U. D. C. 669.018.44 : 621.438

ガスタービン用耐熱金属材料

Heat Resisting Alloys for Gas Turbine

児島日出虎* 幡谷文男** 福井寛**
Hidetora Kojima Humio Hataya Yutaka Fukui

要旨

ガスタービンの高温部に使用される耐熱材料の諸性質を解明し，同系統材料の特性を使用された材料の変遷を追って比較検討した。ガスタービン用耐熱材料はガスタービンの製造者によって異なるので，今回は日立製作所で製造しているガスタービンに使用されている材料を中心に記述した。

1. 緒言

タービン入口ガス温度を高めればガスタービンの熱効率が著しく向上し，単機当りの出力が増加することは周知の理であるが，使用される材料の高温強度，クリープ破断強度，耐食性などの諸性質により最高使用温度が制限されている。一方，冷却方式によってガス温度を高くすることができるが，材料の鋳造，鍛造および機械加工の諸性質によって構造上制約を受けるので，高温における諸性質のすぐれた耐熱金属材料が必要になってきた。日立製作所では現在までに 6,000～20,000 kW のガスタービンを 15 台製造し，既に 13 台が運転にはいっているが，ここで，ガスタービンノズルおよび翼として使用されている高級材料を含めて，各種耐熱材料の高温諸性質に関し，使用された材料の変遷と種々の実験結果に基づき，概要を述べる。

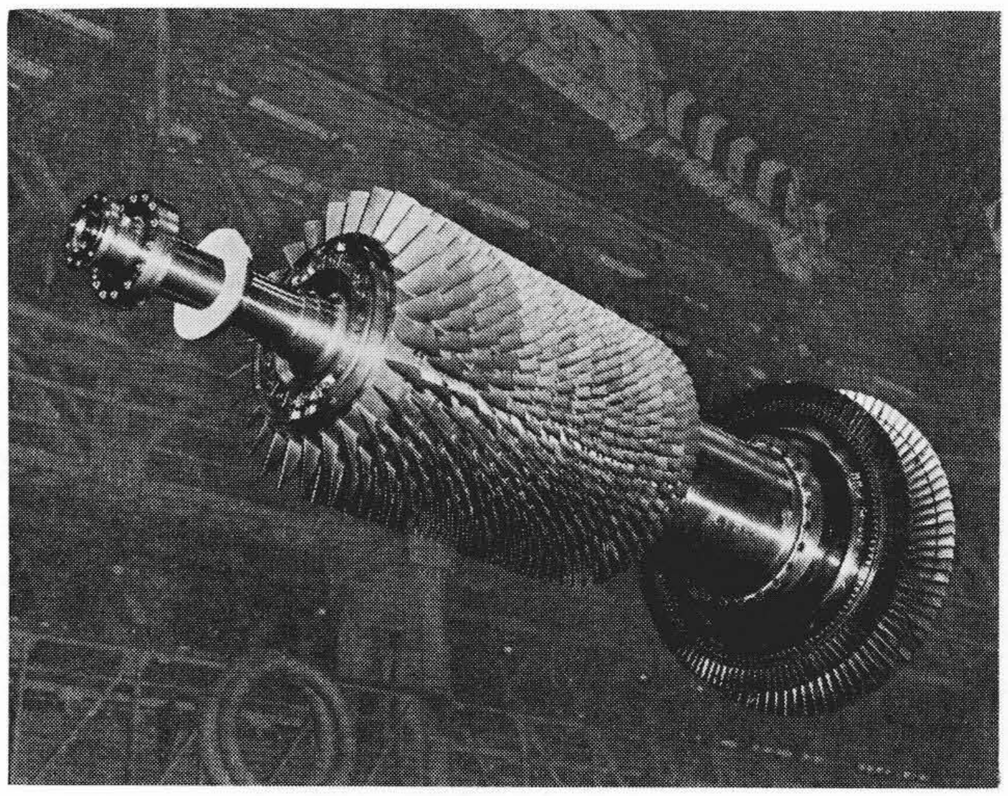


図1 ガスタービンロータ

2. 燃焼器

燃焼器は外筒，ライナおよびトランジションピースからなり，燃焼はライナ内にて行なわれ，燃焼ガスはトランジションピースを通ってタービンへ流れる。ライナは**図 2** に示すように，内面を空気で膜冷却するための多数のルーバを持つ構造であるため，ライナおよびトランジションピースは内外の圧力差が小さく，したがって作用する応力が小さい。また，肉厚が薄いので，温度変化に対する即応性が良い。しかし，直接火炎にさらされる関係から，熱衝撃，熱疲労に対する抵抗が大きく，耐酸化性，VやSなどに対する高温耐食性のすぐれた材料を使用しなければならない。また，構造上良好な板金加工性および溶接性も大切な要素になっている。

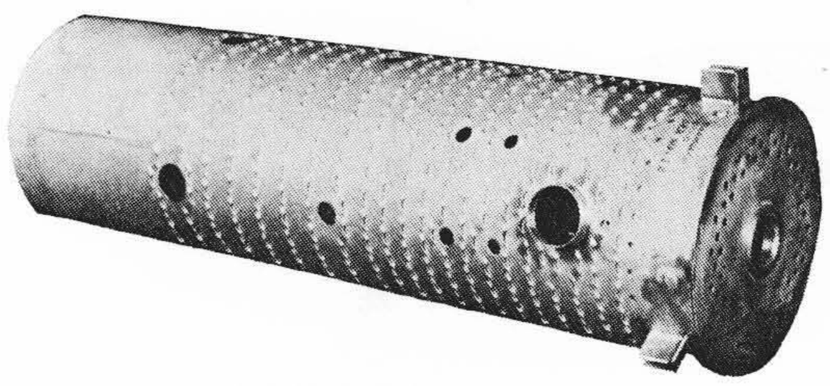


図2 燃焼器ライナ

ライナおよびトランジションピースにはこれらの諸性質を兼ね備えた，AISI 309 S, 310 S, 25 Cr-45 Ni 鋼などのオーステナイト鋼が使用されている。 いずれも耐酸化性を良くするため 23-25 Cr にしている。309 S は少量のフェライトを含み，溶接性がすぐれている。310 S は全オーステナイトにして組織の安定が図られている。 これらの材料は燃料，ガス温度，機種などによって使い分けられている。**図 3** はこれらの材料の 750℃ におけるクリープ破断強度を示している。309 S と 310 S はほとんど同一の強度であるが，25 Cr-45 Ni 鋼はこれらに比べて著しく高い強度を示している。

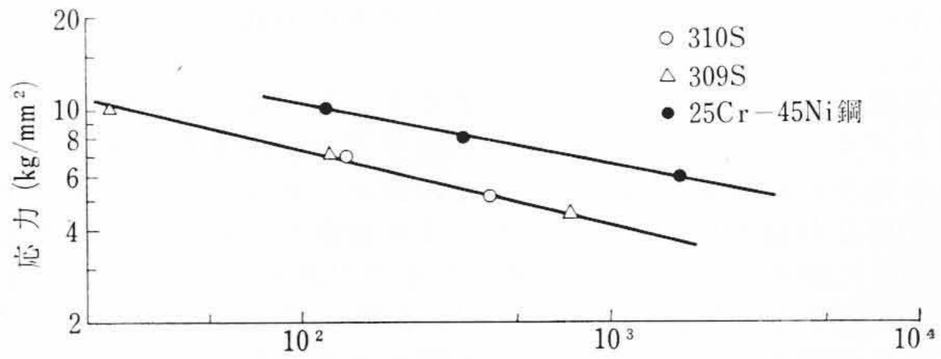


図3 燃焼器用板材の 750℃ クリープ破断試験結果

重油燃焼ガスタービンでは，タービン第1段ノズルおよび翼用材料と並んでこれらの燃焼器系統の材料に対するバナジウムアタックが重要な問題である。 **表 2** は前記3種の材料について，試片上に V_2O_5 を散布し，800℃×100 h 加熱後の腐食減量を示したものであるが，309 S の方が 310 S より耐食性がわずかに良く，高 Ni 合金の 25 Cr-45 Ni 鋼は一番すぐれている。 一方，バナジウムアタック防止用として一般にマグネシウム添加剤が使用されている。重油中に

表1 ガスタービン主要材料一覧

部品名	使用されるおもな材料
燃焼器ライナ	25Cr-45Ni 鋼
タービン第1段ノズル	30Cr-10Ni-Co 基 合金鋼
タービン第1段翼	15Cr-19Co-Ni 基 合金鋼
タービン第2段ノズル	21Cr-20Ni-20Co 鋼
タービン第2段翼	15Cr-25Ni 鋼
タービン車盤	CrMoV 鋼

* 日立製作所日立工場
** 日立製作所日立研究所

表2　燃焼器用板材バナジウムアタックによる腐食減量
(800℃, 100h)

材　料　名	腐食減量 (g)
309s	0.48
310s	0.52
25Cr-45Ni 鋼	0.23

含まれるバナジウムに対する添加マグネシウムの重量比，Mg/Vが材料の腐食減量に与える影響の一要因になっているので，この影響について燃焼ガスによる腐食実験を行なった。図4がその結果であるが，ガス温度によってその傾向が異っている点が興味深い。

3. タービンノズル

タービン第1段ノズルはタービンの中で最も高い温度にさらされるので，耐熱衝撃性，耐酸化性，耐食性，特にSに対する耐食性にすぐれ，熱疲労に対する抵抗の強い材料を使用しなければならない。また，構造上，鋳造性，溶接性のすぐれていることも必要であるので，X-40，X-45およびFSX-414のCo基合金が使用されている。

X-40はCrを25%含み，Wを加えて強度を増したもので，開発当時としてはきわめてすぐれた材料であった。しかし，溶接性に難色のある点が唯一の欠点で，その後，X-45に取って換えられた。X-45はC含有率を小さくして溶接性を高め，X-40に劣らぬ長時間安定性を呈するすぐれた材料である。特にこの材料の開発に当っては，熱処理法の改善に力を入れ，炭化物を安定化するために，高温，長時間の時効を行なった。しかし，この材料も耐食性の面に限度があったので1963年頃から改良が加えられ，FSX-414が誕生した。これは30Crにして高温耐食性を向上させ，使用温度を約60℃高めたすぐれた材料で，クリープ破断強度，溶接性ともにX-45をしのいでいる[1]。

第1段ノズルは図5に示すように5枚翼を一体として精密鋳造によって製作され，これを10個組み合わせて1台分を形成している。ノズルはまた，図6に示すように中空になっており，内部を冷却した空気がノズル下流側にあけられた小さな穴から出て作動流体と合流する。

タービン第2段ノズルは，使用温度が低い関係から，AISI 304, 310, 314またはN-155が使用される。前三者はいずれもFe基のオーステナイト鋼で，以前には第1段ノズルの一部に使用されたこともある。また，熱衝撃および熱疲労に関し，第1段ノズルほど過酷な状態で使用されないので，この種のオーステナイト鋼が使われた。しかし，最近では，単機当りの出力を上げるためガス温度をできるだけ高める方針をとり，したがって使用する材料も一段階上の材料を採用するようになってきた。現在，タービン第2段ノズル材として使用されているN-155は翼材としてよく知られているS-590と化学成分が類似の材料で，S-590より溶接性がすぐれている。またこの材料は強度上においても，Co，Mo，Wを含むので前記三種材料と格段の差がある。

図7はこれらのノズル材および後述の第2段翼に使用されるA-286の高温引張試験結果を示したものである。室温における引張強さはA-286が最も高く，次いでN-155鍛造材，X-45精鋳材，N-155精鋳材で，AISI-304は最も低い。Co基のX-45は高温域まで高強度を保持し，650℃以上でN-155鍛造材より，750℃以上ではA-286よりも高くなる傾向を示している。

ガスタービンは急速起動や間欠運転が一つの特長になっており，使用される材料はこのような運転に十分耐えられるものでなければ

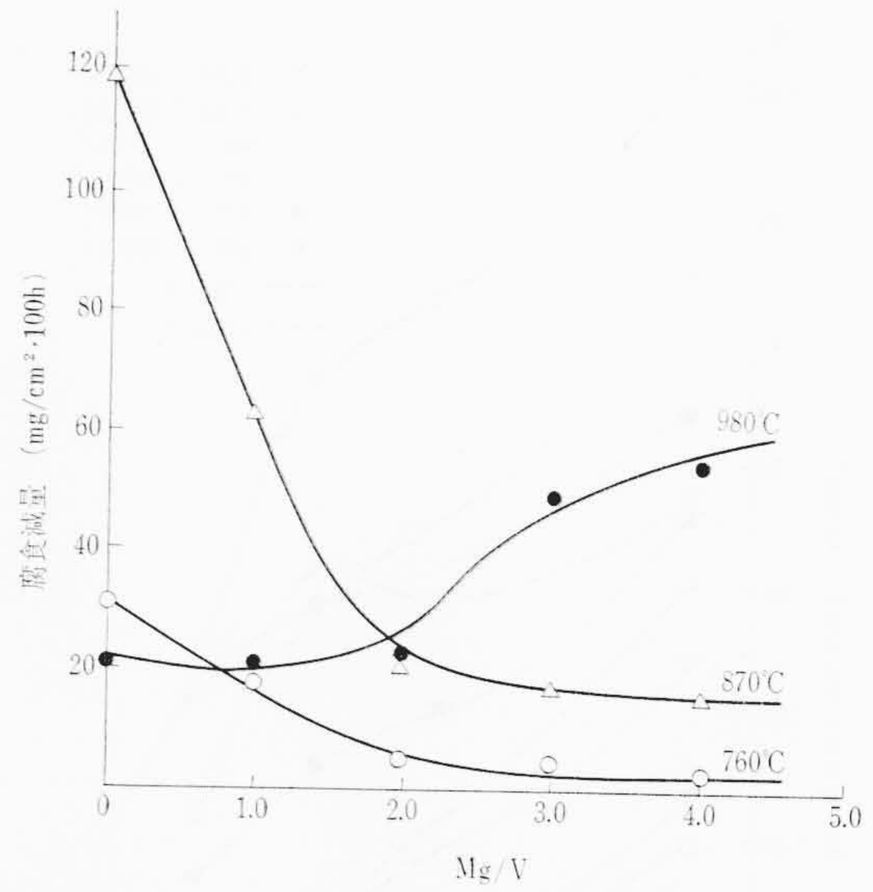


図4　燃焼器用材料310Sの腐食減量とMg/V関係の一例

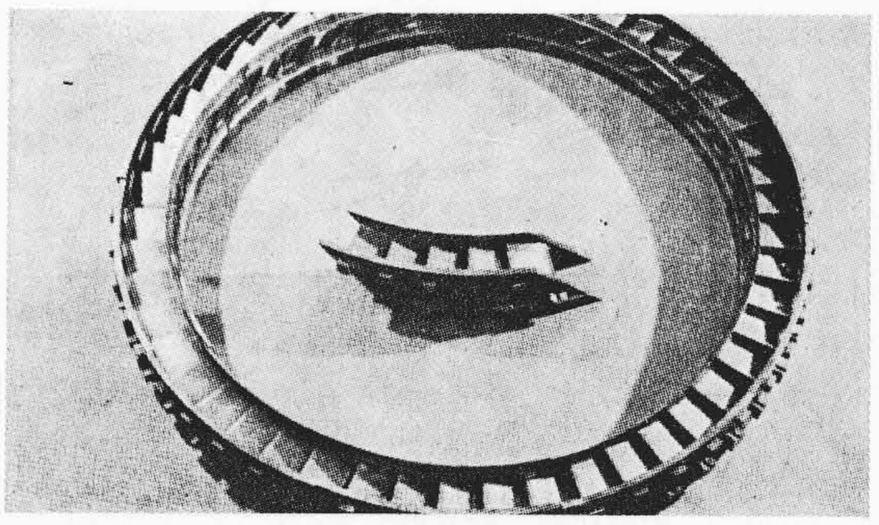


図5　タービン第1段ノズル

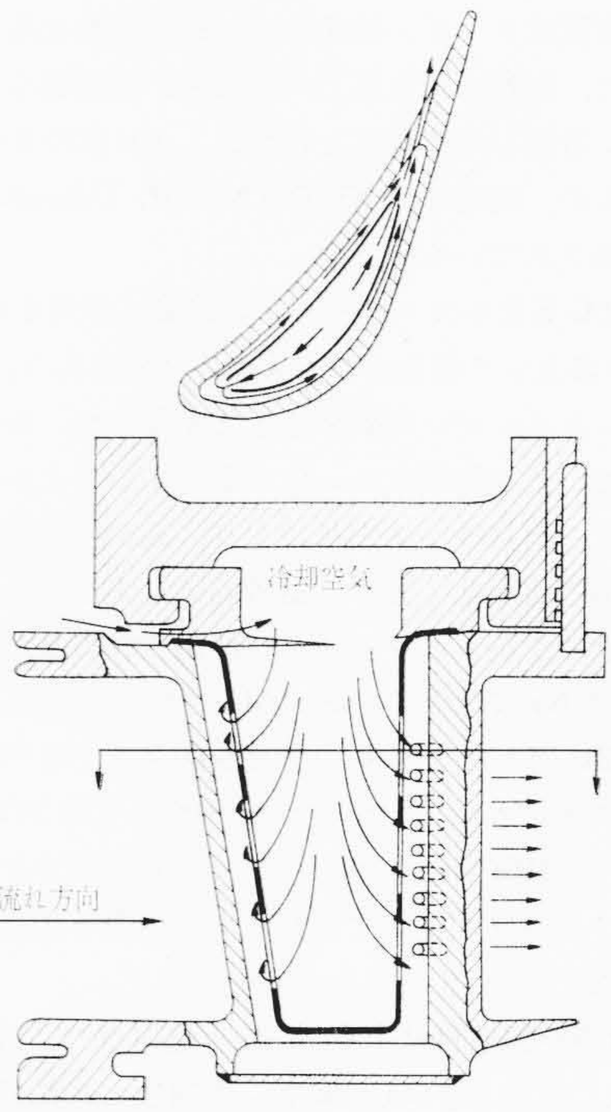


図6　タービン第1段ノズル断面

ならない。この性質としてまず第一にあげられるものは耐熱衝撃性で，特にタービンノズル材として大切な特性である。

4. タービン翼

タービン翼は高温ガスにさらされ，かつ遠心力によって大きな応

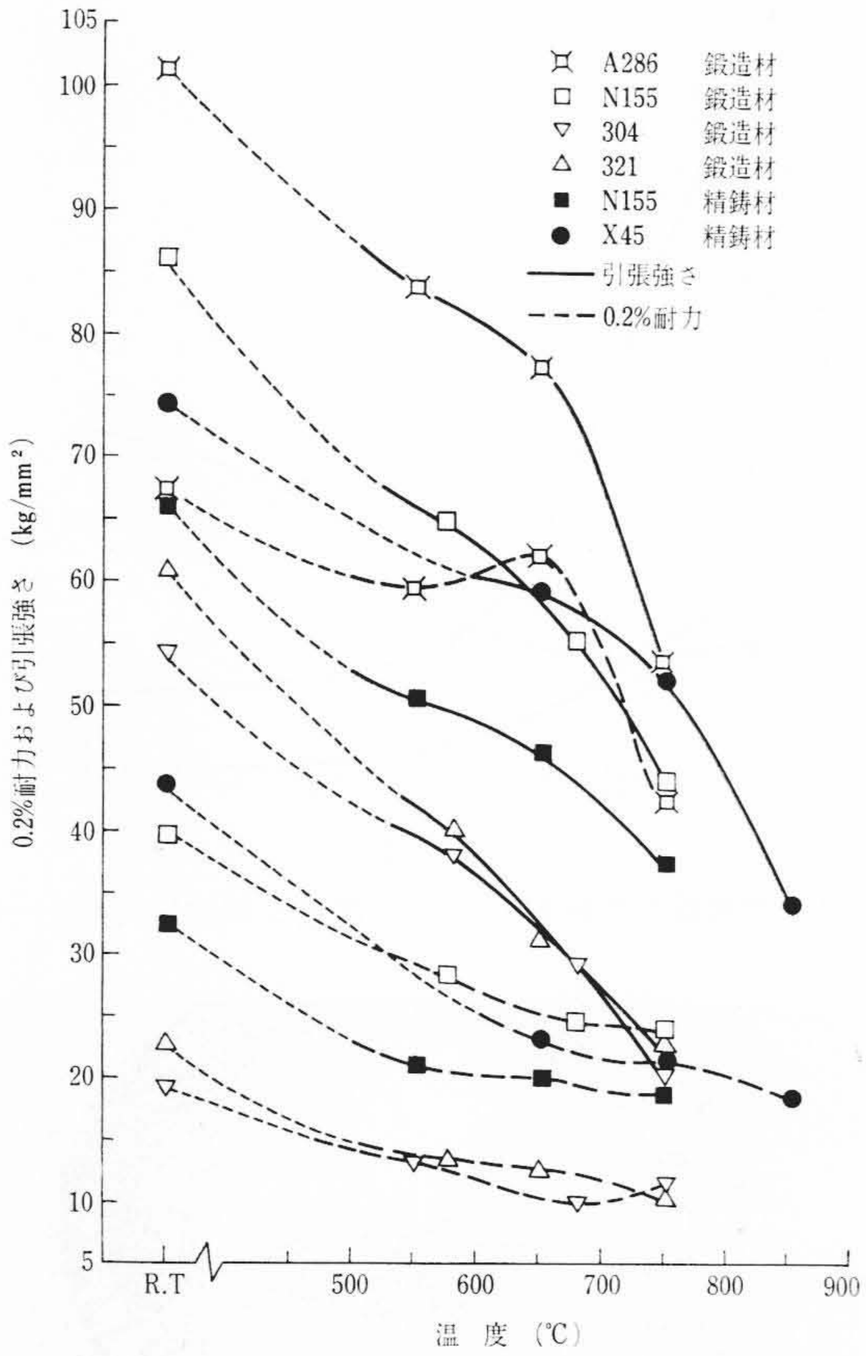


図7　タービンノズルおよび翼用材の高温引張試験結果

$P=T(20+LOGt)\times10^{-3}$

温度(℃) / 時間(h)	650	700	750	800	850
10,000	39.89	42.05	44.21	46.37	48.53
100,000	41.55	43.80	46.05	48.30	50.55

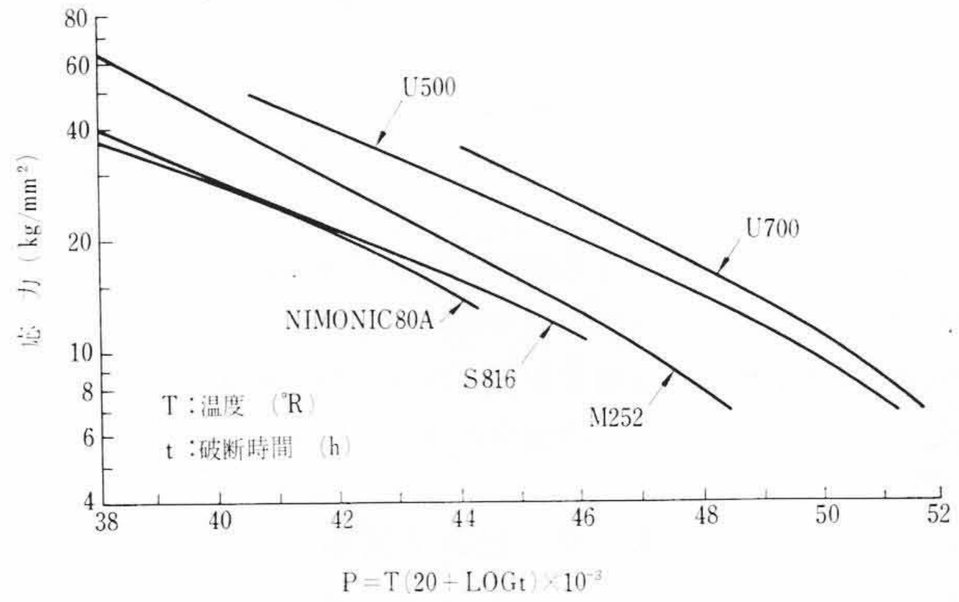


図8　タービン第1段翼用材料のクリープ破断強度

力を受けるので，耐酸化性，耐食性にすぐれているばかりでなく，高温クリープ破断強度の高い材料を使用しなければならない。タービン第1段翼はタービン部品の中で最も過酷な条件で使用されるので，遠心力，振動による応力，熱疲労，熱衝撃などによる影響をじゅうぶんに考慮しなければならない。Co基のS-816が使用されたことがあるが，最近ではNi基のM-252，Udimet 500，Udimet 700などが使用されている。

S-816はGE社がガスタービンに最初に採用した材料で，Mo，WおよびCbによって強化されたCo基合金である。第二次世界大戦中にジェットエンジン用翼材として開発され，当初は鍛造によって製造されていたが鋳造によっても製造することができる。この材料はSに対する耐食性がすぐれており，高温で長時間使用してもそれほど高温諸性質が低下せず，組織的にもすぐれた安定性を有しているので，重油燃焼ガスタービンに使用されてきた。

M-252はNi基合金で，Co，Moを加えて基質を強化するとともに，Al，Ti，によりγ'の析出強化を図っている[2]。最初はジェットエンジンに使用されていたが，S-816より約30℃高い温度で使用できるので，1959年からガスタービンに採用された。ガスタービン用には，長時間強度のすぐれたものが得られるような熱処理法に改善された。

Udimet 500鍛造材は1964年から適用されたNi基合金で，M-252のCo，AlおよびTi含有率を増加した材料である[3]。この新材料によって使用温度を約40℃高めることができた。当初は，短時間強度を出すための熱処理を施して，航空機用に使用されていたが，陸用ガスタービンでは長時間強度が要求されるので熱処理法もそれにあうよう改善されている。Udimet 500鋳造材は，中空式タービン第1段翼の設計が完成したときに採用された。鋳造材と鍛造材の相違は破断強度についてはほとんどないが，中空構造による遠心力の減少によって応力を下げることができた。それによって使用温度を約60℃高めることができた。

Udimet 700はUdimet 500のMo，TiおよびAlを増して強度を上げ，それに伴ってCrを減らしたが，それによる耐酸化性の低下はAlの増加によって補われている。現在はこの材料がおもに使われている。

タービン第1段翼用耐熱材の将来の方向としては次のようなことが考えられる。使用温度が高くなるに従って高温クリープ破断強度以外に耐酸化性および高温耐食性が重要な性質として要求されるので，Ni基合金の場合は熱処理法，耐酸化性の高い材料の被覆などが問題として残されている。一方，高温側においてはNi基合金よりもCo基合金の方が長時間強度が高くなる傾向にあるので，翼材にCo基合金も使われるようになるであろう。

タービン第2段翼は使用温度が第1段翼に比べて低いが，大きな遠心力を受けるので，耐酸化性とともに高温強度およびじん性のすぐれた材料が使用されねばならない。そのためCrucible 422，S-590，A-286などが使用されてきた。

Crucible 422はFe基の12Cr鋼で，W，Mo，Vなどを加えてこれらの炭化物によって強化されており，1960年頃までよく使用されていた材料である。この材料は，強度，伸び，耐酸化性，ダンピングなどの諸性質がよくまとまっており，540℃程度の使用温度に適した材料である。S-590はFe基オーステナイト合金で，Mo，W，Cb(Nb)によって強化されており，高温強度がすぐれた材料である。これはS-816などとともに第二次大戦中に開発された材料で，ジェットエンジンにはあまり使用されなかったが，陸用ガスタービンに多く使用された。

現在第2段翼材としておもに使用されているA-268はMo，TiおよびAlで強化されたFe基オーステナイト合金で，時効を含む特殊な熱処理を行なって，長時間強度を高め，伸びを良くし，組織の安定化を図っており，前記のCrucible 422より高温強度がはるかにまさる材料である。

タービン翼はクリスマスツリー形ダブテール部でタービン車盤に固定されており，引張応力がこの部分に作用するので切欠クリープ破断強度も重要である。図9はA-286の平滑試片および切欠試片のクリープ破断強度を示すもので550℃，650℃とも切欠強度の方が高く，特に550℃ではその差が大きい。一般に平滑試片のクリープ破断伸びの大きいものは切欠強化を，伸びの小さいものは切欠劣化を示すので，翼材としては強度のほかに伸びの大きいことが望まれる。

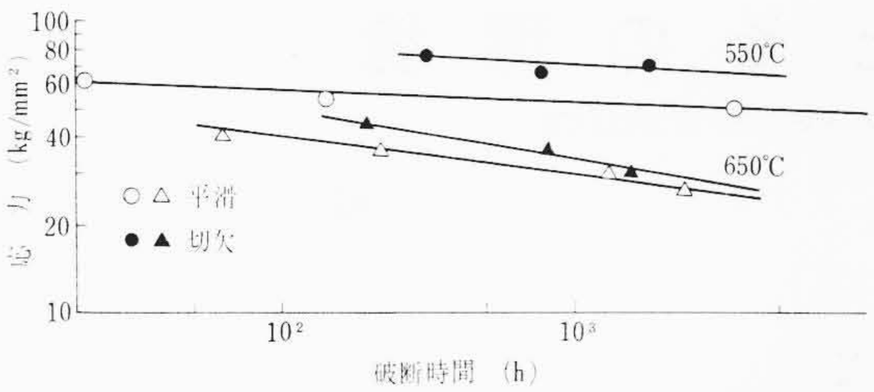
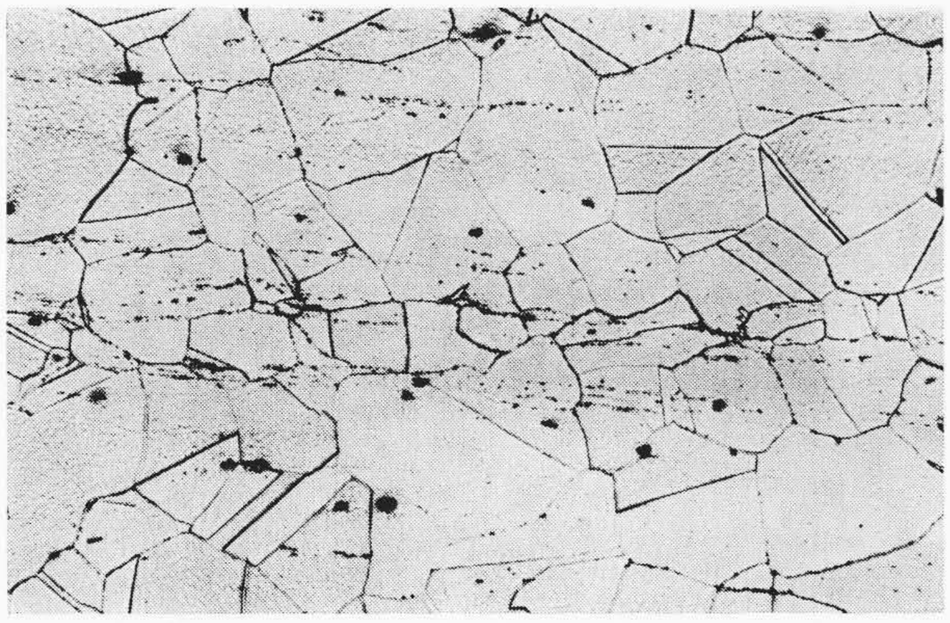


図9　タービン第2段翼用材料 A286 のクリープ破断試験結果

U500 精 鋳 材



A286 鍛 造 材

図10　翼材の顕微鏡組織 (×100)

図10は第1段翼 U-500 精鋳材および第2段翼 A-286 鍛造材の顕微鏡組織を示したものである。いずれも 760℃ で時効処理されているので，U-500 は樹枝間に大きな一次炭化物および微細な二次炭化物が認められ，A-286 は粒界に微細な γ' 相が析出している。

5. タービン車盤

陸用ガスタービンの車盤はジェットエンジンの車盤と異なり，構造的に剛毅なものでなければならない。また寸法的に大きいので，オーステナイト系鋼一体で製作することがむずかしく，FS-3形ガスタービンでは複合材料構造が採用され，FS-5形ガスタービンではCrMoV 鋼が使用されている。

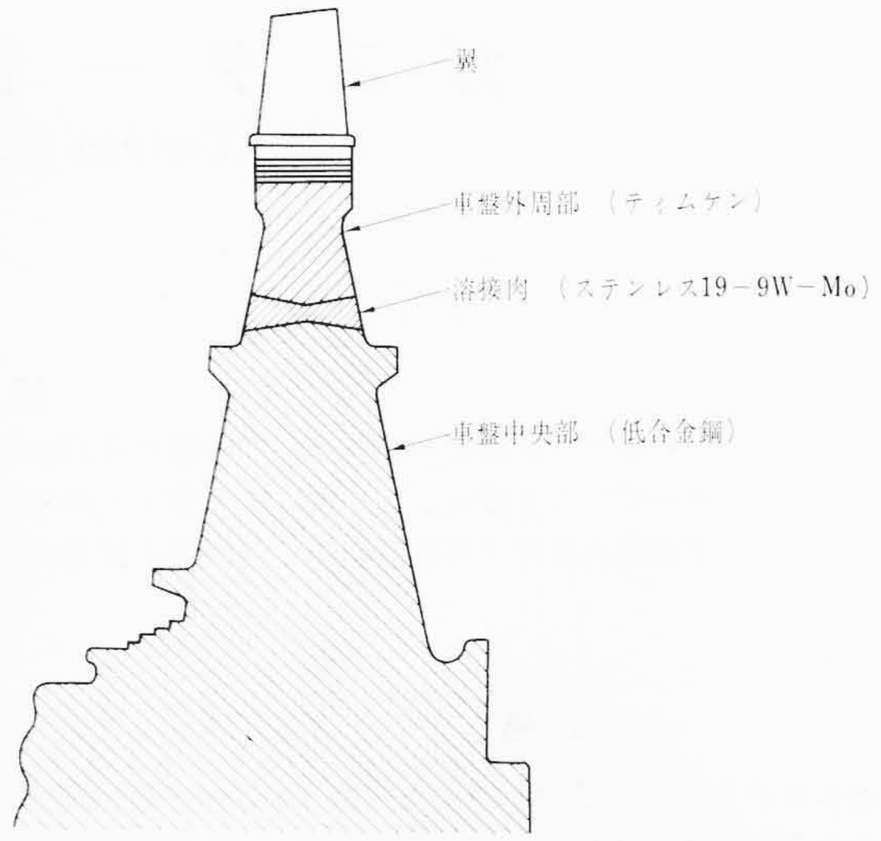


図11　タービン車盤断面の一例

複合材料構造の車盤は図11に示すように異なった材料で製作された車盤外周部，中央部を溶接によって結合して車盤とするものである。この構造によって，高温特性のすぐれたオーステナイト合金を高温の外周部に用い，低温の中央部にはフェライト合金を用いることができる。最近は，技術の向上によりA-286一体構造が製作されるようになったので，複合材料構造の車盤は製作されていない。

FS-5形ガスタービンの大形車盤には1 Cr-1 Mo-1/4 V 鋼または1 Cr-1 Mo-1/2 V 鋼などのフェライト鋼が使用されている。これらは蒸気タービンロータに多く使用されている材料である[4]。これらの材料で製作された車盤は，高速回転によって中心部に塑性変形を起させて，全体的強度の安定化を図っている。これは中心部に潜在するクラック，偏析，組織的欠陥などを成長させて事前に発見するために行なわれるもので，あわせて中心部の塑性変形によって運転中の中心部応力の低減に役立っている。

6. 結　　言

以上のガスタービン用耐熱金属材料における変遷を説明したが，この種の材料は年月を追って改良が加えられている。ここで特に強調したいことは，開発された材料を製品として市場に出す前に綿密な調査と実験を繰り返し行なって，じゅうぶんな安全性を確認しなければならないことである。ガスタービンの運転性能はすぐれた耐熱材料の開発によって向上し，出力増加の要求に応じて，着実に新しい耐熱材料の開発計画が進められている。

参　考　文　献

(1) A. D. Foster: Gas Turbine Materials GER-2182C (June, 1968)
(2) G. R. Fusner: M-252 Alloy for Heavy-Duty Gas-Turbine Buckets ASME Paper No. 58-A-191
(3) G. R. Heckman: Stabilizing Heat Treatments for Gas Turbine Bucket Alloys ASME 67-GT-55
(4) 佐々木: 鉄と鋼, 49, No. 13, 1899 (昭 38-12)