動翼材として實用に供され、650°C でクリープ限 (10<sup>-4</sup>/hr) 42 kg/mm<sup>2</sup> を示し 750°C 以下では最も強力な合金と云われている。

### (3) コバルト基合金

この基の合金は Stellite 合金から發達したものである。本基の標準成分は第4表に示す如く Co 65% Ni 2% Cr 25% を主成分とし Mo, W, Cb 等を添加したものである。Vitallium は Mo 6% 含有し Haynes Stellite 21 とも呼ばれ優秀な耐蝕性を有し、且つ極めて秀れた高温強度を示す。

コバルト基合金は主として精密鑄造材として Jet engine の動翼材として用いられるが、この場合 C 0.35~0.4% の高炭素のものが使用される。又コバルト基合金

第5表 高合金オーステナイト基合金

	C	Ni	Cr	Co	W	Mo	Cb	Al	Ti	N	Fe
K 42	0.05	42	18	22				0.5	2.5		15
N 155 (Multimet)	0.4	20	20	20	2	3	1			0.1	30
N 156	0.33	33	16	24	2	3	1				20
S 590	0.45	20	20	20	4	4	4				26
Refractalloy 26	0.04	37	18	20		3		0.2	2.8		18
Refractalloy 70	0.11	20	20	30	3.8	8					18

で中炭素合金は鍛造性を有し或種のものには圧延して板にすることも可能である。

コバルト基合金には種々の改良が行われ種類も多いが標準成分のものでは 700°C 以上の温度で使用の際時硬を生じ脆くなるのでそれを防ぐために、上に示した Co 標準含有量の一部を Ni に置換えた成分のもの (但し  $Co+Ni=65\%$ ) が使われている。第4表に示した X 40 乃至 S 816 はそれに属するものである。

#### (4) 高合金オーステナイト基合金

本基はオーステナイト鋼に各種の合金元素を多量に含有せしめたもので、第5表に示す如き種々の複雑な合金がある。

翼材として使用温度が 650°C 以上になると hot cold working による硬化作用が消えるので必然的に時効作用を有する高合金オーステナイト鋼系統のものを使用しなければならないので本基合金が発達した。

K 42 B は Ti 及び Al に依る析出効果を利用したもので N 155, N 156, S 590 には Cb, Mo, W 等を時効元素として加えている。

この基に属する Refractalloy 26 及び 70 は更に優秀な性質を有し、Refractalloy 26 は 800°C 以下の使用状況下において Ti 及 Al に依る時効を利用したものであるが、800°C 以上ではその効果があまり發揮されないため Refractalloy 70 の方が適している様に思われる。尙 Refractalloy 70 の様に W, Mo, Co 等が多量に入れば Co の添加量を増し靱性と鍛造性を保たせる必要が生ずるものと思われる。

#### (5) クローム基合金

クローム基合金は現在尙研究の段階にある。種々の組成の合金について豫備研究を行った結果 Cr-Fe-Mo 及び Cr-Fe-W 合金が研究の対象となつている。

Cr 65%, Fe 15%, Mo 25% の合金は 870°C の高温で 100h 及び 1000h の破断強度がそれぞれ 24.5kg/mm<sup>2</sup>, 14.7kg/mm<sup>2</sup> の高値を示し 900°C~1000°C の動翼材として着目されている。尙本基合金は真空中で熔

解及び鑄造をする必要があり、その結果大きな結晶粒を示すので少量の Ti を添加すると有効と云われる。又 Cr 60%, Fe 28%, Mo 12% の Cr 基合金は圧延に依り板にする事が出来るので注目されている。

#### (b) 翼材の性能の比較

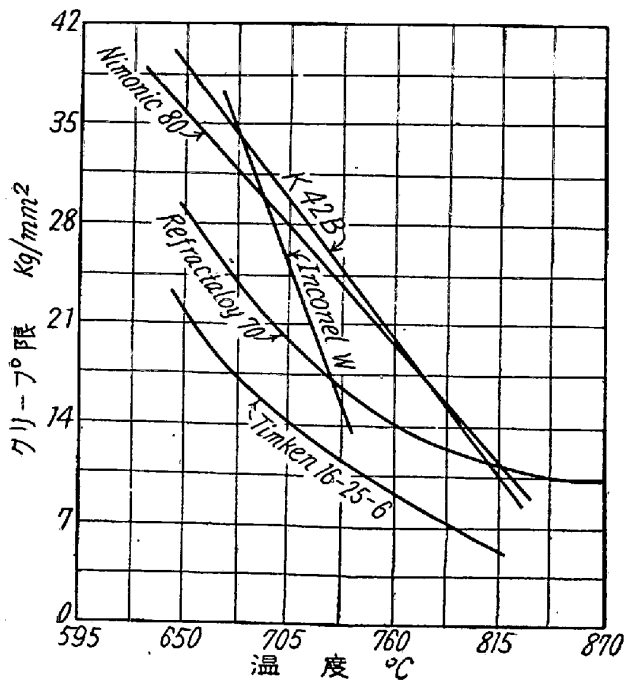
各翼用材料の組成と特徴は上に述べた通りであるがこれらの翼材の製造方法には鍛造法と鑄造法の2種類を挙げることが出来る。Jet engine 用翼材について云えば英國では鍛造用合金を専ら使用しているが、米國では engine 用 turbo supercharger の製造を鑄物でやる深い経験から最近では精密鑄造法 (lost wax 法) を好んで使用している様である。

今前項に述べた各翼材組成をその使用状況から鍛造材と鑄造材とに區別してみると大むね第2表<sup>2)</sup>に示通りと思われる。第3圖乃至第6圖<sup>2)</sup>は第6表に示した鍛造用及び鑄造用合金の中で代表的な組成のものにつき 100hr 及び 1000hr の高温クリープ試験を行った試験結果を圖表にしたものである。

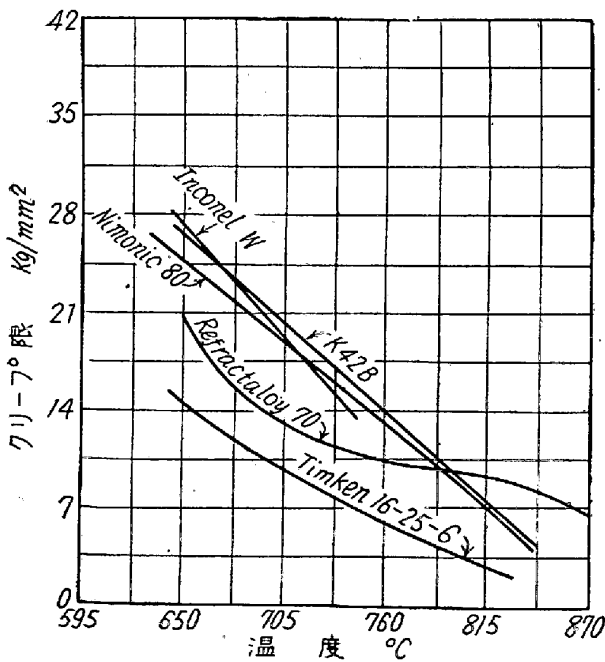
又第7圖<sup>3)</sup>は高温における鍛造材及鑄造材の材力の比較

第6表 鍛造及鑄造用翼材料

鍛 造 材	鑄 造 材
K 42 B	S 816
Refractalloy 26	vitallium
Refractalloy 70	422-19
Siscoloy 26	S 495
S 816	19-9 W, Mo
N 156	S 590
Nimonic 80, 90 (英)	Stellite 23 (61 合金)
Inconel W, X	Stellite 27
Rolled Vitallium	X-40
17 W	Ticonium
Timken 16-25-6	
Hastelloy B	60 Cr-25 Fe-15 Mo
Rex 78 (英)	
Tinidur (獨)	



第3圖 鍛造材クリープ限 (100 時間で 1% のクリープ伸速度を生ずる應力)

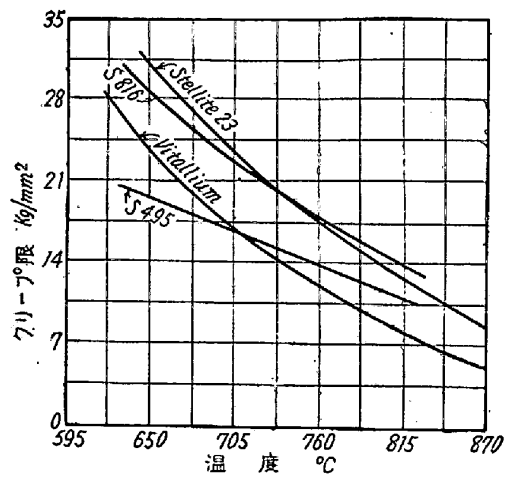


第4圖 鍛造材クリープ限 (100 時間で 1% のクリープ伸速度を生ずる應力)

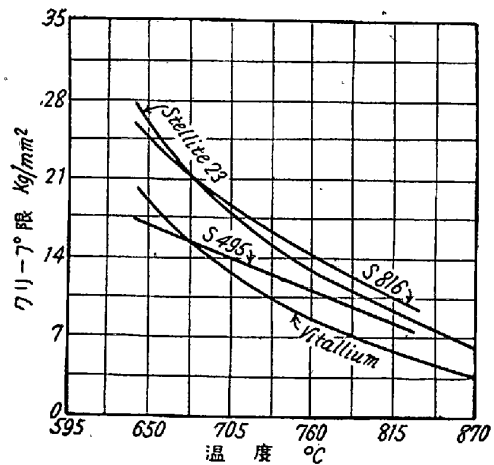
を破断試験成績に依つて行つたものである。各圖から明かなる如く各合金成分に依つてかなりの機械的性質の差異を認め鍛造材鑄造材の優劣はつけ難きも鑄造材は鍛造材に比して概して比較的高温範囲に於て秀れており従つて使用される温度もその様な傾向にある様である。

(c) ニッケルクラッドモリブデンについて

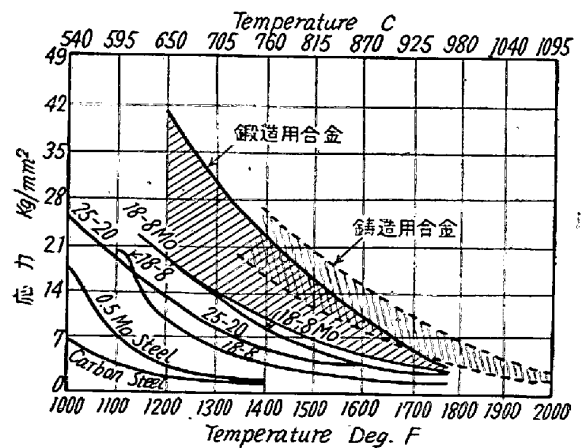
980°C 及 1090°C の真空中で金属モリブデンのクリ



第5圖 鑄造材、クリープ限 (100 時間で 1% のクリープ伸速度を生ずる應力)



第6圖 鑄造材、クリープ限 (1000 時間で 1% のクリープ伸速度を生ずる應力)



第7圖 鍛造材及鑄造材の破断試験値比較

ープ及破断試験を行つた結果ではモリブデンは上に述べて来た如何なる鍛造用耐熱鋼に比して極めて高い強度を有する事が知られている。モリブデンは常温における機械的性質はあまり顯著とは云えないが極めて高温にお

第7表 翼車用合金材

	C	Ni	Cr	Co	W	Mo	Cb	Al	Ti	N	
Timken	0.10	25	16			6				0.15	低合金オーステナイト基
19—6 DL	0.30	9	19		1	1.25	0.4		0.4		"
LC, N 155	0.15	20	20	20	2	3	1			0.15	高合金オーステナイト基
S 590	0.45	20	20	20	4	4	4				"
S 816	0.45	20	20	45	4	4	4				コバルト基
EME	0.15	11	19		3.5		1.3			0.10	低合金オーステナイト基
CSA	0.40	5	18		1.5	1.5	0.6			(Mn) (4)	"
G 18 B (英)	0.40	13	13	10	2.5	2.0	3.0			(Cu) (4)	"
Rex 78 (英)	0.08	18	14			4			0.6		"
Discalloy 25	0.05	25	13			3		0.2	1.8		"
Inconel X	0.05	73	15				1.0	0.7	2.5		ニッケル基
K 42 B	0.05	42	18	22				0.2	2.2		高合金オーステナイト基

る構造用材料特に Jet engine 翼用材料としては将来を約束された新材料として注目されている。然しモリブデンは都合の悪いことにその様な高温では酸化に対する抵抗力が極めて悪く酸化性雰囲気では忽ち表面が胃されてしまう。そこで米國では Battelle Memorial Institute 研究所その他で、モリブデンの表面処理の研究が進められているが従來の研究の結果によると、ニッケルでモリブデンをクラッドしたものが有望で酸化状態に於けるモリブデンの高温強度性の實用化の可能性がある。クラッド材としてニッケル以外の材料はモリブデンとの貼付きが悪いのであまり有望ではないがニッケル基の Inconel はクラッドモリブデンの縁端部の保護のために使用されている。クラッドの接合にはアルゴンアーク又は酸素アセチレンでブレーディングされる。普通厚さ 1/2" のモリブデンに對して 5~10% 厚みの Ni がクラッドされ、且つ壓延は 1250°C 以下の温度で行われている。

IV. タービン翼車材料

タービン翼車の使用條件はタービン翼の場合と同様に酷しいものである。翼車の温度は翼の温度よりも低いが翼端では應力が甚だ大である。従つて翼車合金としては第7表<sup>5)</sup>に示す如く鍛造用翼材とほぼ同様なものが使用されている。この内 Timken, N 155, S 590, S 816, Rex 78, Inconel X, K 42 B はいずれも翼及び翼車材として二重の有用性を有するものである。

G 18 B は英國に於て廣く使用され、低合金オーステナイト系に屬するも Ni の一部を Co (約 10%) に置換えているのが特徴である。19—9 DL は米國において Timken と共に廣く一般に使用されている翼車材で、

Timken と同様 Hot cold work に依つてその性能を充分發揮されるべきものである。

尙 Discalloy 25 Inconel X, K 42 B は前にも述べた通り Ti 及び Al に依る折出効果を利用したもので比較的高温の使用に耐えるものである。

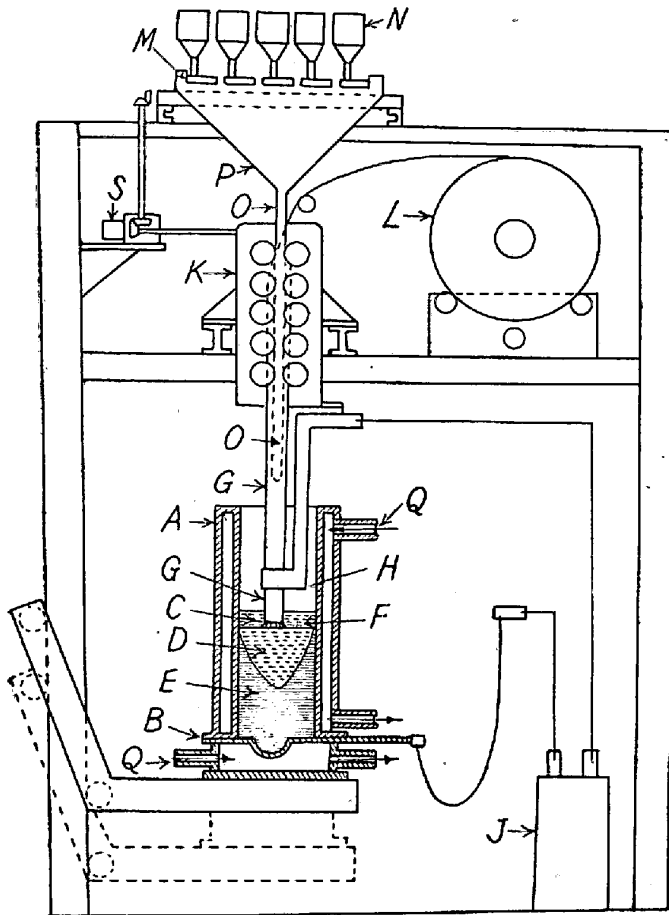
第8表<sup>6)</sup>は 1200°C における各翼車材の破断試験及びクリープ試験成績の比較を示したものである。

第8表 1200°C における強度

	破断試験値			クリープ強度	
	強度		伸%	(1000時間1%)	
	Psi	kg/mm <sup>2</sup>		Psi	kg/mm <sup>2</sup>
K 42 B	48,000	33.6	0.5	48,000	33.6
N 155	42,000	29.4	10	35,000	24.5
19—9 DL	38,900	27.2	2	36,700	25.7
Timken 16-25-6	35,500	24.9	11.5	35,000	24.5
Discalloy 25	36,000	25.2	5	37,000	25.9
G 18 B	37,000	25.9	2.5	33,500	23.5

タービン翼車用の耐熱材料は上述の様に翼材料に劣らず高温の強度が要求されるが、製品重量が極めて大きく、熔解重量が大となり従つて相當大きな鋼塊の鑄込が必要のために翼車材の製造には種々の困難が伴つて來る。即ち大鋼塊鑄造に伴い鋼塊に偏析を生じ易く鍛造等の工程に於て鍛造割れを生じ鍛造不可能となるが外觀上は鍛造が出来ても内部に微視的龜裂を多数生ずるため機械的性質が著しく悪くなる傾向となり使用に耐えない製品が出来るとの公算が多くなる。この様な缺陷を除き内部が完全に Sound な大鋼塊を製造する目的で米國 Kellogg 會

社では Hopkin 氏の考案特許たる特殊な鑄込装置を用いる連続鑄造法を採用している。第8圖はその装置圖を示したものである。



A: Water-Cooled Mold; B: Water-Cooled Stool; C: Molten flux; D: Molten Metal; E: Solid metal ingot; F: Current discharge; G: Tubular electrode (Consumable); H: Contact Shoe; J: Power Supply; K: Tube-forming-machine; L: Coil of strip; M: Alloy-metering devices; N: Alloy hoppers; O: Alloy Conduit; P: Collecting hopper; Q: Water inlet; S: Motor drive.

第8圖 Hopkin 氏式による連続鑄造装置

装置及び鑄造法の概略を述べると、コイルLに捲かれた帯鋼材 (strip) が鋼管成形機 (tube forming machine) K を通つて下方に導かれ、最下端が鑄型を兼ねた熔解爐中に導入される。Tube G は接觸子 (contact shoe) H に接し電流の導體となり且その下尖端部が電極となり熔融物と放電作用を行う。一方熔解材料は所望の配合になる様に各 Hoper に貯えられており暫時適當量が連続的に配給される様に管理され、且、Tube (G) が樋の役目を兼ねて熔解爐、(鑄型) 内に落下する様にな

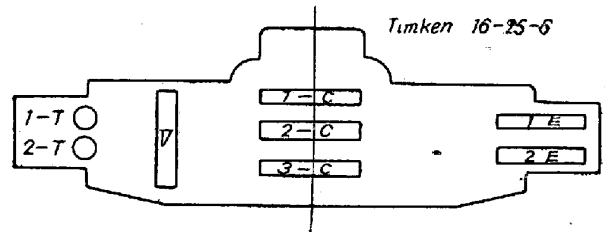
つている。

熔融作業の期間中、電流放電は常に接觸子Hのある一定距離の下方位置で行われる様control され且フラスコCによつて覆われ熔融金屬表面の酸化を防止しつゝ造塊される。

熔融を終えた部分は水冷銅型内で冷却され、連続的に下方に移動される。

以上の如くこの方法で鑄込んだ鋼塊には成分的偏析が認められず且内外均一な残留歪を全く保有しない材質のもので鋼塊表面状況も極めて良好である。

Timken 16-25-6 合金は J 33 タービン翼車材として常用されて來ているが、連続鑄造法に依つて鑄込んだ 9in 徑で 400 lb の鋼塊を1回の据込みで翼車を造つても疵が全々生ぜず製品となつた翼車の材質は極めて良好なことが立證された。即ち第9圖に示す如く翼車材の種々の方向から材料試験片を採取し抗張試験を行つた結果は第9表に示した如くで翼車材内外部及び方向性に依る機械的性質の差異は全然認められていない。



第9圖 翼車材よりの試片採取位置  
Timken 16-25-6

第9表 翼車材の各方向機械試験成績  
Timken 16-25-6

Bar No.	抗張力		降伏點		伸	絞
	Psi,	kg/mm <sup>2</sup>	Psi,	kg/mm <sup>2</sup>		
			0.2% off set			
1 C	120·500	84·5	93·000	65·2	28·0	36·3
2 C	130·000	91·0	103·500	72·5	28·0	45·2
3 C	120·500	84·5	93·000	65·2	26·5	37·3
1 E	123·250	86·5	93·750	65·6	23·5	41·3
2 E	125·500	88·0	97·500	68·2	22·0	43·7
1 T	126·750	88·7	97·500	68·6	29·0	46·0
2 T	123·000	86·0	93·750	65·6	30·0	52·5
V	114·500	80·2	95·000	66·5	17·5	22·3

### V. セラミック被覆について

セラミック被覆は 1943 年頃より米國 National

Bureau of Standard の研究に依り發達し高耐熱合金特に航空機の排氣系統の材料の壽命を向上せしめつゝある。N. B. S. の A-9 セラミック被覆は低炭素鋼用として研究されたものであるが N. B. S. の A-417 セラミック被覆は高合金鋼及び耐熱合金用として研究され、その組成は第 10 表に示す如きものである。被覆の厚さは 0.001~0.002" で高耐熱合金の高温における苛酷な酸化作用を防ぎその使用壽命を延ばし得る事が判つた。この被覆は Inconel 系合金や 19-4 DL に對する研究が行われていたが Vitallium (Stellite 21)S 816, 18-8 ステンレス鋼に就いても研究され成果が收まつている。

第 10 表 N. B. S. A 417・セラミック被覆配合  
原料: Frint 331

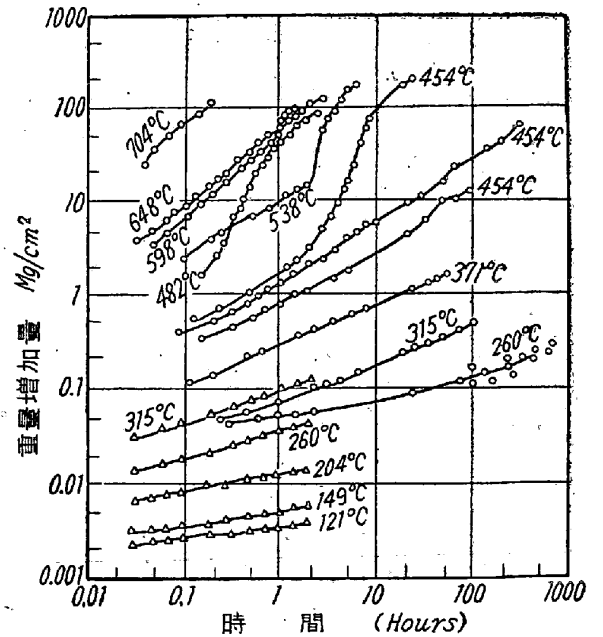
原料 配合 比	算定 酸化物 比
Flint (SiO <sub>2</sub> ) .....38.00	SiO <sub>2</sub> .....38.0
Barium Carbonate ...56.63	BaO .....44.0
Boric acid .....11.50	B <sub>2</sub> O <sub>3</sub> ..... 6.5
Calcium Carbonate... 7.14	CaO..... 4.0
Beryllium Oxide ..... 2.50	B <sub>2</sub> O ..... 2.5
Zinc Oxide..... 5.00	ZnO..... 5.0
120.77	100.0
A 417 の配合比	
Frint 331 .....70	
Chromic Oxide .....30	
Enameler's Clay ..... 5	
Water .....48	

A 417 は普通どんな耐熱鋼にも有効と云われ、Inconel に被覆した試験では 900°C で 500 時間加熱したが加熱の前後で諸性質は變らず固着物も良好であつた。A 417 では第 10 表に示した如く原料 (Frint 331) を精鍊後水中に注入、細粉にし、これに酸化クロムエナメルクレイを加え、ミルで攪拌してから水を混じてスプレーで被覆する。直接浸漬する方法も考えられている。次いで 1850°F で 3~10 分乾燥後常温まで冷却する。セラミック被覆は耐熱材料の耐酸化性を向上せしめる他、燃料からの炭素の吸収の防止も出来、將來有効な方法として益々利用されるものと思われる。

### VI. チタニウム材について

最近我國に於て生産をみる様になつた金屬チタニウムは各種航空機材料としても注目を浴びる様になつて來た。現在米國において Jet engine 部品として、チタニウム合金が使用されるべく試作研究されている部分はコンプレッサーの翼、翼車、軸、支持金具、タービンのカバー部、ライナー部等で、タービン翼及び翼車等の高温耐熱性の必要な部分には應用されていない。これはチタニウムの高温強度上の問題と高温酸化性に基づいている。チタニウムは高温氣中で長時間曝すと表面酸化を生じ脆化が始まり 540°C (1000°F) で濃灰色の被膜が生じ更に高温になるとオレンジ黄色の酸化物が生じ 900°C 以上ではたとえ短時間曝しても有害であると言われている。第 10 圖<sup>5)</sup>は高温酸化による重量増加を示すものでこの酸化の問題はチタニウムに關する米國の主要研究課題として取擧げられて酸化防止の研究が進められている。將來その研究の結果新合金の發見に依つて、チタニウムの高温耐熱材として用途が見出されるかも知れないが現在の處では、強度上から考慮し、特に甚しい酸化性雰囲気下でなければ金屬チタンで 540°C (1000°F) チタン合金で 650°C (1200°F) までの使用に止まるであろうと云われている。

ウム合金が使用されるべく試作研究されている部分はコンプレッサーの翼、翼車、軸、支持金具、タービンのカバー部、ライナー部等で、タービン翼及び翼車等の高温耐熱性の必要な部分には應用されていない。これはチタニウムの高温強度上の問題と高温酸化性に基づいている。チタニウムは高温氣中で長時間曝すと表面酸化を生じ脆化が始まり 540°C (1000°F) で濃灰色の被膜が生じ更に高温になるとオレンジ黄色の酸化物が生じ 900°C 以上ではたとえ短時間曝しても有害であると言われている。第 10 圖<sup>5)</sup>は高温酸化による重量増加を示すものでこの酸化の問題はチタニウムに關する米國の主要研究課題として取擧げられて酸化防止の研究が進められている。將來その研究の結果新合金の發見に依つて、チタニウムの高温耐熱材として用途が見出されるかも知れないが現在の處では、強度上から考慮し、特に甚しい酸化性雰囲気下でなければ金屬チタンで 540°C (1000°F) チタン合金で 650°C (1200°F) までの使用に止まるであろうと云われている。



○ Morton & Baldwin の實驗結果  
△ Galbrasen & Andrew "  
(材料は Bureau of Mines で熔製のものである)  
第 10 圖 酸化雰囲気下に於ける金屬チタニウムの重量増加の狀況

### 文 献

- 1) 日本金屬學會編 "最近金屬學の概論" 478~486.
- 2) Godsey & Young: "Gas Turbine for Aircraft".



- 3) V. Smith & R. F. Miller: "Properties of Metals at Elevated Temperature, Superalloys".
- 4) W. L. Bruckart & R. I. Jaffee: "Cladding of Mo for service in air at elevated temperature", Transaction of A. S. M. 1925 176~203.
- 5) Casamassa: "Jet Aircraft Power System".
- 6) R. K. Hopkins; "The Electric Ingot Process", Electric Furnace Steel Processings A. I. M. E 1948.
- 7) Industrial Heating, 1951.
- 8) P. H. Morton & W. M. Baldwin: "The Scaling of Titanium in Air", Transaction of A. S. M., 1952, 1004~1029.

## — 研究部會記事 —

**第5回潤滑部會** 日時: 昭和 27 年 12 月 2~4 日. 場所: 東洋鋼鋸 K. K. (下松) 出席者: 部會委員長巖村秀雄君外委員及同隨員幹事等 97 名. 議事概要: (1) プレインベアリングの研究について各社 21 工場より提出資料により夫々説明あり. (2) 漏油についての研究では東洋鋼鋸日本鋼管川崎から夫々説明があつた. (3) 日本油止工業出光氏の「オイルシールの技術的問題について」の講演があり第1日を終つた. 第2日は(1) 日立製作所中村氏の「中小形壓延機用メタルに對する検討」. (2) 東洋鋼鋸鈴木氏の「モーターベアリングの使用状況について」. (3) 徳山鐵板池部氏の「チルチングテーブル先端ローラー潤滑研究」. (4) 住友金屬鋼管大橋氏の「水冷ロール軸受について」. (5) 神戸製鋼辻氏の「轉り軸受の硬度分布」. (6) スタンダートバキューム町田氏の「潤滑油と軸受疲勞現象について」. (7) 東洋鋼鋸筏氏の「冷間壓延機に於ける潤滑油の問題について」. (8) 住友金屬和歌山奥村氏の「齒車及軸受の壽命に及ぼす機械精度の影響」の各研究の発表があつた. 次いで東洋鋼鋸桑原氏の「アメリカ鐵鋼工場潤滑見聞斷片」の講演があり, 更に下記各項題目について発表せられた. (9) 「文献に出た壓延機潤滑記事」—日本鋼管本社・山近氏. (10) 「水潤滑軸受の水封に對する一提案」—スターライト工業・栖宮氏. (11) 「カムワルツ軸受の高周波焼入の實例について」—日本鋼管・川崎・池田氏. (12) 「ファーバル型集中潤滑装置一般について」—大阪金屬・岩城氏. (13) 「ネックグリースの試験機について」—共同油脂・長谷川氏. (14) 「グリースの安定性」—昭和石油・蒲川氏. (15) 「廣畑製鐵所に於ける潤滑管理について」—富士製鐵・廣畑・伊藤氏.

### 鋼材部會中小形分科會—壓延鋼材外形寸法不良分類小委員會

日時: 昭和 28 年 3 月 2 日. 場所: 日本鐵鋼連盟會議室. 出席者: 主査森山達郎君外委員同隨員幹事等 13 名. 議事大要: 不良の種類 20 種の名稱をあげ夫等各不良の特徴としての状態, 主なる原因及び不良の略圖を表記した幹事原案の各項について審議しこれを訂補した.

**鋼材部會第 13 回線材分科會** 日時: 昭和 28 年 3 月 16 日. 場所: 小倉製鋼, 小倉製鐵所. 出席者: 主査代理苜浦正俊君外委員同代理, 臨時出席者, 幹事等 23 名. 議事概要: (1) 工場作業表について, 富士製鐵室蘭, 大同製鋼・星崎, 小倉製鐵, 八幡製鐵, 神戸製鋼本社工場等各工場よりの提出資料によつて夫々説明があつた. (2) 品質管理, ロール硬度, ロール附屬品等についてもまた各工場の提出資料により説明討議が行われた. (3) 講演—小倉製鋼土田常務より米, 英, 獨, スウェーデンの線材工場の Layout 及び機械につき詳細説明があつた.

**鋼材部會第 7 回薄板分科會** 日時: 昭和 28 年 3 月 19 日~20 日. 場所: 八幡製鐵 K. K. 八幡製鐵所~日本鋼業 K. K. 出席者: 主査藤本一郎君外委員, 同代理, 臨時出席者及幹事等 37 名. 議事概要: (第1日) 1. 疵の名稱について, 關西委員—川崎製鐵, 大同鋼板, 淀川製鋼—で取りまとめた「黒板疵の名稱案」の説明が行われ, 2. 燒鈍ボックス及びペースの成績, 壽命及びその改善對策. (3) 各シートに對するシートバーの寸法歩留. 4. 品質管理の現況. 5. 品質に及ぼす成分の影響等の研究. 以上各項については各資料によつて夫々提出者の説明が行われた.

(第2日) 6. 薄板加熱爐の熱精算方式については川崎製鐵桑畑氏の説明があり 7. 薄板燒鈍爐の熱精算實績は前回の各社熱精算結果を總括して發表された. 8. 川崎製鐵より「温度測定に關する一考察」の説明があり, 東都製鋼より「ガス分析結果より CO<sub>2</sub> (max) の決定」の資料が提出せられた.