

論文 / 著書情報
Article / Book Information

題目(和文)	ガスタービンにおけるタービン冷却翼の高温化に関する研究
Title(English)	
著者(和文)	岡村隆成
Author(English)	
出典(和文)	学位:博士(工学), 学位授与機関:東京工業大学, 報告番号:乙第3216号, 授与年月日:1998年9月30日, 学位の種別:論文博士, 審査員:
Citation(English)	Degree:Doctor (Engineering), Conferring organization: Tokyo Institute of Technology, Report number:乙第3216号, Conferred date:1998/9/30, Degree Type:Thesis doctor, Examiner:
学位種別(和文)	博士論文
Type(English)	Doctoral Thesis

ガスタービンにおけるタービン冷却翼の
高温化に関する研究

岡 村 隆 成

目 次

第1章 緒 論

1. 1 本研究の背景	1
1. 2 本研究の目的	3
参考文献	5

第2章 タービン冷却翼の翼内部熱伝達特性と冷却性能

2. 1 緒言	13
2. 2 タービン冷却翼の冷却技術と課題	14
2. 2. 1 タービン冷却システムと冷却翼の構成	14
2. 2. 2 冷却通路の熱伝達特性	15
2. 2. 3 タービン冷却翼の冷却性能評価	16
2. 3 回転場における冷却通路の熱伝達特性	21
2. 3. 1 基礎方程式	21
2. 3. 2 試験装置および試験方法	22
2. 3. 3 試験データの処理方法	23
2. 3. 4 試験結果と考察	23
2. 4 1300℃級タービン冷却翼	36
2. 4. 1 目標冷却性能	36
2. 4. 2 フローネットワークと冷却構造	36
2. 4. 3 材料選定と強度評価	37
2. 5 高温タービン試験機による冷却性能評価	44
2. 5. 1 高温タービン試験機	44
2. 5. 2 試験設備と試験方法	44
2. 5. 3 試験結果と評価	45
(1) 主流ガス温度分布	
(2) 冷却翼の冷却特性	
(3) タービン空力性能および燃焼器	
2. 6 結言	57
参考文献	58

第3章 ガスタービン運転中の耐熱超合金IN738LCの劣化損傷挙動とタービン冷却翼の翼面熱伝達

3. 1 緒言	60
3. 2 フィールド運転におけるタービン冷却翼の運転状況と課題	60
3. 2. 1 高温部品への耐熱超合金の適用と損傷状況	60
3. 2. 2 ガスタービン運転中のタービン冷却翼の状態	61
3. 3 ガスタービン運転中のタービン冷却翼の温度推定と翼面熱伝達率の解析 ..	65
3. 3. 1 タービン初段動翼の翼面熱伝達率解析の流れ	65
3. 3. 2 タービン翼材IN738LCの時効効果試験	65
(1) 供試材	
(2) 時効の影響	
(3) 応力の影響	
3. 3. 3 翼面および冷却通路の熱伝達率解析	67
(1) 翼面熱伝達率	
(2) 冷却通路熱伝達率	
3. 3. 4 翼メタル温度の解析	70
3. 3. 5 翼面熱伝達率の解析結果	70
3. 3. 6 考察	72
3. 4 翼面熱伝達率とメタル温度に及ぼす翼面粗度の影響	85
3. 4. 1 タービン初段動翼の運転状況	85
(1) 翼メタル温度の推定	
(2) 翼面粗度の計測	
3. 4. 2 粗面における熱伝達率解析	85
(1) 解析方法	
(2) 計算結果	
3. 4. 3 翼メタル温度の上昇機構	88
3. 5 結言	98
参考文献	98

第4章 タービン冷却翼への適用における遮熱コーティングの剥離損傷挙動と遮熱効果

4. 1 緒言	101
---------------	-----

4. 2	遮熱コーティングの遮熱効果および劣化損傷と課題	102
4. 2. 1	遮熱効果と使用環境	102
4. 2. 2	遮熱コーティングの劣化損傷と特性改善	102
4. 3	ボンドコート界面粗度の熱応力への影響	113
4. 3. 1	解析方法	113
4. 3. 2	解析結果と考察	113
4. 4	高温酸化による Al_2O_3 層の生成と応力解析	119
4. 4. 1	応力解析モデル	119
4. 4. 2	コーティング層内の応力発生状態	120
4. 5	ボンドコートの予備酸化による応力緩和作用	126
4. 5. 1	解析方法	126
4. 5. 2	応力緩和作用	126
4. 5. 3	遮熱コーティングの剥離損傷機構に関する考察	127
4. 6	傾斜組成遮熱コーティングのき劣発生機構	133
4. 6. 1	コーティング層内の形態	133
4. 6. 2	解析モデルと解析方法	133
	(1) タービン冷却翼の熱応力解析	
	(2) 単独分散粒子の熱応力解析	
4. 6. 3	解析結果	135
	(1) タービン冷却翼	
	(2) 単独分散粒子	
4. 6. 4	考察	138
4. 7	タービン冷却翼の遮熱コーティングによる遮熱効果	150
4. 7. 1	遮熱コーティング翼の高温タービン試験	150
4. 7. 2	遮熱特性の評価	150
4. 8	結言	151
	参考文献	152

第5章 セラミックスのガスタービン高温部品への適用技術と損傷挙動

5. 1	緒言	155
5. 2	セラミックスの適用と課題	155
5. 2. 1	セラミックスの適用とガスタービン性能	155

5. 2. 2 セラミック高温部品の設計概念と課題	156
5. 3 モノリシック材のタービン翼適用評価	159
5. 3. 1 材料の機械的特性と強度評価法	159
5. 3. 2 セラミック動翼の設計概念と試験評価	159
(1) セラミック動翼の設計概念	
(2) 高温スピン試験と評価	
5. 3. 3 セラミック静翼の設計概念と試験評価	161
(1) セラミック静翼の設計概念	
(2) 高温風洞試験と評価	
5. 4 セラミック静翼の金属接触部におけるチッピング生成過程	170
5. 4. 1 解析モデル	170
5. 4. 2 解析方法	170
5. 4. 3 解析結果	171
5. 4. 4 考察	172
5. 5 セラミックス基長繊維複合材の高温部品への適用検討	181
5. 5. 1 材料に要求される強度特性	181
5. 5. 2 構造設計からの部品開発のアプローチ	182
5. 5. 3 ガスタービン高温部品の試作と適用評価試験	189
(1) 試験供試体	
(2) 熱サイクル試験装置と方法	
(3) 実験結果	
(4) シュラウドセグメントの熱応力解析	
5. 6 結言	200
参考文献	201

第6章 高効率ガスタービンの開発における高温化技術の適用

6. 1 緒言	203
6. 2 高温化技術の適用と課題	203
6. 2. 1 ガスタービンの開発と試験検証	203
6. 2. 2 次世代ガスタービンと将来型新サイクル発電システム	204
6. 3 1300℃級高効率ガスタービンの開発	206
6. 3. 1 開発指針と要素技術開発	206

(1) 開発指針とガスタービンの特徴	
(2) 要素技術開発	
6. 3. 2 ガスタービンの発電運転試験	207
6. 3. 3 次世代ガスタービン要素技術の事前検証	208
6. 4 1500℃級蒸気冷却ガスタービン開発に関する考察	217
6. 4. 1 ガスタービンの高温化限界	217
(1) ガスタービン内部の空気配分	
(2) ガスタービンとコンバインドサイクル特性	
6. 4. 2 蒸気冷却ガスタービンとコンバインドサイクル特性	218
6. 4. 3 冷却媒体としての蒸気の熱伝達特性	219
6. 4. 4 蒸気冷却技術の適用と課題	221
6. 5 1700℃級水素燃焼タービン発電システムの概念設計と冷却翼試設計	228
6. 5. 1 発電システムの概念設計	228
(1) サイクル構成	
(2) 冷却システムの選定とプラント性能	
6. 5. 2 タービン冷却翼の冷却方式選定	230
6. 5. 3 タービン初段冷却翼試設計	231
(1) 初段冷却翼の設計条件と冷却構造	
(2) 翼内外面の熱伝達率とメタル温度解析	
6. 5. 4 今後の研究課題の抽出	233
6. 6 ガスタービン開発への高温化技術適用	233
6. 7 結言	243
参考文献	244
 第7章 結 論	 246
 謝 辞	 250
 本研究に関係した発表論文	 251

第 1 章

緒 論

第1章 緒 論

1. 1 本研究の背景

国内の電力需要は過去 10 年の間、毎年 3%の伸びを示している。電力供給は、主に火力、原子力、水力で構成され、火力の分野では、従来火力の蒸気タービン発電プラントが主力であったが、1980 年前半に本格的な 1100℃級の大型コンバインドサイクル（Combined Cycle：CC）発電プラントが電力会社に導入されたのを機に、その後、急速に適用拡大されている。プラント熱効率は 43～44%と高く、大容量蒸気タービンプラントの性能を数%上回っている。コンバインドサイクルは、‘ガスタービン’，‘蒸気タービン’ および ‘排熱回収ボイラ’ の主要機器から構成されている（Figure 1-1）。その中でガスタービンはプラントの中核をなす機器である（Figure 1-2）。コンバインドサイクル発電プラントは、蒸気タービンプラントに比べて、プラント熱効率が低いこと、起動時間が短くて負荷応答性にも優れており機動特性がよいこと、そしてクリーンな天然ガスを燃料として環境適合性の面からも優れた特徴を有している。

現在、1300℃級の高効率コンバインドサイクル発電プラントが稼動している状況にあり、引く続きプラントの建設が各電力会社で進められている。そして、次世代機として 1500℃級ガスタービンの開発が進められており、2000 年以降にプラントへの適用が計画されている。このガスタービンを適用したコンバインドサイクルの熱効率は 50%を超える高効率で大容量の発電プラントとしての期待が持たれている。

石炭を利用した石炭ガス化コンバインドサイクル（Integrated Gasification Combined Cycle：IGCC）や加圧流動床（Pressurized Fluidized-bed Combustion：PFBC）発電プラントは、今後、LNG 燃料の使用と並行して運用されることが期待されている。国家プロジェクトとして 200 ton /日 IGCC パイロットプラントの運転検証が行われており、また、電力会社でも PFBC の実証プラントの発電運転が行われている。IGCC プラントでは、LNG 燃料を使用するガスタービンを大きく変更することなく、これに石炭ガス化燃料用の燃焼器を入れ替えるだけで使用することができる。

将来に渡り、化石燃料の枯渇化や地球温暖化の要因である CO₂ 排出量の削減に対処するため、太陽エネルギーや水力などの再生可能なエネルギーから製造される水素を燃料とした水素・酸素直接燃焼タービンの研究開発が、国家プロジェクト WE-NET(World Energy Network)で推進されている。この発電システムは、タービン入口温度が 1700℃級と、現在

開発中のガスタービンの温度レベルから更に高温化を目指して、プラント熱効率は60%以上の高効率で、かつ、環境適合性にも優れたゼロエミッション発電プラントを目標にしている。

ここに、ガスタービンの入口ガス温度の推移を Figure 1-3 に示す⁽¹⁾。また、ガスタービンおよびコンバインドサイクル発電プラントの熱効率と出力の推移を Figure 1-4 に示す⁽²⁾。このようなプラント性能の向上は、ガスタービンの高温化とこの温度に見合う圧力比の選定が最も重要な鍵を握っている。タービン入口温度は、ガスタービンの実用化研究が始まった1930年代から現在、そして将来の予測も含めて、およそ15℃/年の割合で上昇している。高温化技術の開発がガスタービン開発の重要な技術課題であり、これは‘冷却技術’と‘材料技術’によって支えられて来た。

Figure 1-5 にガスタービンの高温化技術の動向を示す。冷却技術の面では、タービン翼などの高温部品を必要最小限の冷却媒体で有効に冷却するために、翼内部の熱伝達特性の改善が行われている。また、従来、空気を冷却媒体としていたが、コンバインドサイクルでは蒸気系を有していることから蒸気が容易に入手でき、冷却媒体として優れた伝熱特性を持つ蒸気を使用した蒸気冷却ガスタービンの研究開発が進められている。

材料技術の面では、複雑な内部冷却構造のタービン冷却翼はNi基やCo基の耐熱性に優れた超耐熱合金を使用して精密鍛造によって製作されるようになった。更に、一方向凝固翼や単結晶翼の開発が行われ、クリープ破断寿命や疲労強度等の材料特性の改善による基材の耐熱性向上の努力が払われている。また、低熱伝導率のセラミックス材による遮熱コーティング(Thermal Barrier Coating : TBC)は、高温ガスから基材への熱負荷を抑えることができるので、メタル温度の低下やあるいは高温化に有効である。既に燃焼器で実用化されており、今後、使用環境が更に厳しいタービン冷却翼への適用の努力が払われている。そして、金属材料に比べて耐熱性により優れたセラミックスを燃焼器やタービン高温部品に適用することによって、高温化や冷却媒体の低減によるガスタービン性能の向上を目指した研究が進められている。このような高温化技術をガスタービンの開発に適用して高効率化を図り、発電プラントの性能向上と環境保全に貢献することが強く望まれている。

ガスタービンの開発は、空力技術、冷却技術、強度技術や構造設計、そして材料開発やその評価技術等の広範な工学分野の統合と境界領域の融合が益々重要になっている。一方、発電プラントの運用面では、タービン冷却翼のような高温部品の寿命・保守管理や経済性評価が重視されている。このような状況から、ガスタービンの基礎的な研究から開発段階、そしてフィールド運転まで、ガスタービンの製作から運用までの‘製品サイクル’としての一貫

した考え方が必要になっている。

1. 2 本研究の目的

本論文は以上の背景を基に、各課題に対する研究を実施して、ガスタービンの高温化技術に関する研究成果を中心にまとめている。さらに、高温化を図る上で広い技術分野の境界領域の融合への取り組みと、高効率ガスタービンの開発への高温化技術の適用についても言及している。

ガスタービンの高温化技術に関する研究課題を各章で取り上げて、研究の必要性和目的およびそれを達成するための研究手段を述べる。各章での研究課題の取り纏めを Table 1-1 に、また、高温化の技術分野における相互関係を Table 1-2 に示す。

第2章では、タービン冷却翼の冷却性能の向上の必要性和課題に言及し、特に、回転場の厳しい作動環境にあるタービン動翼を取り上げて、サーペントイン冷却通路を想定した180° 曲り部を持つ矩形往復流路内の熱伝達特性試験を実施して、静止場および回転場での各種伝熱促進リブの効果について基礎的な熱伝達特性を評価する。従来は、通路内壁面の熱伝達率を求めるための計測点数が極めて少なく、特性把握は充分ではなかった。本章では、回転場でも多点計測が可能な計測システムを採用することによって、平滑面に対して伝熱促進リブ配置による熱伝達特性の改善や静止場に対する回転場の影響を明らかにする。

次の段階として、上記の基礎試験成果並びに設計データを基にタービン冷却翼設計システムを駆使して、1300℃級タービン冷却翼を設計する。本冷却翼は、静翼はCo基、動翼はNi基の超合金でインベストキャスティング法による精密鋳造によって製作される中空翼であり、これを高温タービン試験装置に組み込んで、実機と同じ高温・高速ガス雰囲気での回転試験を行い、翼メタル温度測定によって冷却性能を評価する。同時に、空力性能や運転健全性を検証することによって、冷却、空力および強度構造設計の確立を図り、タービン冷却翼の実機への適用のための評価を行う。

第3章では、タービン動翼材として使用されているNi基超合金IN738LCが、時効によって材料の主強化相である γ' 相の平均粒径と時効温度、時間との関係を明らかにして、この手法を発電運転に供されたタービン冷却動翼に適用し、ガスタービン運転中の翼メタル温度を推定する。そして、このメタル温度を基にしてタービン翼面の熱伝達率を予測する方法を提案する。運転時間の異なる動翼にこの方法を適用して翼面熱伝達率を解析することによって、運転時間経過による変化の有無を調べる。同時に、動翼翼面は運転中に高温酸化の影響

を受けて面粗度が変化することが予想されるため、その状況を調査して翼面粗度と翼面熱伝達率との関係を明らかにする。

上記で述べたように、「材料の評価技術」と「熱流体解析技術」を融合することによって、実機ガスタービンの運転時間経過に伴った翼メタル温度－翼面熱伝達率－翼面粗度の関係を明らかにする。

従来は、ガスタービンの運転中に翼面熱伝達率は変化しないものとして取り扱われており、よって翼メタル温度も変化しない条件で設計されている。仮に、メタル温度が運転中に上昇しているとすると、翼面の高温酸化の加速化とクリープ破断強度の低下を来し、タービン翼の寿命低下をもたらすことになる。このような現象はガスタービン運用における信頼性と経済性の低下を招くため、運転中のタービン冷却翼の翼面粗度やメタル温度の把握が、ガスタービン運用における保守管理上の課題として提示する。

第4章では、まず、タービン冷却翼に遮熱コーティングを適用する上での遮熱効果の必要性とコーティングの剥離損傷に対する特性改善の必要性を示す。遮熱コーティングは、トップコートに熱伝導率の低いセラミック層とボンドコートの金属層からなるため、翼への熱流束が低減されて主流高温ガス温度の上昇あるいは冷却空気流量を低減することができ、遮熱コーティングの適用はガスタービンの性能向上に貢献することになる。第2章で示した高温タービン試験装置に遮熱コーティングを施工した初段タービン冷却静翼を組み込み、コーティング未施工の静翼と冷却性能を比較することによって、その遮熱効果を明らかにする。

次に、遮熱コーティングを施工した試験片を作成して、長時間高温雰囲気試験と熱サイクル試験を実施して、剥離損傷の挙動を明らかにする。また、コーティング層内をモデル化した応力解析を実施して剥離損傷機構を推定する。トップコートとボンドコート界面形状と熱応力の関係、高温酸化によるボンドコート上に生成する Al_2O_3 層の成長と成長応力の関係、そしてボンドコートの予備酸化による熱応力の低減効果を明らかにする。さらに、熱応力緩和が期待できる傾斜組成遮熱コーティングの熱応力解析を行うための解析モデルを提案する。熱サイクル試験に供されたコーティング試験片のき裂発生状況と熱応力解析による応力発生状態との相関性を明らかにする。

第5章では、ガスタービン高温部品へのセラミックスの適用によるプラント性能向上の見込みと可能性を評価する。まず、モノリシック材を使用したタービン翼の設計思想を示し、動翼のホットスピン試験と静翼の高温風洞試験を実施してその問題点を明らかにする。セラミック静翼が金属との接触部で発生するチッピングのシミュレーション解析を行い、チッピ

ングの生成要因を明らかにして、発生防止のための設計指針を示す。

次に、モノリシック材のぜい性な材料特性の欠点を補う観点から、損傷許容性に優れた特性が期待できるセラミックス基長繊維複合材を使った高温部品の開発を進めるために、燃焼器およびタービン静止部品を製作し、熱サイクル燃焼試験でのき裂進展挙動を観察して、部材としての損傷許容性を評価する。また、ガスタービン運転によるセラミック高温部品の損傷を最少化するために、材料の耐熱性とガスタービンの定格および起動停止等の運転条件下での応力負荷状態を考慮した「弱冷却設計法」を提案する。

第6章では、上記で示した高温化技術の成果の適用による1300℃級高効率ガスタービンの開発成果を述べる。そして1500℃級蒸気冷却ガスタービンのプラント性能と蒸気冷却特性を明らかにする。将来の水素を燃料とした1700℃級水素・酸素直接燃焼タービンのプラントシステムの概念設計と冷却翼の冷却方式の選定と冷却試設計を行い、ゼロエミッションでプラント熱効率60%以上を達成できる見込みを明らかにする。

第7章では、本研究論文の成果の概要とまとめを行う。

参考文献

- (1)日本ガスタービン学会研究調査報告書, ガスタービンの高温化と冷却技術, (1997), p.3.
- (2)高濱健二, コンバインドサイクル発電の現状と動向, 日本ガスタービン学会誌, 21-83, (1993), p.4.

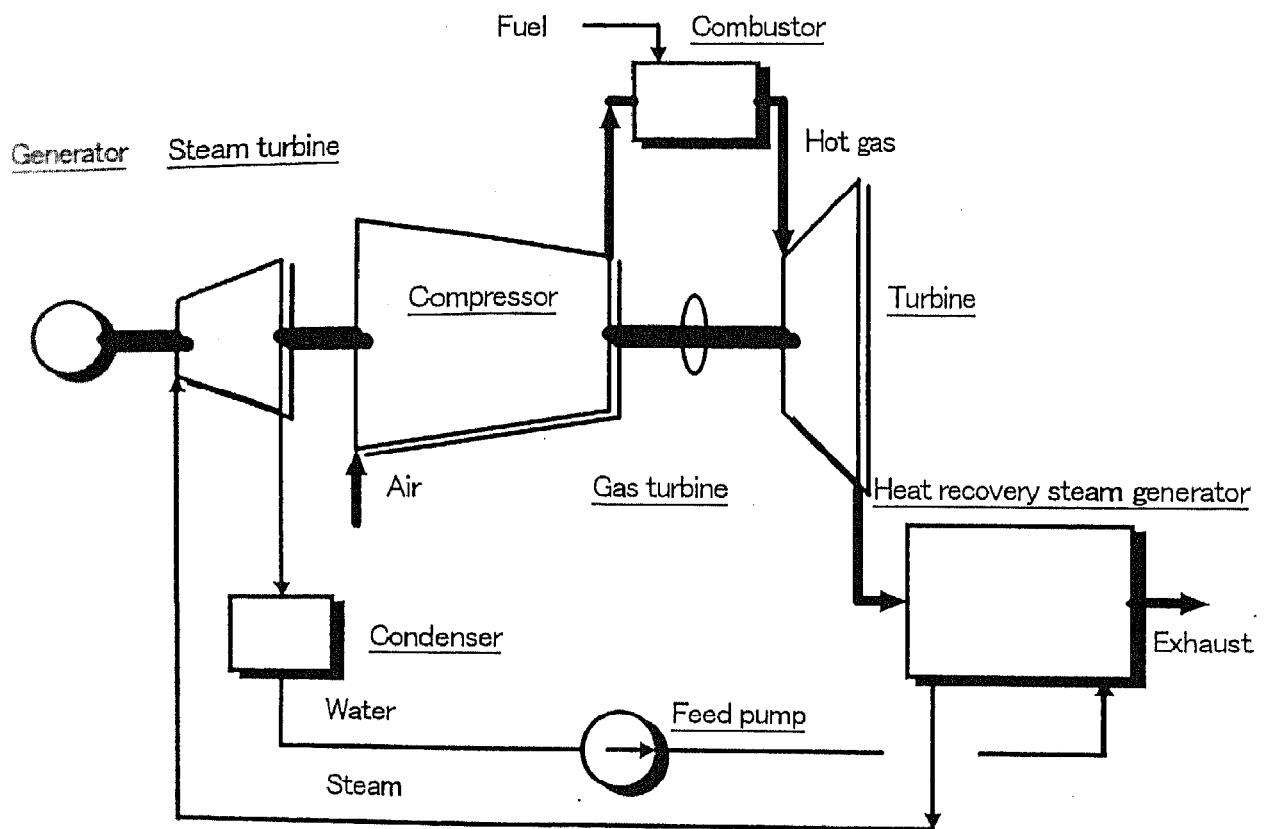


Figure 1-1 Diagram of combined cycle power plant (Single shaft type)

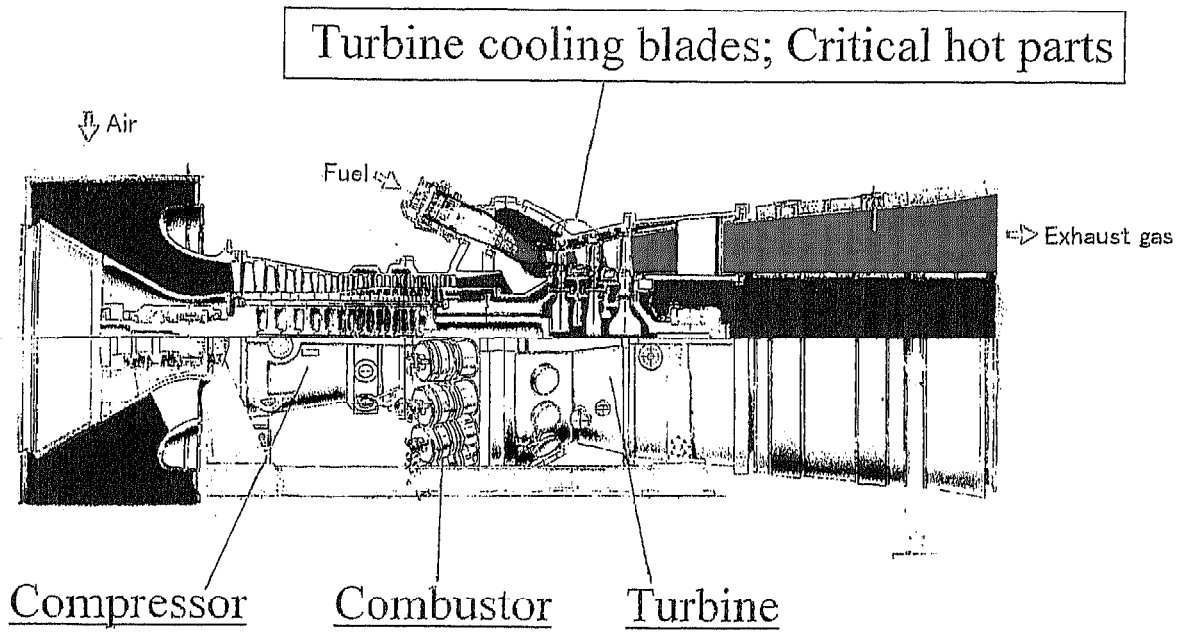


Figure 1-2 Cross section of large capacity heavy duty gas turbine

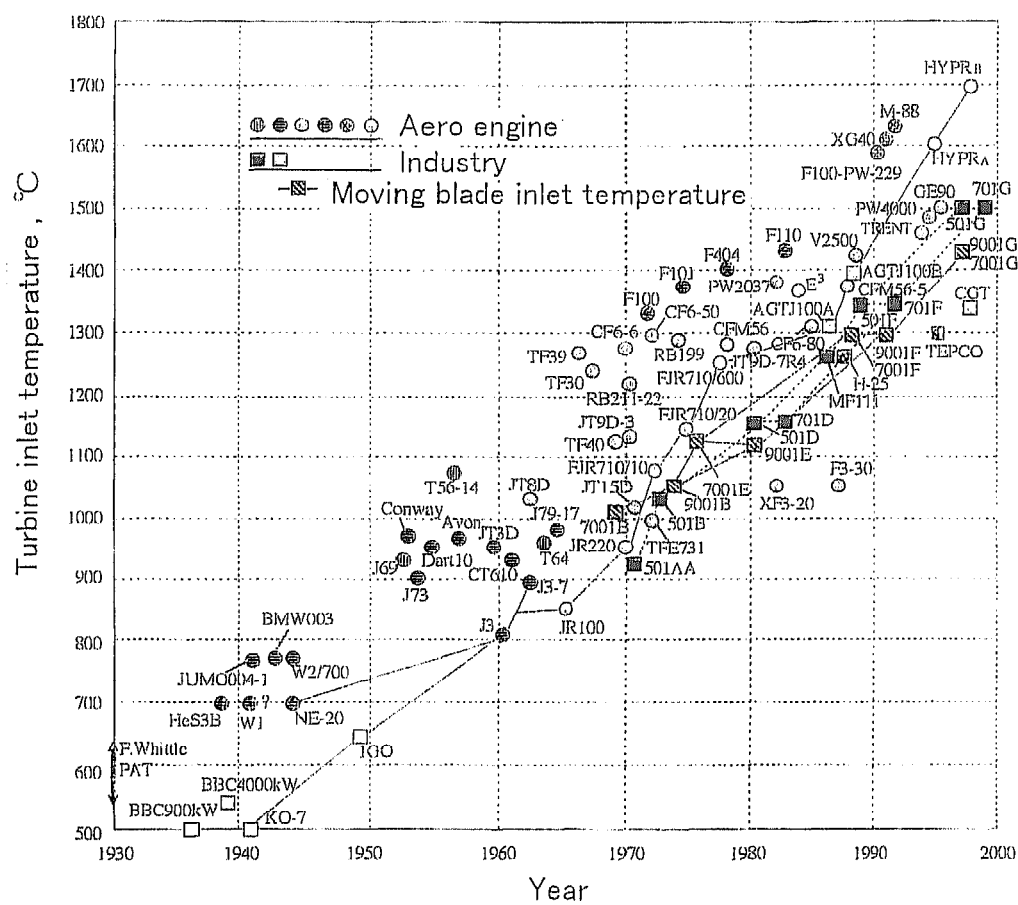


Figure 1-3 Trend of turbine inlet temperature in gas turbine

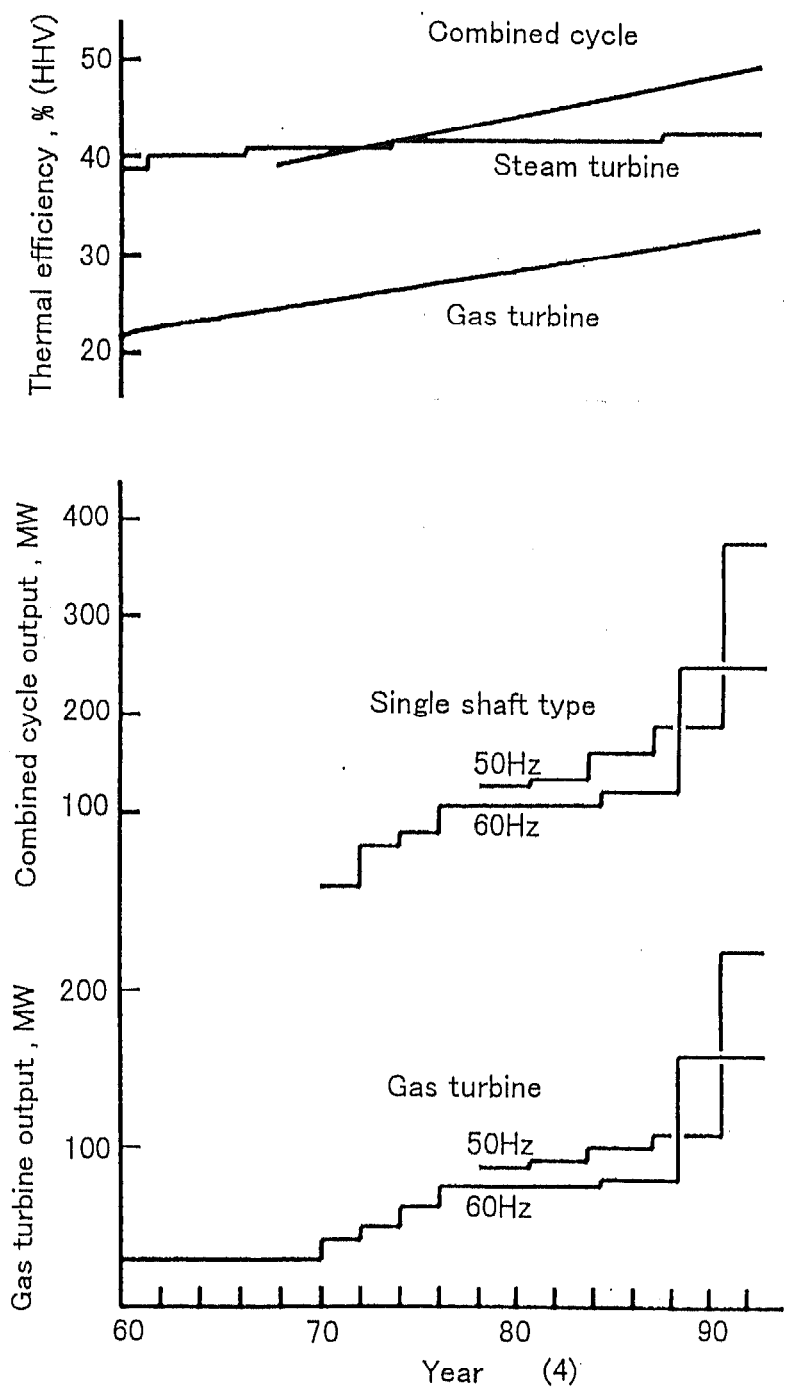


Figure 1-4 Trend of power plant performance in gas turbine and combined cycle

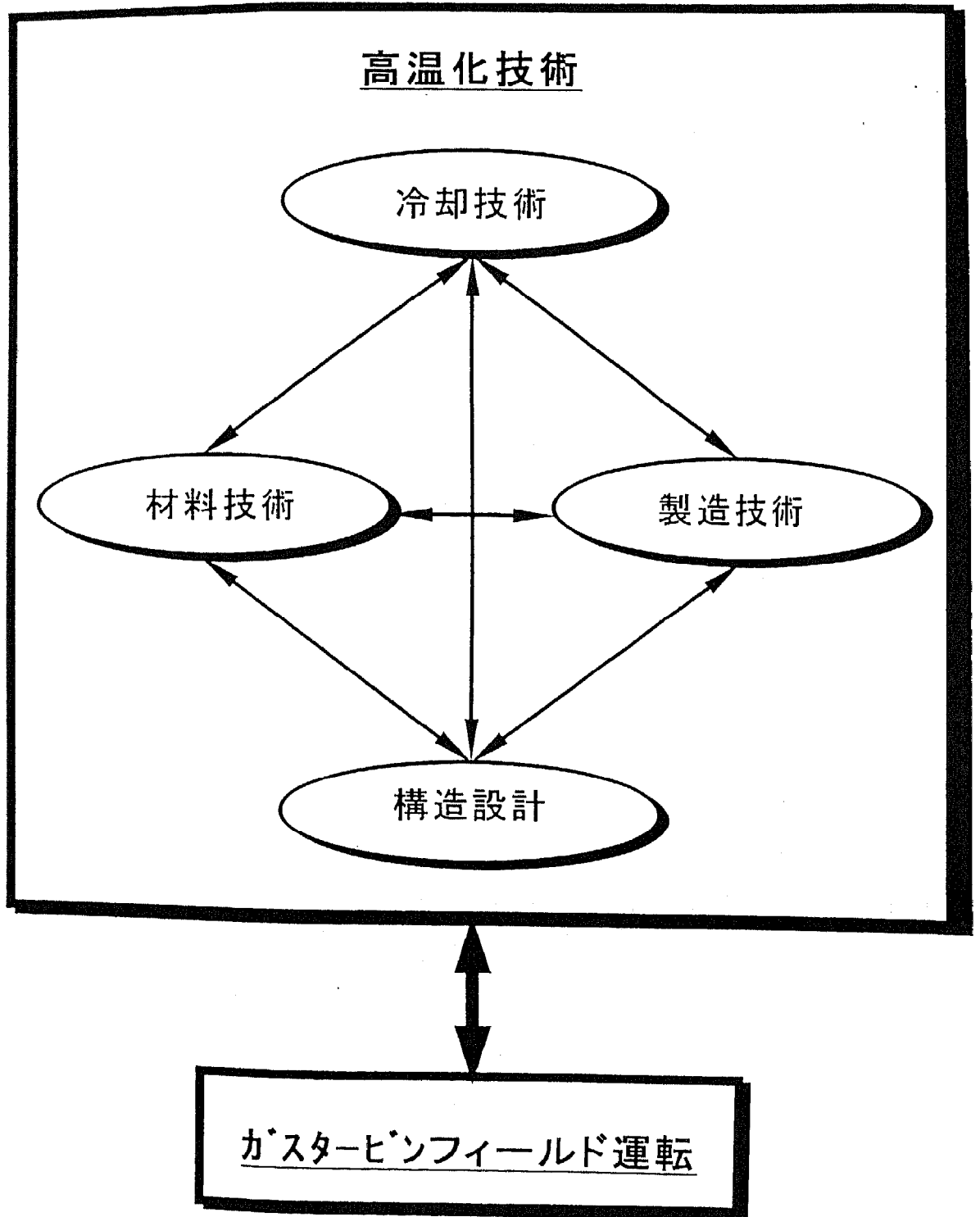
	'80	'90	2000	2020~
GT rating	1100°C class	1300°C class	1500°C class	1700°C class
Fuel		Natural gas		
		Coal gasification		
			Methanol	
				Hydrogen
Cooling technology		Air cooled/Open loop		
			Steam cooled/Closed loop	
Material technology	Metal	Conventional casting		
			Directionally solidify	
	Ceramics		Single crystal	
		Monolithic		
			CMC	
Coating technology	Metal coating	Pack coat		
			Plasma spray	
	TBC		Plasma spray	
			EB-PVD	

Figure 1-5 Trend of high temperature technologies in gas turbine

Table 1-1 High temperature technology and subjects

高温化技術	研究課題	章
a) 冷却技術		
・翼内部通路の熱伝達特性の向上	・回転場における冷却通路内の熱流体挙動の把握と熱伝達特性の改善	第2章
・タービン冷却翼の冷却性能評価	・実運転環境下に相当する高温タービン試験機による冷却性能の検証評価	第2章
・翼面熱伝達特性の予測精度の向上	・ガスタービン運転状態での熱伝達特性挙動の把握と運転時間経過に伴う特性変化機構の解明	第3章
b) 材料技術		
・耐熱金属材料の劣化挙動の把握と特性改善	・タービン冷却翼用 Ni 基超合金の長時間時効によるミクロ組織変化挙動の解明と運転状態における翼メタル温度推定	第3章
	・タービン冷却翼への一方向凝固材、単結晶材の適用評価	第6章
・タービン冷却翼への遮熱コーティングの適用	・遮熱コーティングの剥離損傷挙動の解明と製造プロセスの改善	第4章
・セラミックスの適用評価	・タービン冷却翼における遮熱機能評価 ・ガスタービン高温部品への適用評価と損傷挙動機構の解明	第5章
c) 高効率ガスタービンの開発のための高温化技術の適用		
・高効率ガスタービンの開発	・高温化技術の適用による 1300℃級高効率ガスタービンの開発と発電運転実証	第6章
・新冷却媒体の採用による冷却性能向上	・新冷却媒体としての蒸気の熱伝達特性の把握と回収式冷却システムによる 1500℃級発電プラントの性能評価	第6章
・新サイクル発電システムにおけるタービン冷却翼概念計画	・1700℃級超高温水素燃焼タービンの発電プラントのシステム概念設計とタービン初段冷却翼の試設計検討	第6章

Table 1-2 Relationship of high temperature technology



第 2 章

タービン冷却翼の翼内部熱伝達特性と冷却性能

第2章 タービン冷却翼の翼内部熱伝達特性と冷却性能

2. 1 緒言

ガスタービンサイクルは作動ガスの圧縮過程と昇温過程、そして膨張過程からなるブレイトンサイクルである。ガスタービンのサイクル特性は、タービン入口温度と圧縮比の組合せで決まり、タービン入口温度の高温化とこの温度に見合った圧縮比を選定することで熱効率と比出力（単位吸込み流量当りの出力）の向上を図ることができる。従って、ガスタービンの性能向上には高温化が不可欠である。高温化は冷却技術の高度化と耐熱材料の開発に支えられて進められてきた。ガスタービンの高温部を構成する要素は、燃焼器とタービンであり、燃焼器は燃焼ガス温度が 1600°C – 2000°C の高温部があって、燃焼器内筒は圧縮機吐出空気を導いて外面は対流冷却で、内面はフィルム冷却で冷却されている。タービンは静翼とロータに植込まれた動翼で構成されており、これらタービン翼は、圧縮機の吐出空気の一部を翼の内部に供給して冷却する冷却翼が採用されている。

冷却空気は、翼の内部を冷却した後、全て主流高温ガス中に吹き出されて混合する。この吹き出される冷却空気の温度は主流高温ガスの温度に比べてはるかに低温であるため、主流ガス温度は混合によって低下する。そのため、主流高温ガス流量に対する冷却空気流量割合が多くなると、ガスタービンの性能向上のための高温化の効果が低下するので、翼基材が許容できるメタル温度を確保した上で、冷却空気流量をできる限り低減することが極めて重要である。従って、最小限の冷却空気流量で必要な冷却性能を確保するために、翼内部の熱伝達特性の改善が冷却技術としての大きな課題である。

冷却方式には、対流冷却、インピンジメント冷却、ピンフィン冷却、そしてフィルム冷却等があり、翼の構成部位に適した冷却方式が採用される。それぞれの方式において、熱伝達特性に係わるパラメータは非常に多くあり、冷却翼への適用に当っては、これらパラメータの最適化と熱伝達特性の改善を図ることが必要である。例えば、通路内に伝熱促進のための多数のリブを配して、このリブの形状や配置の組合せを変えることで熱伝達特性を改善する基礎的な研究が行われている。また、回転場では通路内の流れはコリオリ力が作用して発生する二次流れが熱伝達特性に影響するため、回転場での試験が行われている^{(1)–(7)}。

これらの試験は通常、熱電対によって温度計測が行われて、熱流束との関係から熱伝達率が求められている。特に、回転試験では計測点数が限られているので、壁面の熱伝達率分布を詳細には計測されていない。そして、これらの試験成果を反映した高温タービンによる回

転場でのタービン冷却翼の冷却特性を検証は、ガスタービンが運転される条件に極めて近い状態で試験されるため、冷却技術の実機への適用上極めて有意義である。しかしながら、大容量の高圧空気流量の供給や負荷吸収装置等の大掛かりな試験設備が必要になるため、実施される例は余り多くない。

本研究では、まず、動翼の冷却通路を対象として、矩形通路の壁面に伝熱促進のための種々のリブを配して、静止場および回転場での熱伝達特性の試験を行った。熱電対は回転場でも多数の計測を同時に行える計測システムを採用して壁面の熱伝達率分布を求めることができた。それによって、種々リブ構成における静止場および回転場での流れ現象の予測と詳細な熱伝達特性を把握することができた。

次に、高温タービン試験装置を製作して、これに冷却翼を組み込みこんで回転場におけるタービン動静翼の冷却特性をはじめ、空力性能や運転健全性等の試験検証を行って、1300℃級タービン冷却翼を開発した。

2. 2 タービン冷却翼の冷却技術と課題

2. 2. 1 タービン冷却システムと冷却翼の構成

ガスタービンの代表的なタービン冷却システムを Figure 2-1 に示す。静翼の冷却は圧縮機の吐出あるいは抽気した空気を供給して行われる。動翼は、圧縮機吐出からロータ内に導かれた空気が植込部から翼有効部に供給されて冷却される。そして、これらのタービン翼を冷却した空気は高温ガス流中に混入されている。

ガスタービン性能と冷却空気流量の関係を Figure 2-2 に示すように、冷却空気流量がタービン内で多量に消費されると、ガスタービンの高温化による性能向上の効果が低下する。そのため、必要最小の冷却流量で翼メタル温度を所定の温度に冷却することが重要であり、冷却翼の翼内部の熱伝達特性の改善による冷却性能の向上が大きな課題であることが分かる。

本研究の対象であるタービン冷却翼の静翼および動翼の基本的な構造および名称に関して、Figure 2-3に示す。そしてこれら冷却翼の開発の流れをFigure 2-4に示す。ガスタービンのガス温度レベルや圧力等の仕様が与えられて、冷却翼開発の目標を設定する。タービン通路部の空力設計を行い、材料選定、冷却設計、強度解析、振動解析などに関して設計データと新たな要素技術の研究成果を取り入れて開発を行う⁽⁸⁾。

現在、運用されている 1100℃級ガスタービンの冷却翼は Figure 2-5 に示すように比較的単純な冷却構造が採用されている。初段静翼は内外輪および翼有効部から構成されるセグメ

ント構造で、材料は Co 基超合金の精密鋳造によって製作されている。翼内部は中空で多数の冷却孔が配列されており、圧縮機吐出空気がこの冷却孔から翼内壁に噴出して冷却するインピンジメント冷却が採用されている。腹側後縁近くにはフィルム冷却孔が配置されて、インピンジメント冷却で噴出された冷却空気がこの孔から翼面に沿って主流高温ガス中に吹き出されて、フィルム冷却が行われる。このようにタービン静翼の冷却は、インピンジメント冷却が主体であり、噴流の間隙と孔径比等のパラメータがあるが、冷却翼の適用環境でこれらのパラメータが選定されている。1300℃級になると、翼前縁の冷却を強化するためにシャワーヘッド冷却の追加やフィルム冷却が多用されている。

1100℃級の初段動翼の冷却通路は植込部から翼先端まで半径方向に貫通した多数の円孔通路から構成されており、冷却空気はこの通路を通して翼を対流冷却している。このように動翼の冷却構造は対流冷却が主体である。1300℃級では通路内に伝熱促進リブが設けられて熱伝達特性の改善が図られている。リブ形状や配置そして通路形状等多数のパラメータがある。これら各種リブや通路形状に対する熱伝達特性と圧力損失特性を得るために、基礎的な要素試験や熱流体解析が行われている。

Figure 2-6 にタービン冷却翼の構成を示す。冷却翼を所定の温度に維持するために、冷却が行われるが、まず、この翼メタル温度 T_m に影響する主要な因子として、主流側では翼面熱伝達率 α_g と主流ガス温度 T_g であり、冷却側では通路内の熱伝達率 α_c と冷却空気温度 T_c がある。また、フィルム冷却を行う場合は、その効果としてフィルム効率 η_c を考慮に入れる。この中で、翼面熱伝達率は翼型の幾何学的形状や翼面上の加速あるいは減速の速度分布、また、主流ガスの乱れ度等の影響を強く受けるため、高い予測精度が要求される。そして、翼内面熱伝達率とフィルム効率については、冷却特性の改善と予測精度の向上が課題である。

2. 2. 2 冷却通路の熱伝達特性

翼内面の熱伝達特性の把握と改善を図るため、通路内に空気等の流体を流して通路壁面に熱流束を与え、壁面の温度を計測して流体の温度との差異から内面の熱伝達率を求める試験が行われている。壁面に多数のリブが取り付けられていると、壁面近傍は、剥離域を伴う非常に複雑な流れとなり、熱伝達率は不均一な分布を示すことになる。従って、壁面の熱伝達特性を詳細に計測するには、多数の熱電対を取り付ける必要がある。

最近、感温液晶を使って壁面の熱伝達率を計測する試みが見られるようになってきた。この方法を採用すると、熱伝達率は面計測を行うことができるので、情報量は極めて多くなるが、現状、計測技術の開発の段階にあり、まだ、十分な活用には至っていない。

動翼は高速の回転場にあるため、冷却流路内の流体はコリオリ力を受けて二次流れが誘起されるので、壁面の熱伝達率は更に、複雑な様相を示すことになる。サーペントイン冷却通路は、軸中心から外側に向って流れる外向き流れとリターン部そして中心に向う内向き流れの組合せで構成されている。コリオリ力による二次流れはこの流れ方向によって熱伝達率に異なった効果があることが知られている。従って、動翼の冷却通路内の熱伝達特性を把握するためには、回転場の影響を考慮する必要がある。

回転場での熱伝達特性は、静止場での計測と同様に、熱電対が使用されており、スリップリングを介してデータが取り込まれる。ここで使用されるスリップリングの信号回線本数は、少ないので、スリップリングを同軸上に繋ぐことも行われているが、台数が増えるとスリップリングの振動発生が起りやすく、台数には制限がある。また、試験途中で熱電対を繋ぎ替えて計測が行われる場合があるが、試験条件が変化したり、試験が煩雑になることが問題として挙げることができる。このように、動翼冷却通路を模擬した回転場での熱伝達特性を把握することが大きな課題と言える。

しかしながら、従来の回転場での伝熱特性試験では、回転状態での熱電対による温度計測の制限から計測点数は充分に取れなく数十点と少ないため、通路内の詳細な熱伝達率を得ることが困難であり、サーペントイン通路の流れや伝熱特性を充分に把握できていない。

ここでは、180° 曲り部を持つ往復流路から成る矩形断面形状のリブ付きサーペントイン通路の回転場における熱伝達特性を調べるために、特に、通路部に 458 点に達する多数の熱電対を設けて温度計測を行い、冷却通路内の詳細な熱伝達率分布を得ることによって、通路内部の流れや伝熱現象を把握することを検討している⁽⁹⁾。

2. 2. 3 タービン冷却翼の冷却性能評価

上記冷却通路の熱伝達特性は、あくまでも冷却通路を模擬した基礎的なモデル試験であり、この結果を冷却翼の設計に反映することはできるが、最終的には、冷却翼としての冷却性能評価を行うことが必要になる。そのために、実機で採用を予定している冷却翼を高温風洞を使って冷却性能を確認することが行われている⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾。この試験において、レイノルズ数やマッハ数等の無次元数が特性に影響するので、できる限り実機条件に近い範囲で検証を行うことが望ましい。この場合も、タービン静翼は静止場で作動する部品であるため、風洞試験の条件は、実機条件から大きく外れることはないと考えられる。しかしながら、タービン動翼は、翼列を通過する主流ガスと冷却空気は回転場の影響を受けて、静止場と異なる熱伝達特性を呈するため、高温風洞試験による冷却性能の確認だけでは不十分といえる。このため、

実機と同じタービン通路と冷却構造の高温タービン試験機による冷却性能を検証することが必要となる。

ここでは、1300℃級の高効率ガスタービンの開発を目標としてタービンの高温化を図るために、空冷翼の冷却特性を把握することを検討している。また、同時にタービン空力特性および燃焼器特性についても検討している⁽¹²⁾。

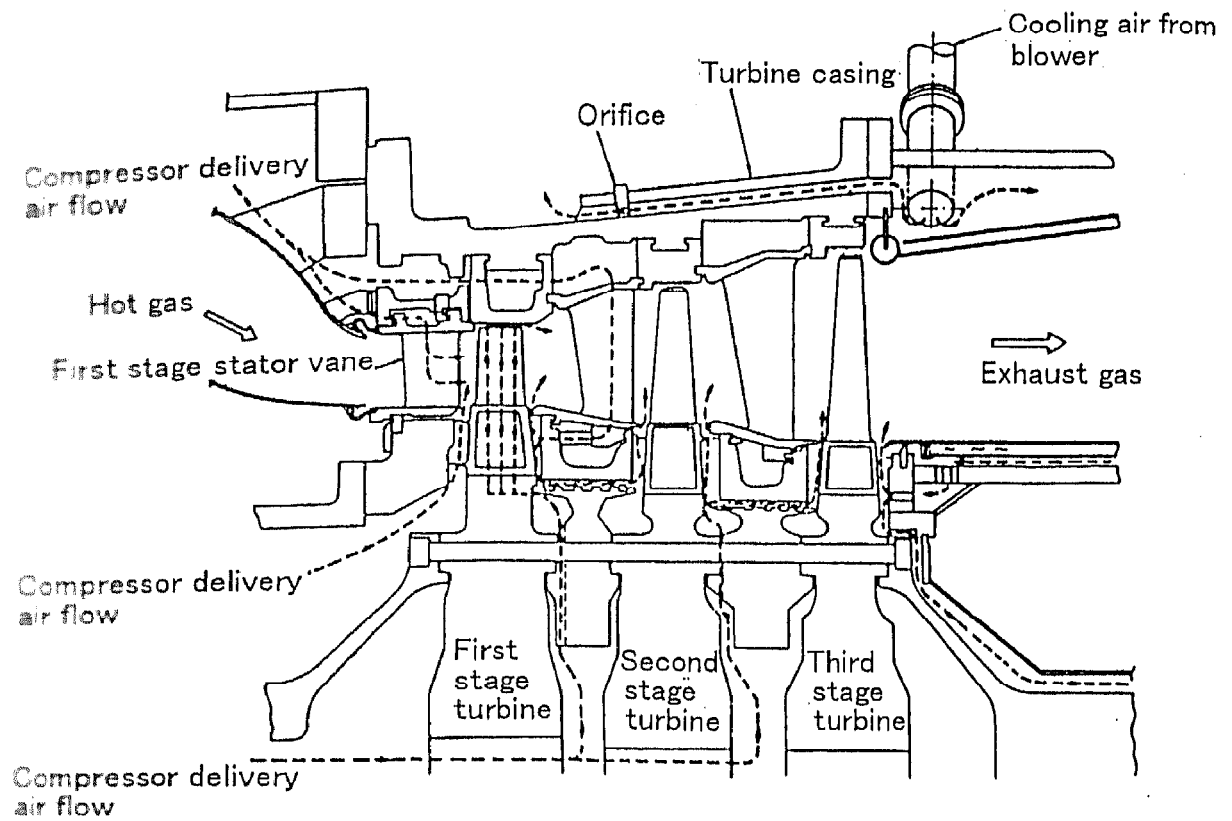


Figure 2-1 Turbine cooling system

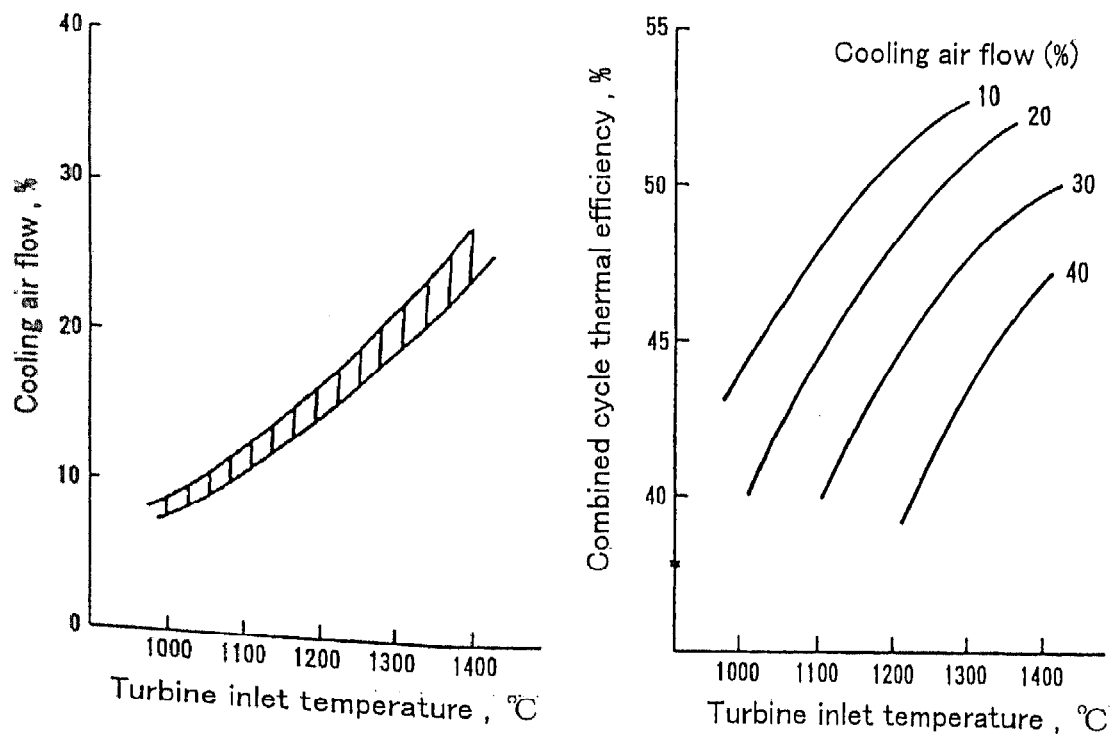
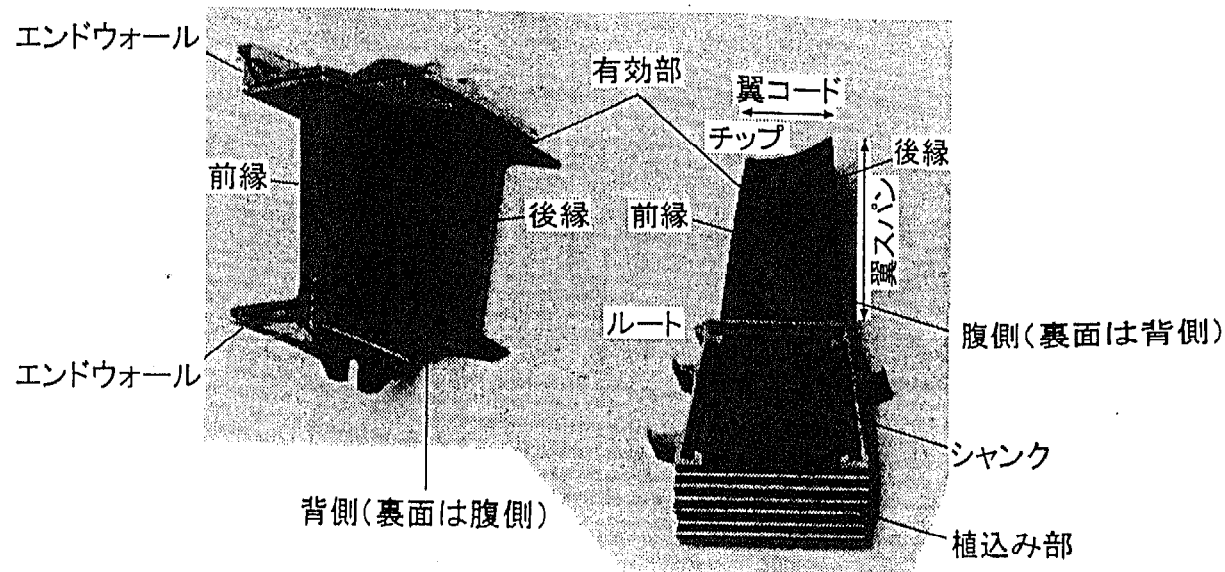


Figure 2-2 Relation of gas turbine performance and cooling air flow



(a) Stator vane

(b) Moving blade

Figure 2-3 Turbine cooling blades

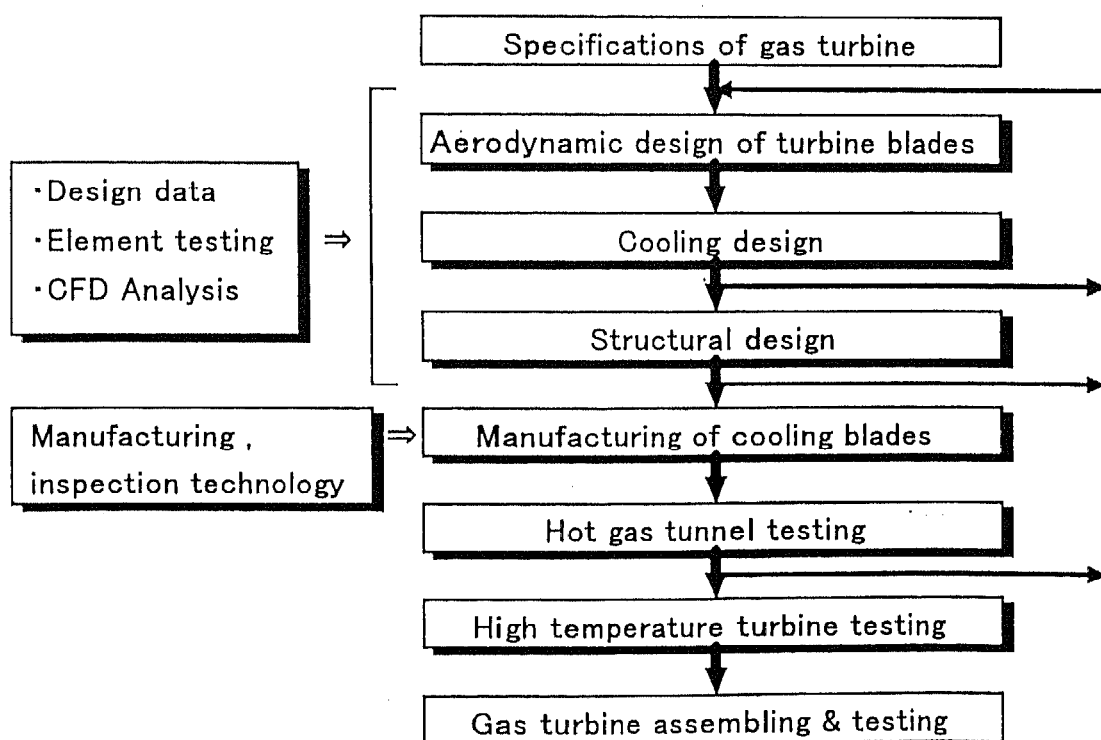
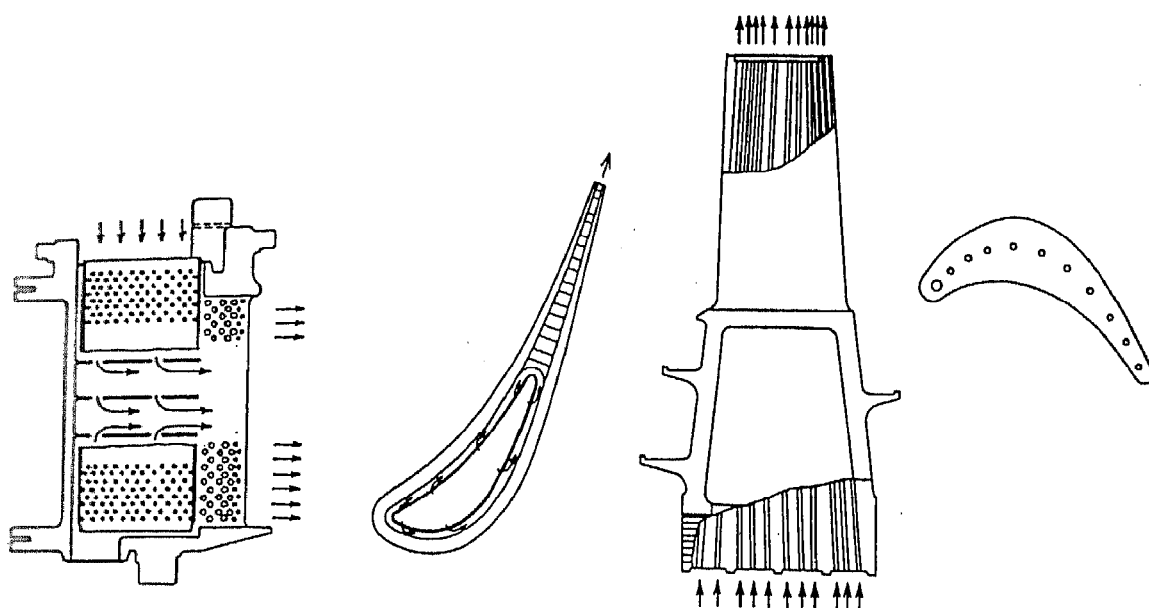


Figure 2-4 Flow chart for development of turbine cooling blade



(a) Stator vane

(b) Moving blade

Figure 2-5 1100°C class turbine cooling blades

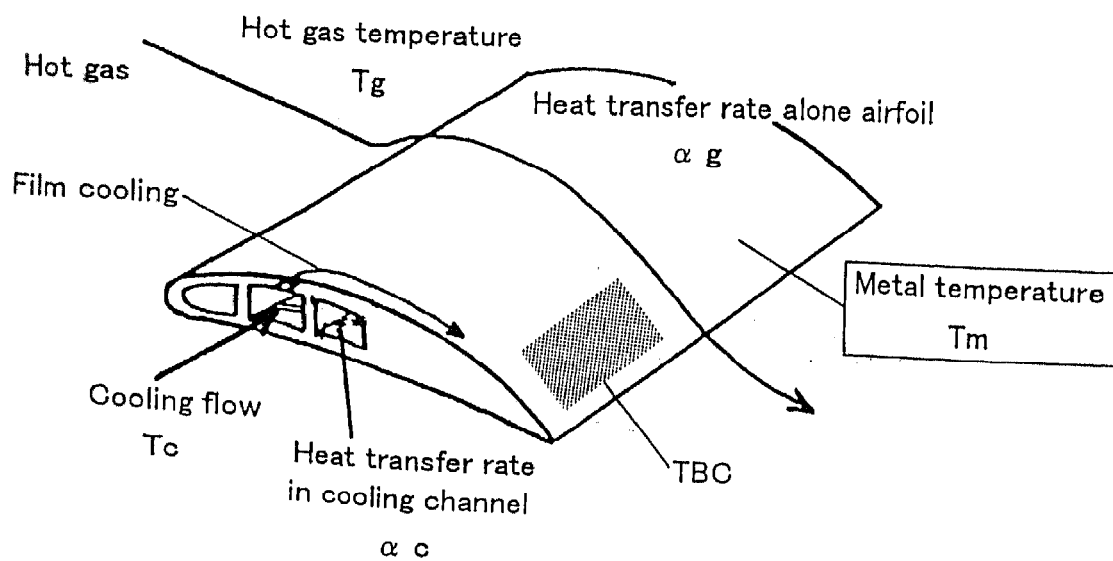


Figure 2-6 Structure of turbine cooling blade

2. 3 回転場における冷却通路の熱伝達特性

2. 3. 1 基礎方程式

1300℃級タービン初段動翼の概念的な冷却構造を Figure 2-7 に示す。ここでは、サーペントイン冷却構造が採用されて半径方向の冷却通路が形成されている。この通路の回転場における熱伝達特性を取り上げる。通路の形状と座標および流れを Figure 2-8 に示す⁽¹³⁾。支配方程式は回転する通路の座標系に基づいて、連続の式は、

$$\nabla \cdot (\rho \mathbf{U}) = 0 \quad (2.1)$$

そして、x, y, z 方向の運動量方程式は、

$$\nabla \cdot (\rho u \mathbf{U} - \mu_{\text{eff}} \nabla u) = - \partial (p - \rho \Omega^2 r_x^2 / 2) / \partial x - 2 \rho \Omega w - \rho \Omega^2 r_x \beta (T - T_{\text{in}}) \quad (2.2)$$

$$\nabla \cdot (\rho v \mathbf{U} - \mu_{\text{eff}} \nabla v) = - \partial p / \partial y \quad (2.3)$$

$$\nabla \cdot (\rho w \mathbf{U} - \mu_{\text{eff}} \nabla w) = - \partial (p - \rho \Omega^2 r_z^2 / 2) / \partial z + 2 \rho \Omega u - \rho \Omega^2 r_z \beta (T - T_{\text{in}}) \quad (2.4)$$

ここで、 $\mathbf{U}$ は速度ベクトル (u, v, w)、 ρ は密度、 p は圧力、 Ω は角速度、 r は回転半径、 β は体積膨張係数、 T は温度、 T_{in} は入口での温度である。

x, z 方向の運動量方程式(2.2)式と(2.4)式の右辺第 2, 3 項は、x および z 軸の回転半径 r_x と r_z でのコリオリ力と浮力を示している。有効粘性係数 μ_{eff} は、次のように層流粘性係数 μ と乱流粘性係数 μ_t の和で示される。

$$\mu_{\text{eff}} = \mu + \mu_t; \quad \mu_t = \rho C_\mu k^2 / \varepsilon \quad (2.5)$$

エンタルピー i の輸送方程式は、

$$\nabla \cdot (\rho i \mathbf{U} - \Gamma_i \nabla i) = - \rho u (q/m); \quad \Gamma_i = \mu / \text{Pr} + \mu_t / \text{Pr}_t \quad (2.6)$$

ここで、 q は熱流束、 m は通過流量、 Pr はプラントル数、 Pr_t は乱流プラントル数である。このように回転する通路内の流れはコリオリ力と浮力の作用を受けており、この作用によって通路内の熱伝達特性に対しても影響を与えている。

次に、通路内流れのヌッセルト数 Nu 、レイノルズ数 Re 、ローテーション数 Ro 、そして修正レーレ数 Ra はそれぞれ次のように定義する。

$$\text{Nu} = \alpha d_e / \lambda \quad (2.7)$$

$$\text{Re} = u_m d_e / \nu \quad (2.8)$$

$$Ro = \Omega d_e / u_m \quad (2.9)$$

$$Ra = R \Omega^2 \beta q d_e^4 Pr / (\lambda \nu) \quad (2.10)$$

ここで、 u_m は通路内空気の平均速度、 Ω は角速度、 q は熱流束である。 λ 、 ν 、 β 、 Pr は通路入口と出口の空気の平均温度 T_m で与えられている。ローテーション数 Ro はコリオリ力の、そして修正レーレ数 Ra は浮力の影響を表わす無次元数である。最新の発電用ガスタービンのタービン初段動翼のサーペンタイン冷却通路における無次元数はおよそ以下の通りである。

$$Re_{GT} \sim 1.0 \times 10^5$$

$$Ro_{GT} \sim 0.06$$

$$Ra_{GT} = 3 \times 10^{11} \sim 3 \times 10^{12}$$

2. 3. 2 試験装置および試験方法

試験装置の全体概要を Figure 2-9 に示す。試験装置は、試験体、回転アーム、中空ロータ軸、誘導モータ、空気供給用ブロア、水銀スリップリング、データ処理システムから成っている。ロータ軸は V ベルト付き誘導モータによって駆動されており、モータの回転数はインバータによって制御されている。ブロアから吸込まれた空気は層流流量計によって流量計測されて中空ロータ軸に導かれ、試験体に供給された後に大気に放出される。空気は K 型熱電対で温度計測され、熱電対は試験体入口に 2 本、出口には冷媒混合器が設けられたその後流に 5 本設置されている。試験部の熱電対の信号はスリップリングを介して取り出されており、同時に、計算機からの制御信号が回転体に取り付けられたデジタル回路に送られている。試験体の伝熱面への熱負荷はスリップリングを介して電流が供給されている。

試験体の構成を Figure 2-10 に示す。通路断面は矩形形状で幅 $a = 15\text{mm}$ 、高さ $b = 30\text{mm}$ で、アスペクト比 $b/a = 2$ 、水力直径 $d_e = 20\text{mm}$ である。試験体は往復流路からなっており、回転軸に直交した通路を構成している。平均回転アーム長 $R = 860\text{mm}$ である。

試験体構造を Figure 2-11 に示す。試験体はリーディング面、トレイリング面と内壁、外壁のサイド壁および冷媒混合器から構成されている。これらの部品は 5mm 厚さのベークライトで製作されている。ベークライトは加工が容易で比較的機械的強度があり、かつ、低熱伝導体であることから選定されている。試験体の内面は $180 \mu\text{m}$ 厚さのポリエチレン-テレフタレート (PET) 層と $20 \mu\text{m}$ 厚さの伝導層から成る薄膜電気伝導プラスチックフィル

ムで覆われている。一様な壁面の熱負荷条件はフィルムの伝導層に電流を流すことによって得られる。伝導材はポリブチレン-テレフタレート (PBT) と少量のカーボンの混合物である。伝導材である PBT は 1 W/mK レベルの低熱伝導率であり、このような特性は一様な熱負荷条件を得る上で必要である。

試験体通路部のリーディング面とトレイリング面のリブ配置と壁面温度計測のための熱電対取付状態を Figure 2-12 に示す。リブ配置は 90° 直交リブと 45° 傾斜リブの 2 ケースがある。更に、リブを取り付けない平滑面の試験体も準備されている。これら個々の試験体には、合計 458 本の K 型熱電対が内壁、外壁も含めて取り付けられており、黒点がその位置を示している。リブは 2mm 角のベークライト材でリーディング面とトレイリング面にシリコン接着剤で貼り付けられている。通路断面の水力直径 d_h に対するリブ高さ e およびリブピッチ P の比は、それぞれ $e/d_h=0.1$, $P/d_h=1.0$ である。

ヒータからの空気への全伝熱量は、空気流量と試験体入口、出口の空気温度差からもとめており、試験体は放熱を防ぐために断熱材で覆われて断熱されている。

2. 3. 3 試験データ処理方法

ヒータ表面から空気への熱流束は次式によって計算される。

$$q_w = m c_p (T_{out} - T_{in}) / A_h \quad (2.11)$$

m は空気の質量流量, c_p は比熱, A_h は伝熱面積, T_{in} は入口空気温度, T_{out} は混合器出口平均空気温度である。局所熱伝達率 α は次式によって計算される。

$$\alpha = q_w / (T_w - T_b) \quad (2.12)$$

T_w は測定局所壁面温度であり、また T_b は次式で定義される通路内の平均空気温度である。

$$T_b = T_{in} + (x/L) (T_{out} - T_{in}) \quad (2.13)$$

ここで、 x は通路の軸中心に沿って試験体入口からの距離である。 L は試験体過熱部の全長である。ASME 性能試験コード(1986) を使って誤差解析を行い、試験範囲におけるヌッセルト数 Nu の最大誤差は 19.9% 以内で推定できることを確認した。

2. 3. 4 試験結果と考察

通路内壁面の温度分布に与えるリブ配置や回転の影響に関して、Figure 2-13 に示す。壁温と平均空気温度との温度差を測定最大値で無次元化して表示している。

ここで、レイノルズ数 Re 、ローテーション数 Ro および修正レーレ数 Ra は次に示す範囲にある。図中の無次元距離は加熱開始点を起点としている。

$$Re = 1.5 \times 10^4$$

$$Ro = 0.061 \sim 0.062$$

$$Ra = 1.58 \sim 1.62 \times 10^8$$

(a) 平滑面 (リブなし)

静止場での結果を Figure 2-13 (a) に示すように、通路の周方向の変化は余り大きくないが流れ方向に大きな変化が見られる。特に、曲り部と第 2 通路の入口領域の温度低下が大きく、曲り部の二次流れによるこの領域での高い熱伝達率が予想される。回転場では、Figure 2-13 (d) に示すように、コリオリ力の作用によって二次流れが誘起されるため、第 1 通路ではリーディング面は静止場と同程度であるが、トレイリング面と内外壁は壁温が低く、熱伝達率が高いことを示している。また、曲り部と第 2 通路は静止場に比べて多少温度が低くなっている。全体的には、回転場の熱伝達率は静止場に比べて高く、回転の影響が顕著に見られる。

(b) 90° 平行リブ

静止場では、Figure 2-13 (b) に示すように、平滑面に比べると第 1 通路で通路周方向の変化が大きくなっており、内外壁で壁温は高いが、リーディング面、トレイリング面で温度が低く、リブの効果によって熱伝達率が増加している様子が見られる。第 2 通路部でも通路周方向の変化が大きくなっている。曲り部と第 2 通路入口領域では平滑面に比べて壁温が多少上がっており、曲り部の二次流れが第 1 通路のリブによって弱められていると考えられる。回転場においては、Figure 2-13 (e) に示すように、第 1 通路ではリーディング面の壁温が高く、内外壁がそれに続いている。トレイリング面の壁温が最も低く、この面の熱伝達率が他の面に比べて高いことを示している。このような現象から平滑面と同様、コリオリ力による二次流れの影響が明確に見られる。

(c) 45° 傾斜リブ

静止場では、Figure 2-13 (c) に示すように、第 1, 2 通路共、通路周方向の変化は直交リブに比べて更に拡大しており、平滑面で見られるような第 1 通路と第 2 通路での特徴的な壁温分布は見られない。回転場においては、Figure 2-13 (f) に示すように、静止場と余り変わらない壁温分布を示している。これは曲り部の二次流れやコリオリ力による二次流れと同レベルあるいはそれ以上の強い二次流れが、傾斜リブによって発生していると推定される。

次に、回転場におけるリブ配置のヌッセルト数への影響について Figure 2-14 に示す。Figure 2-14 (a)および (b)はそれぞれリーディング面とトレイリング面に対応しており、試験結果は通路の中心線上の値を示している。図中のヌッセルト数 Nu_{∞} は Kays and Crawford(1980)によって与えられた平滑面における管内乱流の次の経験式に基づいている。

$$Nu_{\infty} = 0.022 Re^{0.8} Pr^{0.5} \quad (2.14)$$

この試験結果から、次のことが観察される。

- 1) 第1通路のリーディング面とトレイリング面で、リブ付きは伝熱促進効果を示し、とりわけ 45° リブは直交リブに比べて効果が大きい。
- 2) 曲り部での Nu 数は、平滑面がリブ付きに比べて同等あるいはそれ以上の値を示す。
- 3) 第2通路において、入口領域で平滑面はリブ付きに比べて同等あるいはそれ以上の効果を示す。それ以降の下流領域では、リブ付きが効果的であり、特に、 45° リブは高い Nu 数を示す。
- 4) 第1通路でトレイリング面の Nu 数は、平滑面、リブ付きに拘わらず、リーディング面より高い値を示す。一方、第2通路ではリーディング、トレイリング両面の Nu 数に際立った違いは見られない。
- 5) 図中、縦の点線はリブ位置を示しており、リブの1ピッチの範囲で Nu 数は大きく分布しており、特に、 45° リブは直交リブに比べて Nu 数の変化が大きい。これはリブと壁面で構成されるコーナでの循環流と再付着する流れの構造がリブ角度によって異なっており、 45° リブでは強い二次流れが発生していることを示唆している。

これらの試験結果から、 45° リブは直交リブよりも効果的な伝熱特性を示している。この 45° リブの伝熱特性向上の機構を次のように推定する (Figure 2-15)。平滑面と直行リブはコリオリ力の影響を受けているが、 45° リブでは、それに加えて壁面近くの傾斜リブによって生成される傾斜流れに起因した強い二次流れが形成されて、壁面近くに比べて温度の低い主流が壁面に流れ込むため伝熱特性が高くなる。

試験条件におけるレイノルズ数 Re は、実ガスタービンの動翼に比べて一桁低いが、熱伝達特性は $Re^{0.8}$ で変化することが認められているため、実験でのレイノルズ数 Re が実ガスタービンの条件と違っていても精度よく推定することができる。ローテンション数 Ro は、試験条件と実ガスタービンでほぼ同範囲にあるので特に問題はない。レーレ数 Ra は、実ガスタービンで幅を持った値を示している。これは冷却空気が翼植込部から直接供給される通路

部領域では主流と境界層の温度差が大きいために Ra が大きくなる。一方、サーペントイン通路を通過して冷却空気の温度が上昇して、主流と境界層の温度差が小さくなる領域では Ra が小さくなるためである。試験では実ガスタービンのように熱流束を高く取れないために、 Ra は小さい範囲にある。

試験条件と実ガスタービンでのレーレ数 Re が大きく異なっているので、この違いが熱伝達特性に対する影響の有無について以下に考察する。浮力のない管内乱流における強制対流の熱伝達率は次式で与えられる。

$$Nu_1 = C_1 Re^{0.8} Pr^{0.4} \quad (2.15)$$

$C_1 = 0.023$: 平滑面の場合

垂直円柱の自然対流熱伝達率は、等温壁、乱流で $Gr_L Pr > 1010$ の範囲で次式で表わされる。

$$Nu_2 = C_2 (Gr_L Pr)^{0.4} \quad (2.16)$$

$C_2 = 0.021$: 平滑面の場合

(2.16)式は境界層厚さが水力直径に比べて十分小さい場合、管内の熱伝達率にも適用できるものとする。ここで、熱伝導率などの物性値の代表温度は膜温度であり、(2.15)式の代表寸法は水力直径 D_h 、(2.16)式の代表寸法は高さ L である。代表寸法を水力直径 D_h に統一すると、(2.16)式は次式で表わされる。

$$Nu_2 = C_2 (L/D_h)^{0.2} (Gr Pr)^{0.4} \quad (2.17)$$

伝熱促進リブを設けた管内乱流の熱伝達率は(2.15)式と同様、次式で表わされる。

$$Nu_{1t} = C_{1t} Re^{0.8} Pr^{0.4} \quad (2.18)$$

C_{1t} : 乱流促進リブを設けた場合

垂直円柱の自然対流で伝熱促進リブを設けた場合について、次のように仮定する。

- ・ 同一速度を維持するために必要な Gr は摩擦係数の比で上昇する。
- ・ 熱伝達率は管内熱伝達率の場合と同じ比率で上昇する。

以上の仮定から、伝熱促進リブを設けた場合の自然対流熱伝達率は Gr が十分大きいとき、次式で与えられる。

$$Nu_{2t} = C_2 C_{1t} / C_1 (f_s / f_t)^{0.4} (L/D_h)^{0.2} (Gr Pr)^{0.4} \quad (2.19)$$

ここで、 f_s は平滑面の、 f_t は乱流促進リブを設けた場合の摩擦係数である。

強制対流と自然対流が共存する場合において、強制対流の慣性力と浮力が重ね合わせができるとすると、熱伝達率は次式で与えられる。

$$Nu_t^{2.5} = Nu_{t1}^{2.5} \pm Nu_{t2}^{2.5} \quad (2.20)$$

(2.20)式に(2.18)式と(2.19)式を代入すると次式が得られる。

$$Nu_t = C_{t1} Re^{0.8} Pr^{0.4} \{1 \pm (C_2/C_1)^{2.5} (f_s/f_t) (L/Dh)^{0.5} (Gr/Re^2)\}^{0.4} \quad (2.21)$$

上式において、冷却媒体は通路通過中に加熱されるので、強制対流と自然対流の複合は流れが内向き流れの場合が正、外向き流れの場合が負となる。また、()内の符号が負となる場合は絶対値とする。

最新のガスタービンのタービン初段動翼の冷却通路に対して、(2.21)式を適用する。このとき、 $L/Dh=10$ 、そして伝熱促進リブは 45° 傾斜リブを想定して、 $C_2/C_1=0.91$ 、 $f_t/f_s=15$ とする。また、比較のために伝熱促進リブを設けない平滑管の場合は $f_t/f_s=1$ とする。計算の結果を Figure 2-16 に示す。 Gr/Re^2 は浮力と慣性力のバランスを示す無次元パラメータであり、慣性力に比べて浮力が大きくなるとこの値は大きくなる。ここで、 Nu_{t0} は $Gr/Re^2=0$ のときの値である。平滑管の熱伝達率は Gr/Re^2 の増加とともに大きな変化を示しており、外向き流れで減少し、内向き流れで増加している。一方、リブ付きでは、摩擦係数が高いことが影響してその変化は僅かであり、熱伝達率の変化幅は浮力が作用しない場合に対して、外向き、内向き流れとも $\pm 5\%$ の狭い範囲にある。実機ガスタービンでの無次元パラメータは、 $Gr/Re^2 < 0.7$ の範囲にあり、一方、回転試験では、 $Gr/Re^2 < 0.3$ で、実機に比べて狭い範囲にあり、冷却通路がリブ付きの場合では、ヌッセルト数 Nu にほとんど影響していない。

以上の検討結果から、熱伝達特性に関する冷却通路の回転試験は、浮力の影響を表わす Ra 数が実際のガスタービンの冷却翼の作動域の値に比べて小さい領域で行われているが、実用上、ヌッセルト数 Nu への影響は極めて小さいことがわかる。

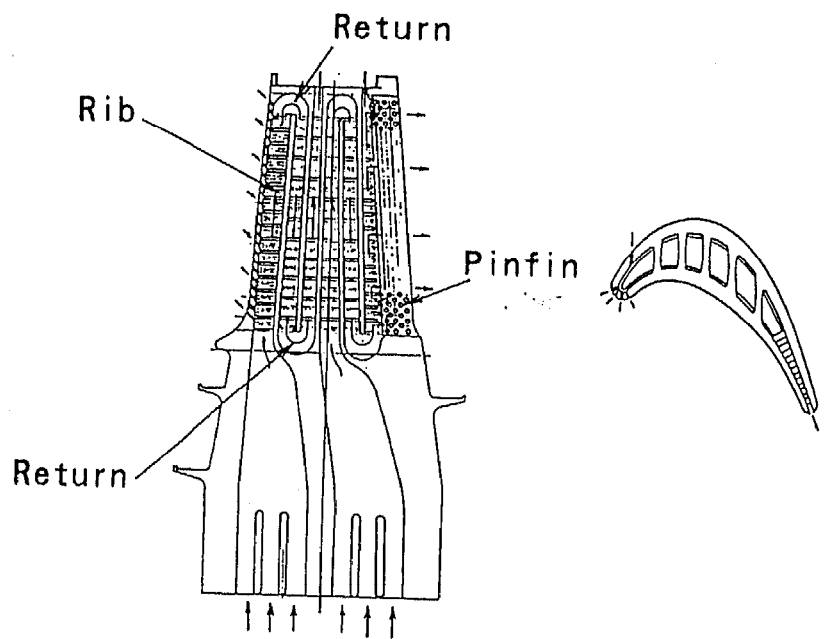


Figure 2-7 Concept of 1300°C class turbine cooling moving blade

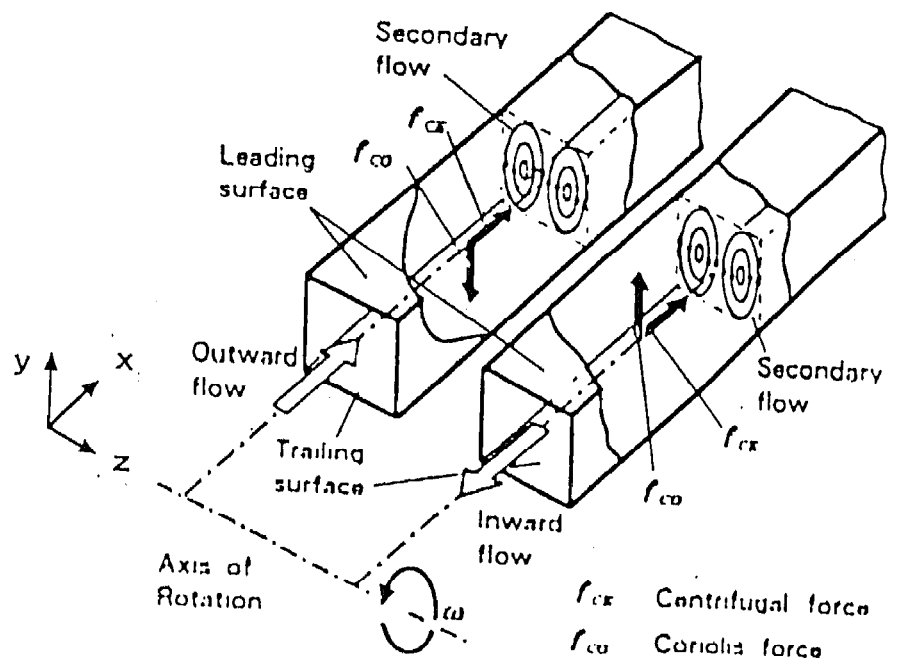


Figure 2-8 Turbine blade internal cooling passages

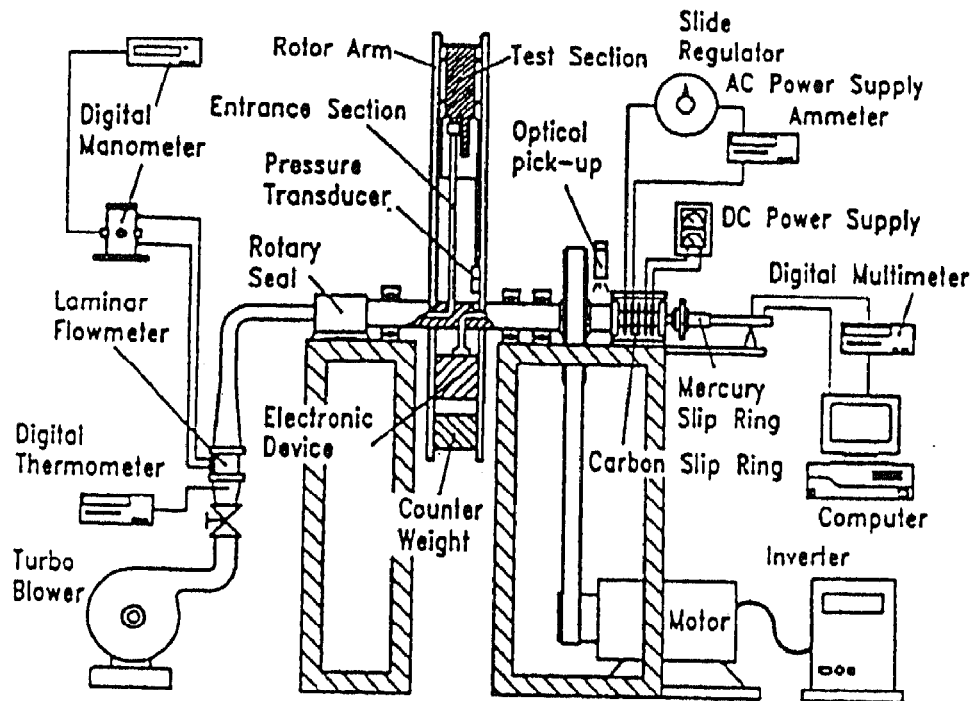


Figure 2-9 Experimental apparatus

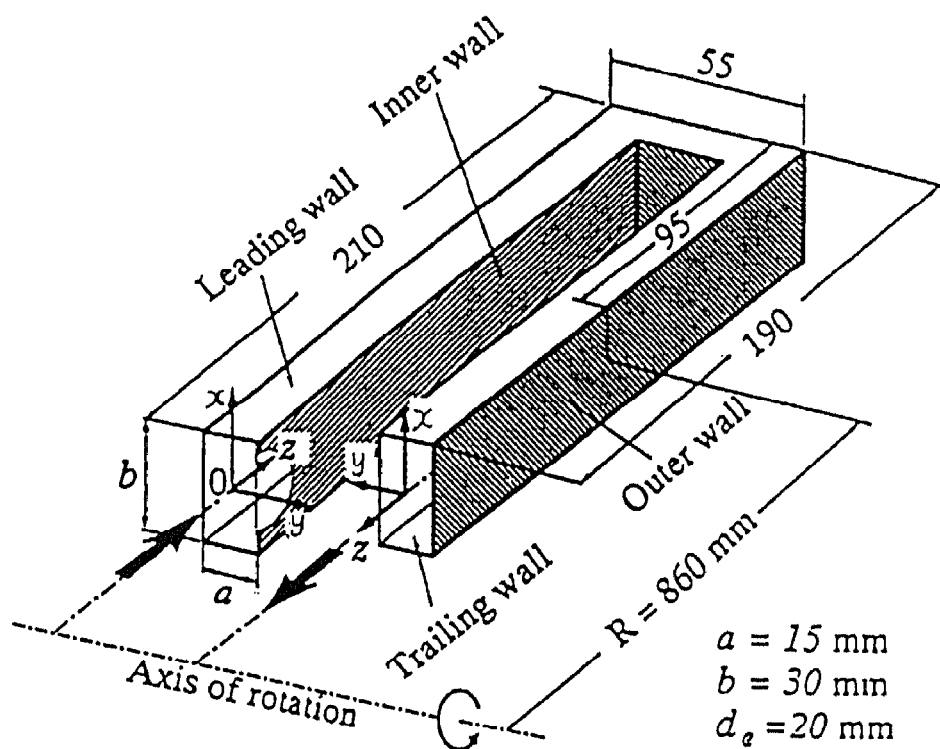


Figure 2-10 Schematic of test section

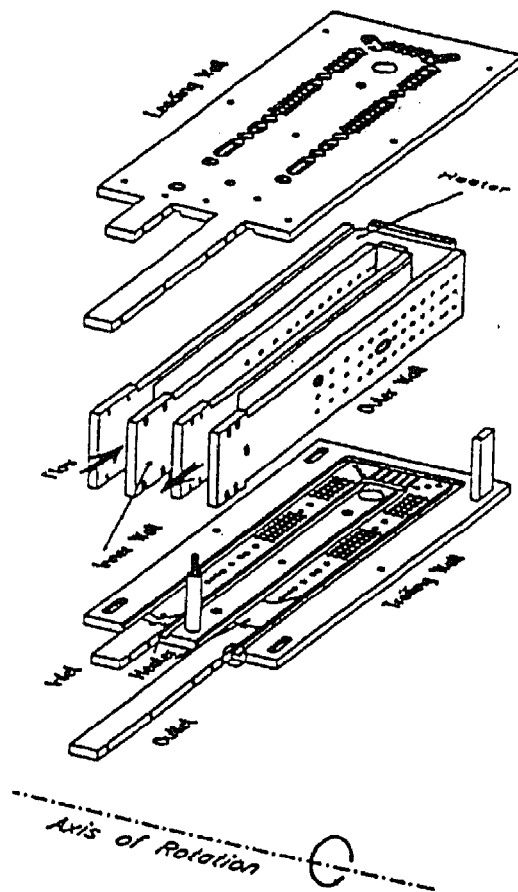


Figure 2-11 Structure of test section

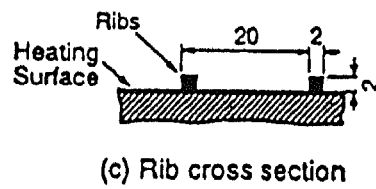
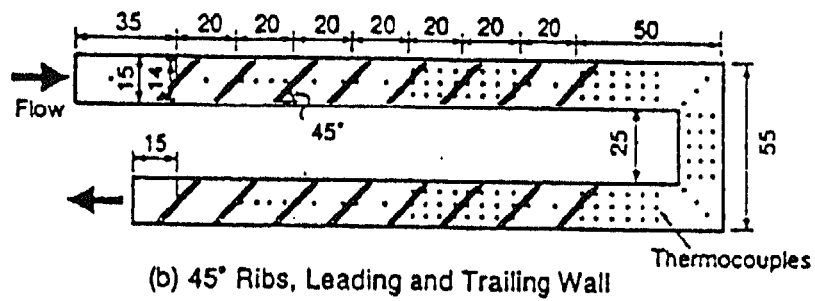
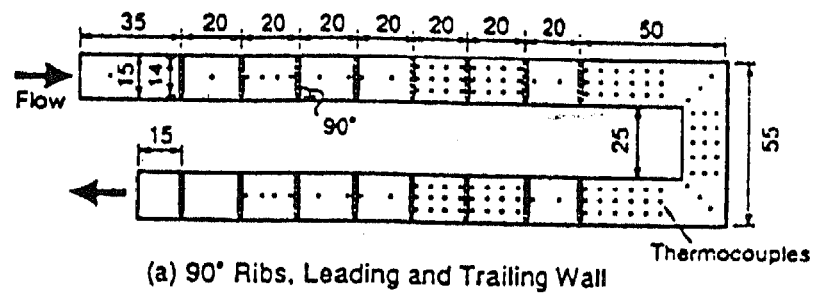
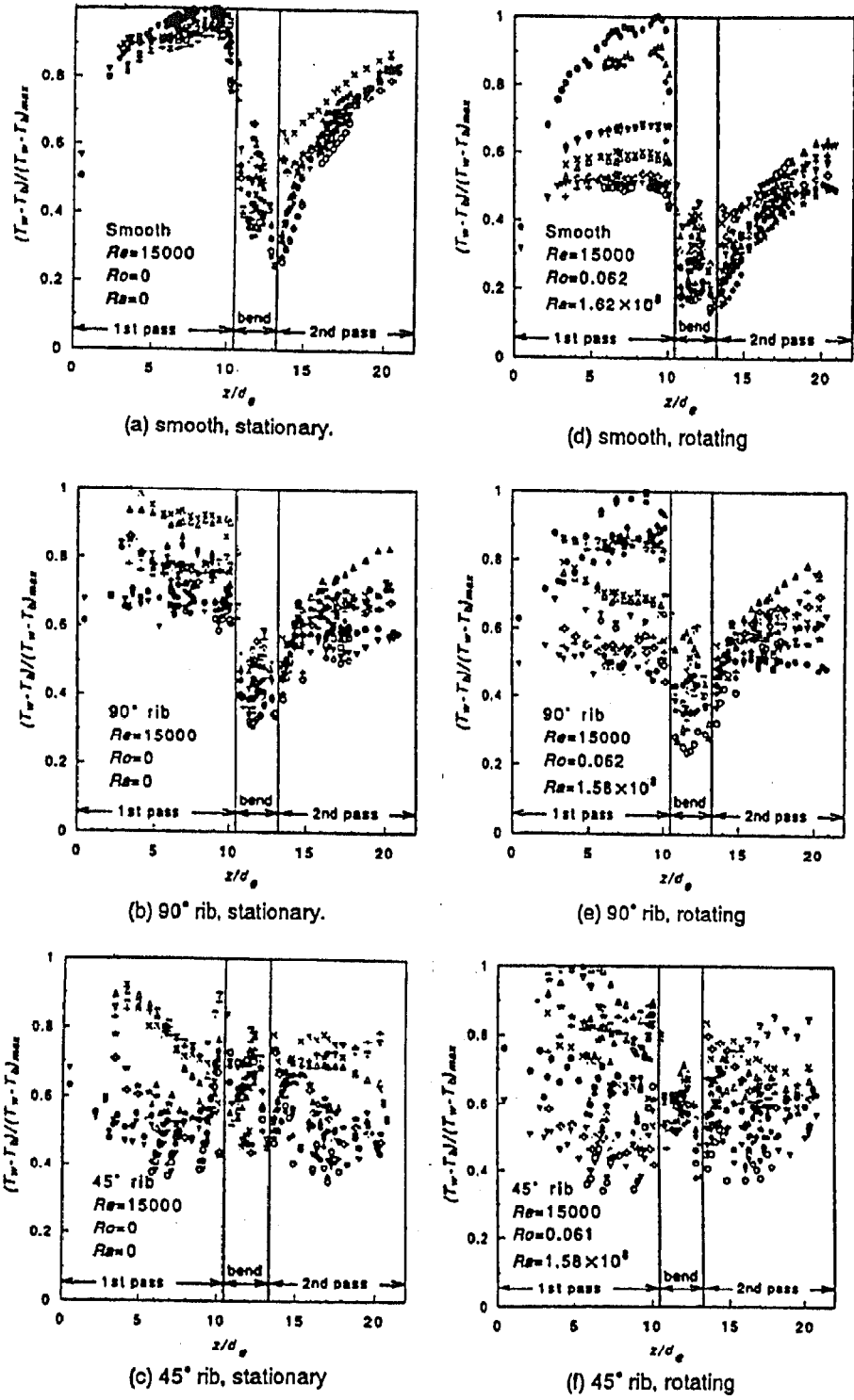
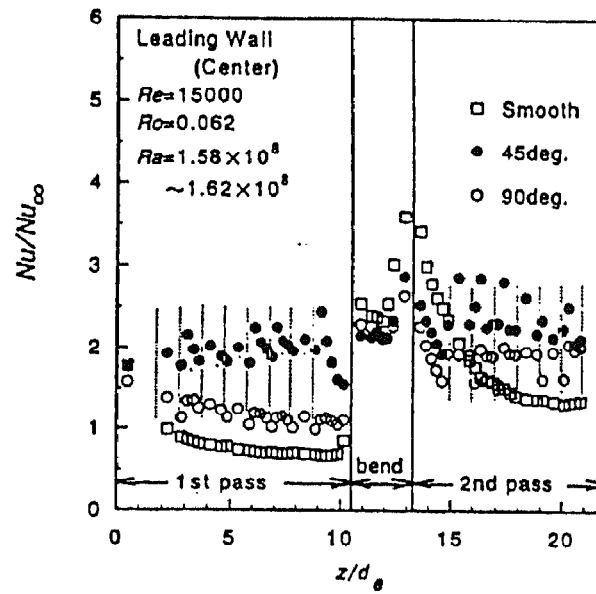


Figure 2-12 Rib patterns and thermocouple locations

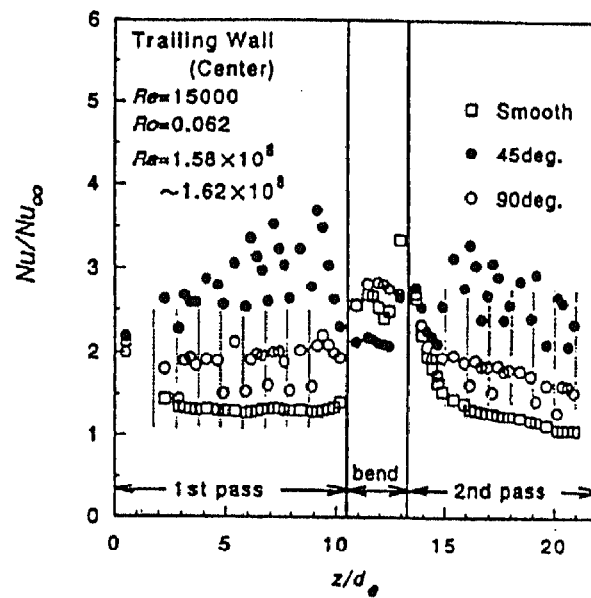


- | | | | |
|------------------------|-------------------------|------------------------|------------------------|
| ● Leading wall, center | ▼ Trailing wall, center | △ Outer wall, center | × Inner wall, center |
| ◆ Leading wall, outer | ○ Trailing wall, outer | ▽ Outer wall, leading | ★ Inner wall, leading |
| ▲ Leading wall, inner | ◇ Trailing wall, inner | + Outer wall, trailing | ✱ Inner wall, trailing |

Figure 2-13 Measured wall temperature distributions for the entire test section for stationary and rotating conditions



(a) leading wall, center



(b) trailing wall, center

Figure 2-14 Effects of some rib pattern on heat transfer performance
in rotating conditions

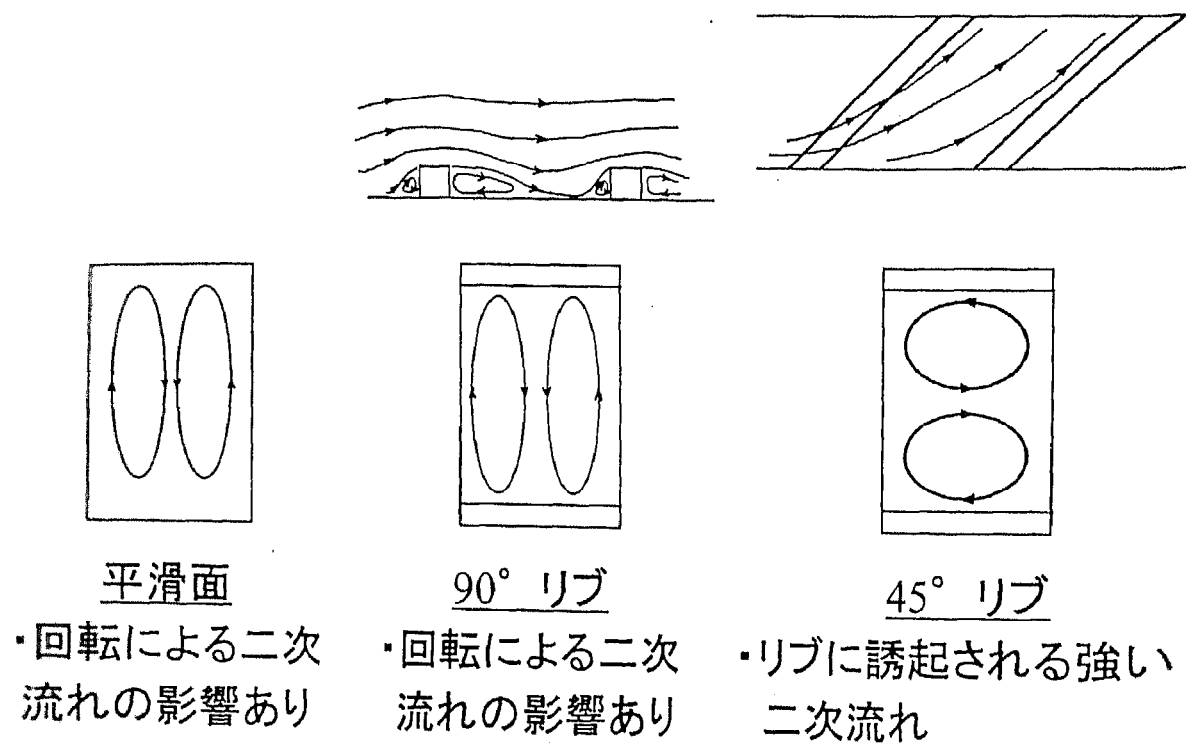


Figure 2-15 Flow behavior for each test sections

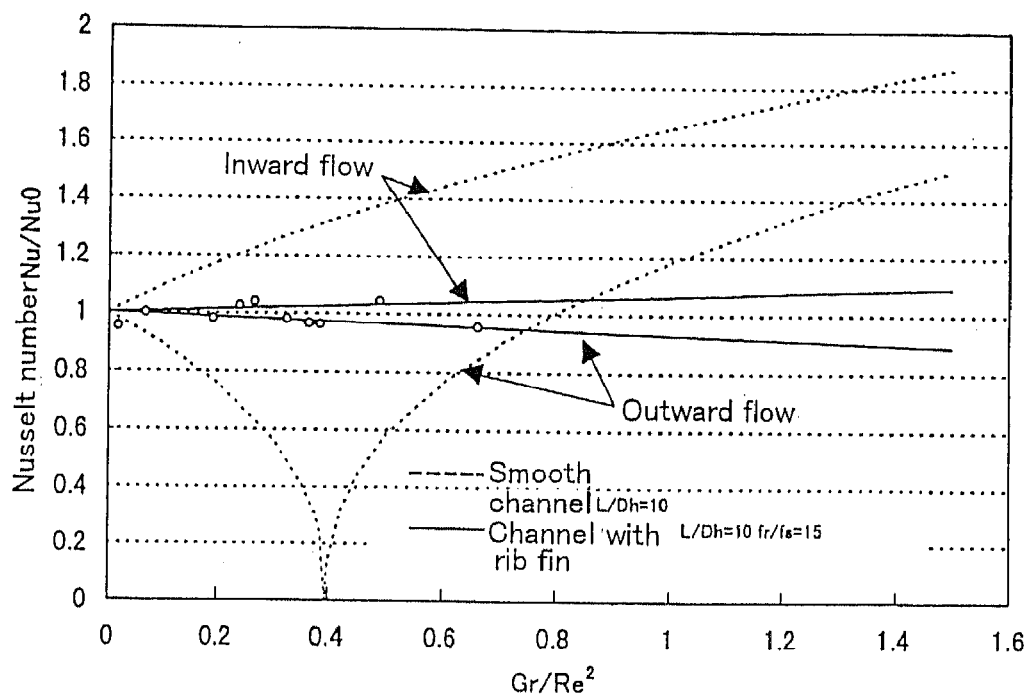


Figure 2-16 Effect of buoyancy in rotating cooling channel of first stage turbine cooling moving blade

2. 4 1300℃級タービン冷却翼

2. 4. 1 目標冷却性能

冷却翼の設計条件として、入口ガス温度分布や冷却空気の温度および流量等の条件が与えられる。これによって翼のメタル温度の上限が材料選定や翼に作用する応力状態から決まるので、これを基にして目標冷却効率が設定される。Figure 2-17に1300℃級タービン初段冷却翼の目標冷却効率を示す。静翼の冷却効率は0.67で、動翼では0.51である。1100℃級GT25ガスタービンの初段動静翼の冷却効率が、静翼で0.45、動翼で0.32あることから、1300℃級の冷却翼は高い目標設定となっている。

このような高い冷却効率を得るには、従来の冷却方式に比べて冷却通路の熱伝達特性の改善が必要であり、動翼の場合の冷却通路内の熱伝達特性と冷却効率の関係を検討した結果をFigure 2-18に示す。これによると、1300℃級では1100℃級に比べて熱伝達特性を約2倍向上させ、更にフィルム冷却を採用して平均フィルム冷却効率を0.1程度確保する必要があることが分かる。

2. 4. 2 フローネットワークと冷却構造

冷却翼は翼内部に種々の冷却要素技術を取り入れて冷却通路が形成されている。冷却媒体は主流の高温ガスから熱負荷を受けて温度が上昇する。また、通路内の圧損による圧力変化や流路の合流や分岐あるいは主流ガスへの吹出しなど冷却媒体の状態量は複雑に変化する。翼の冷却設計を行う上で、冷却通路内の熱伝達率や状態量を精度よく把握することが極めて重要である。そのため、冷却通路の各部位の冷却要素を構成して、主流側および冷却媒体の供給条件を基に通路内の状態を求めるためにフローネットワークが組まれる。

初段動翼のフローネットワークを一例としてFigure 2-19に示す。図中、○印は冷却通路内の節点であり、□印は境界条件を示している。冷却空気は圧縮機からの供給と主流ガス中への吹出しがあり、これが境界条件となる。冷却通路は分岐と合流および吹出しがあり、各種の冷却方式が組込まれて、節点○での冷却空気の温度、圧力、流量等の状態量と熱伝達率が計算される。翼のメタル温度は主流ガス側の温度と熱伝達率と、ここで求められた冷却通路内の熱伝達率と冷却空気の温度を境界条件として、熱伝導の関係式を解くことによって計算される。このメタル温度計算は、冷却空気の状態量とメタル温度が与えられた収束範囲を満足するよう繰り返し計算を行う。

冷却翼は高温化に対応した冷却構造を採用して、冷却空気流量の最少を図っている。ター

ビン初段冷却翼の冷却構造を Figure 2-20 に示す。初段静翼枚数は 48 枚の単翼構造である。翼有効部の内部は 2 室に分割されインサートによるインピンジメント冷却を行うと同時に、前縁側では吹き出し冷却、背側、腹側ではフィルム冷却そして後縁側は 8 列の強制対流ピンフィン冷却を行っている。一部の翼には肉厚 0.2 mm の遮熱コーティング (Thermal Barrier Coating ; TBC) を有効部に施行して、TBC の遮熱効果の検証を試みた。翼のエンドウォールではインピンジメント冷却を行うと共に多列孔を設けてフィルム冷却を実施している。

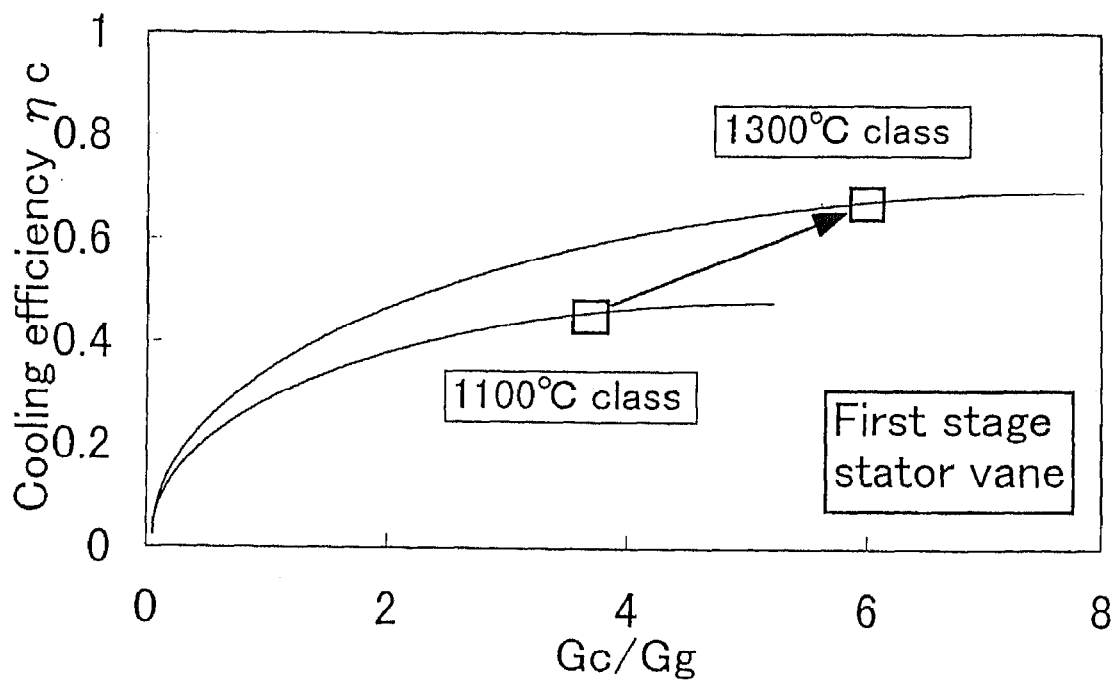
初段動翼は、植込部が 3 段フックのクリスマスツリー形の単翼で段落当りの枚数は 92 枚である。冷却方式はサーペントイン冷却通路を採用して前縁側と後縁側にそれぞれ各 1 パスずつ設けている。冷却流路内には流れ方向に対し直角に凸形状の伝熱促進リブを設けて冷却空気の乱れを促進させ冷却効果の向上を計っている。その他前縁部で 4 列の吹き出し冷却を行ない、背側には 1 列のフィルム冷却を実施している。

第 2 段静翼は、2 翼が 1 セグメント構造で全 48 枚である。冷却方法は 1 室のインサート型インピンジメント冷却として後縁側 10 列のピンフィン冷却を実施している。第 2 段動翼は、スナッパースクラウド型で全周一群の綴り構造である。植込部形状及び翼枚数は初段動翼と同じである。冷却方式は 1 パスのサーペントイン冷却通路で後縁部はピンフィン冷却構造としている。第 2 段静翼および動翼の冷却構造を Figure 2-21 に示す。

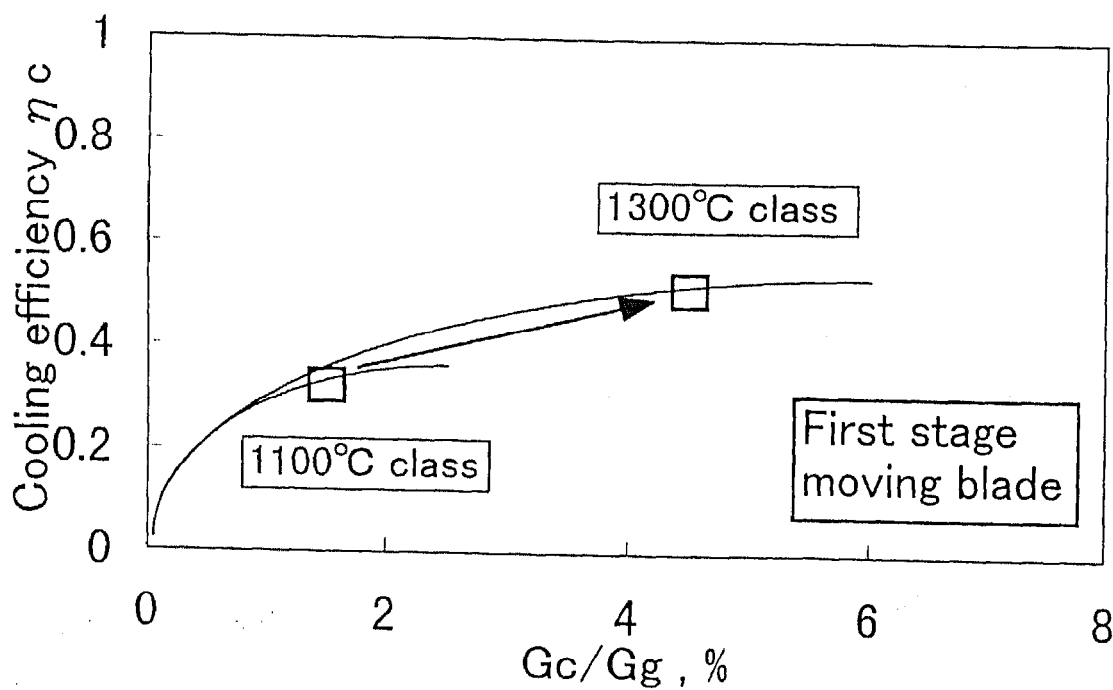
2. 4. 3 材料選定と強度評価

第 1, 2 段静翼材料はともに Co 基超合金 FSX-414 である。そして、第 1, 2 段動翼材料はともに Ni 基超合金 Mar-M247 である。動翼は遠心場で強度的に厳しい条件にあり、強度評価を充分に行なう必要がある。Figure 2-22 は翼に付加される遠心応力と温度分布および材料のクリープ破断強度の関係を示している。ガス温度は半径方向に分布があり、翼の中央スパン辺りで最も高い温度を持ち、かつ、応力はロータ側で最も高い値となるが、中央スパンでも高い値を維持しているために、この部位が材料強度の裕度の最も厳しい状態にある。

以上の空力、冷却および強度評価などの検討から決められたタービン第 1, 2 静翼および動翼の主要項を Table 2-1, -2 に示す。



(a) Stator vane



(b) Moving blade

Figure 2-17 Target of cooling efficiency for first stage turbine cooling blades

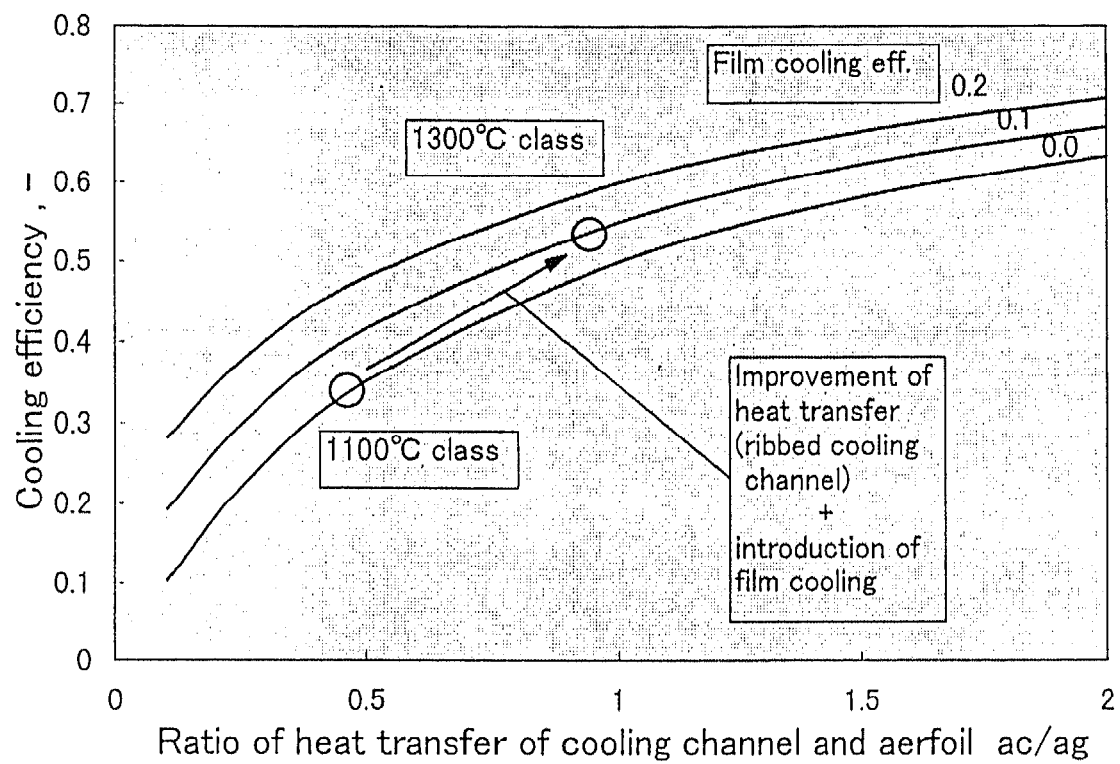


Figure 2-18 Improvement of cooling efficiency by means of enhancement of heat transfer in cooling channel

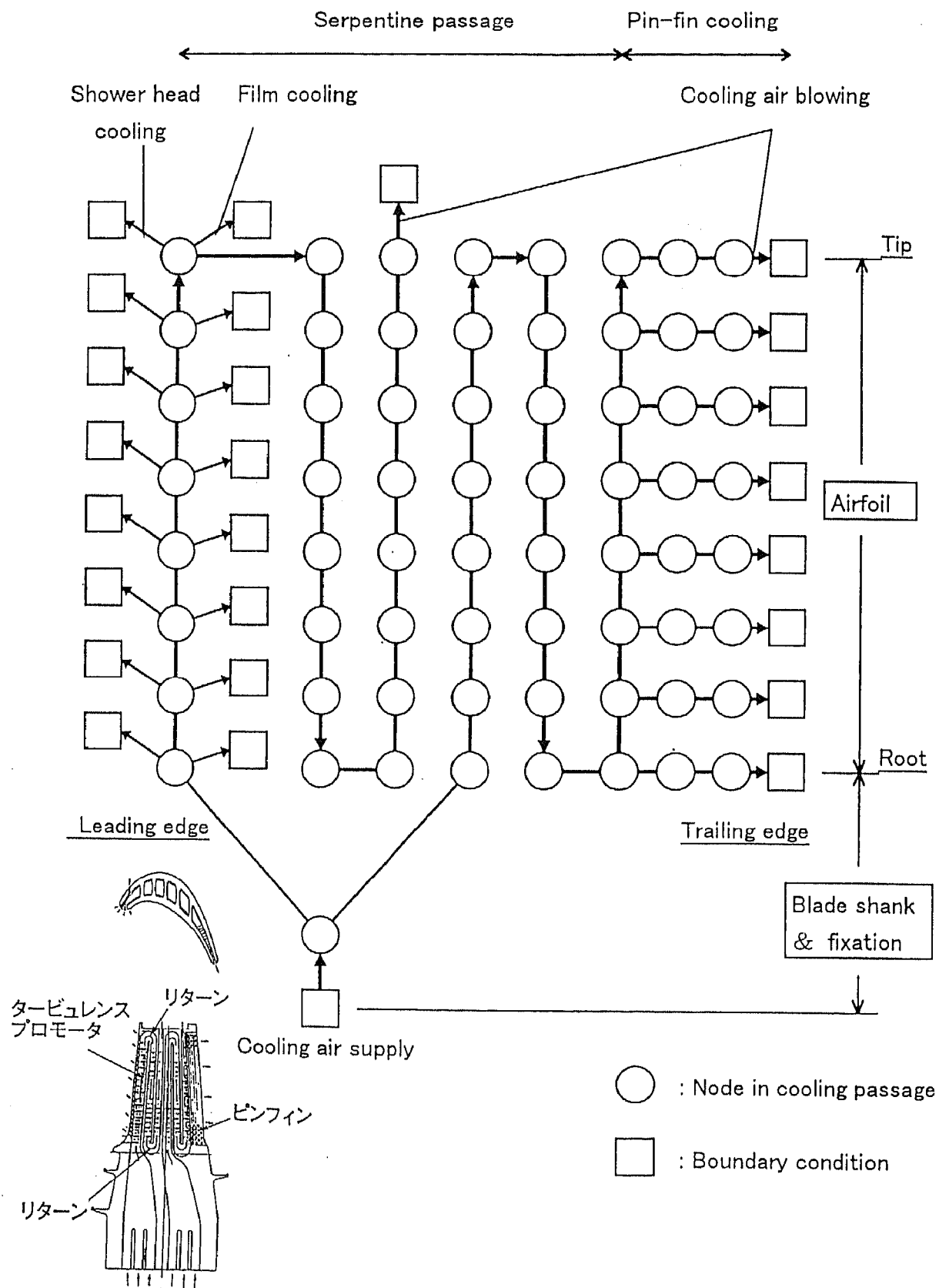


Figure 2-19 Flow network of cooling passage in first stage moving blade

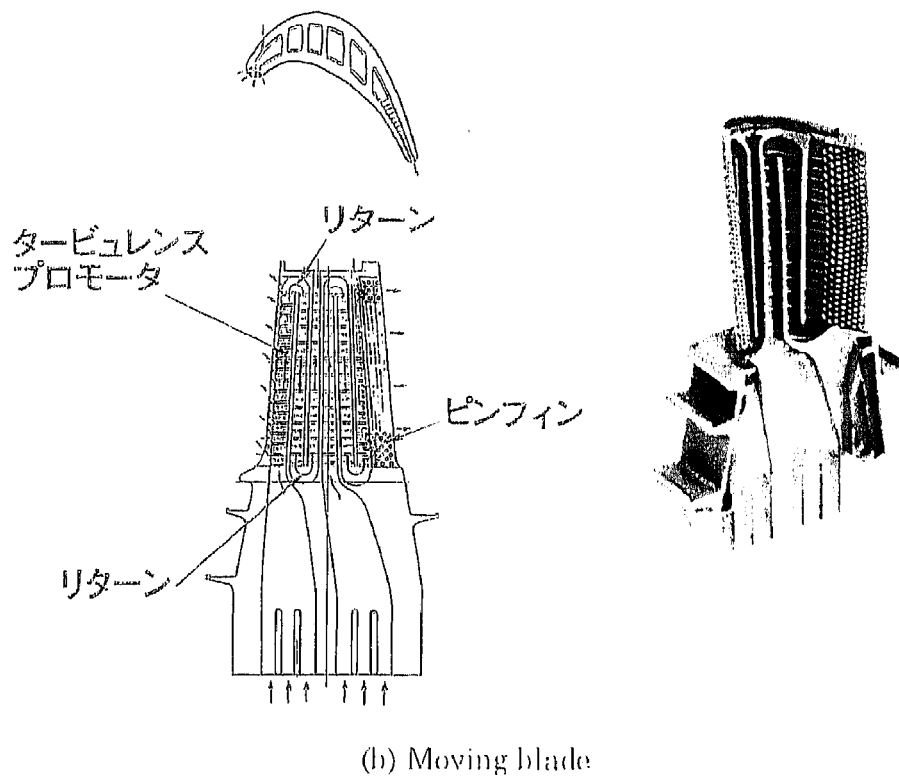
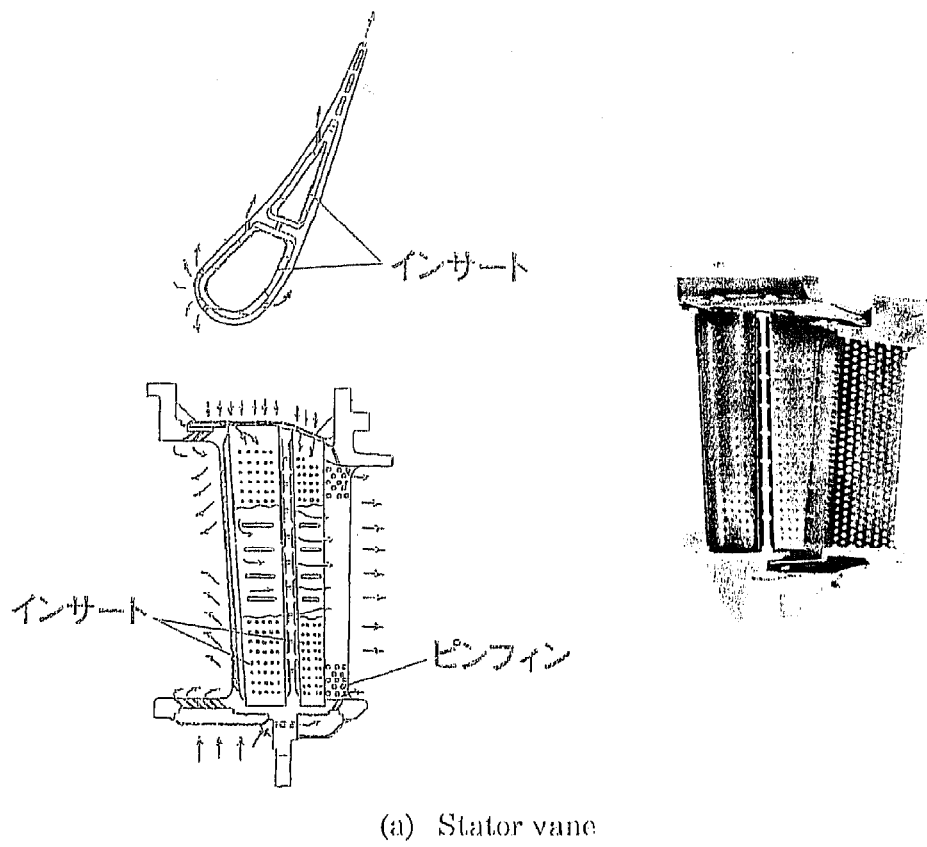


Figure 2-20 First stage turbine cooling blades

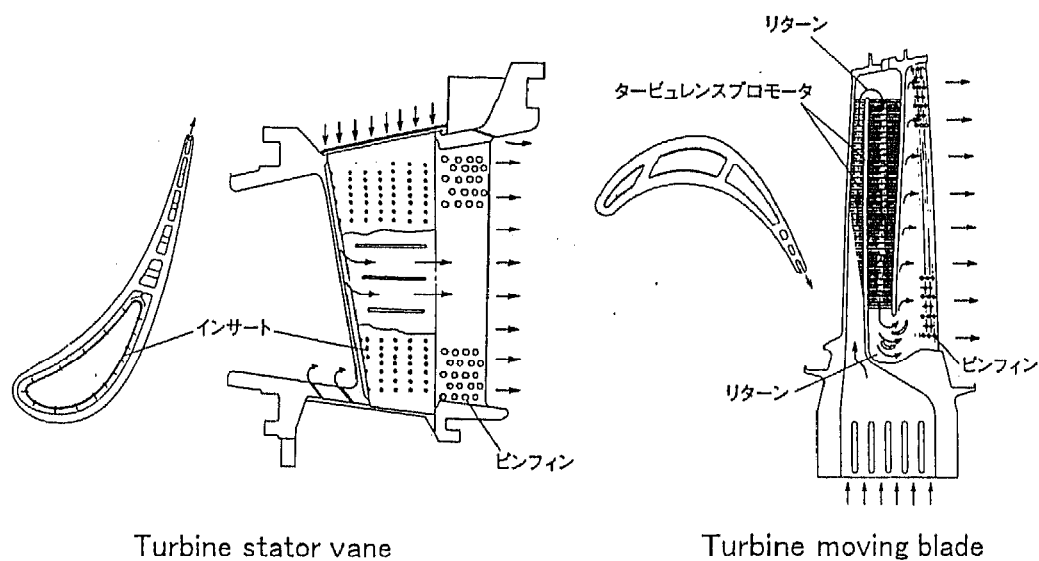


Figure 2-21 Second stage air-cooled turbine stator vane and moving blade

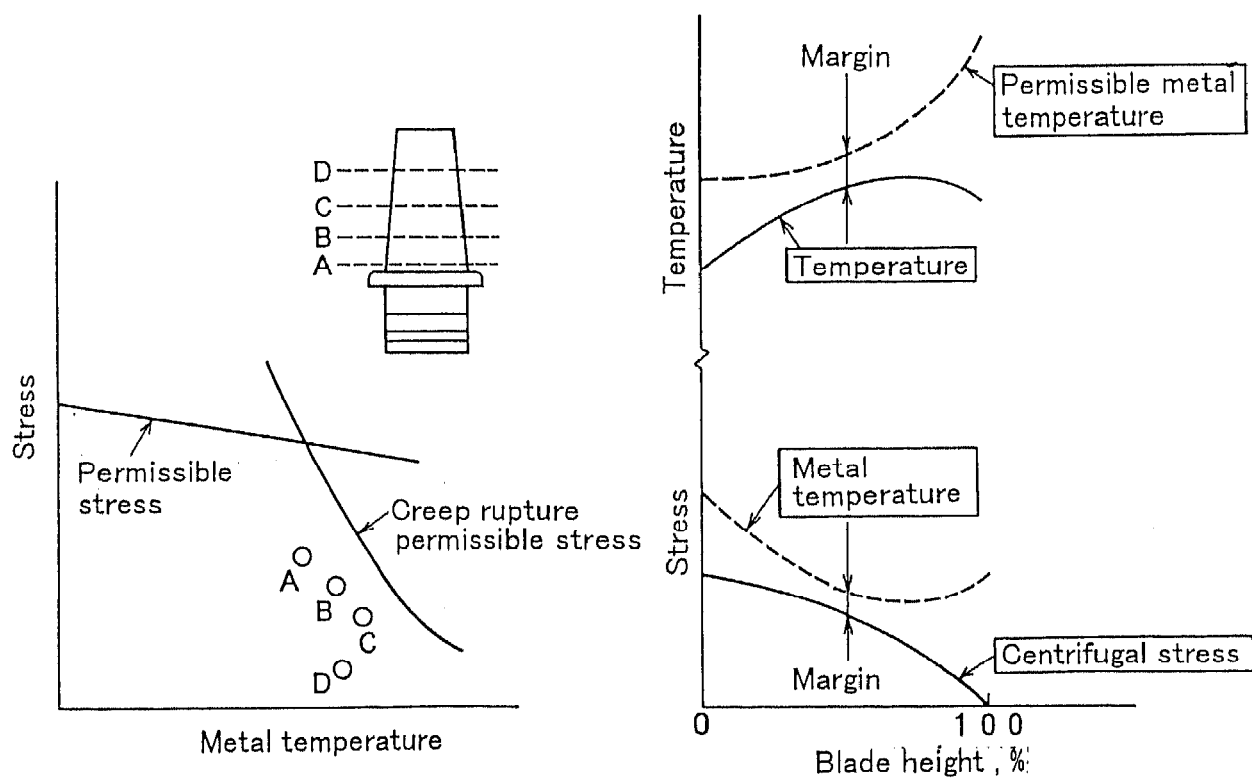


Figure 2-22 Strength evaluation of moving blade

Table 2-1 Specifications of air-cooled turbine stator vanes

	First stage	Second stage
No. of vane	48	48
Material	Co base super-alloy FSX-414	Co base super-alloy FSX-414
TBC	8%Y ₂ O ₃ -ZrO ₂	8%Y ₂ O ₃ -ZrO ₂
Cooling type	<u>Airfoil</u> : Impingement + Pin-fin cooling + Film cooling <u>End wall</u> ; Impingement + Film cooling	<u>Airfoil</u> ; Impingement + Pin-fin cooling <u>End wall</u> ; Impingement + Film cooling
Inlet gas pressure	0.98 MPa	0.45 MPa
Inlet gas temperature	1400 °C	1075 °C
Cooling air temperature	405 °C	296 °C

Table 2-2 Specifications of air-cooled turbine moving blades

	First stage	Second stage
No. of blade	92	92
Material	Ni base super-alloy Mar-M247	Ni base super-alloy Mar-M247
Cooling type	Serpentine cooling passages + Pin-fin cooling + Film cooling	Serpentine cooling passages + Pin-fin cooling
Inlet gas temperature	1312 °C	1036 °C
Cooling air temperature	400 °C	400 °C

2. 5 高温タービン試験機による冷却性能評価

2. 5. 1 高温タービン試験機

開発を計画している高効率ガスタービンのタービン段落数は3段落であり、本試験装置は冷却翼として開発の対象である前段側2段落のタービン構成とした。回転数はガスタービンと同じ10200rpmである。タービン入口温度は、初段静翼(1N)前で1400℃、初段動翼(1B)前で1312℃である。本高温タービンは動力計の吸収能力15 MWに対して、最大限の試験ができるよう入口圧力は1 MPaとしている。ここで2段落分の圧力比が実機と同じになるように、第2段動翼の下流側に背圧調整の役割をはたすスロート部を空冷式ノズルで形成した。本ノズル下流側のディフューザ部での主流ガス温度は約770℃とまだ温度が高いため、この部位を冷却するためにインピンジメントならびにフィルム冷却方式を採用している。ロータースパンは2200 mmで、ロータはタービン部で生じる下流方向のスラスト力を相殺するためのバランスピストンと動翼冷却空気通路をなす中空の中間シャフト、タービンディスクおよび軸受ロータで構成されている。タービンケーシングは上半側は燃焼器廻りからタービン出口までを、また下半は第1軸受部からタービン出口までを一体鋳込み型の一重ケーシング構造としている。高温タービンの全景を Figure 2-23 に、その主要項を Table 2-3 に、そして組立断面図を Figure 2-24 に示す。

2. 5. 2 試験設備と試験方法

高温タービン試験の設備系統を Figure 2-25 に示す。試験設備は2軸式機械駆動用ガスタービン、空気源圧縮機、本試験用の高温タービン試験機、空気供給および排気ラインの主要設備から構成されている。空気源圧縮機は最大圧力比17、最大流量51 kg/sの能力を持ち、出力25 MWの2軸式機械駆動用ガスタービンで駆動される。空気源圧縮機から吐出空気温度は約400℃で、圧力は約1.1 MPaに調整され供給される。この空気は燃焼器内に導かれ、ガス燃料が供給されて約1400℃の高温ガスとしてタービン試験機に導かれる。タービンで仕事をした燃焼ガスは排気プレナムに導かれ冷却水により減温され、排気ダクトを通して煙突から大気に放出される。高温タービン試験機で発生する軸出力は、減速機を介して水動力計によって吸収される。

冷却空気は主空気ラインから分岐された各冷却空気ラインにより、第1, 2段静翼の外環キャビティおよび回転部(第1, 2段動翼共通)の3ヶ所に独立して供給される。それぞれの冷却空気調整弁により流量は任意に調整可能である。また冷却温度はアフタークーラーを介して実機圧縮機抽気温度に合わせることができる。

実機の高タービン定格運転時における動静翼出口のマッハ数速度三角形と等価になるように、各試験時でタービン入口温度、入口圧力および回転数を設定して空冷翼の冷却特性およびタービン空力特性を把握するために以下の試験を実施した。

空力特性試験はタービン入口温度（1N 前）を 350℃の空気運転と 900℃に設定して、タービン入口圧力および回転数を変化させて速度比に対するタービン空力特性を把握する。冷却特性試験はタービン入口温度（1N 前）を 900℃に設定して、動静翼の主流ガス流量に対する冷却空気流量を変化させて冷却空気流量比に対する翼の冷却特性を把握する。実温試験はタービン入口温度（1N 前）を 1400℃に設定して、タービン空力特性、翼の冷却特性ならびに機器の信頼性を把握する。

運転制御、監視用および空力、冷却特性を把握するための特殊計測用としての計測点は総数で約 360 点である。この内、特殊計測用としてタービン通路部の主流ガス状態量、冷却翼メタル温度および冷却空気供給室圧力、温度計測用には Figure 2-26 に示すように約 280 点を設置した。

タービン通路部には各段入口ごとに半径方向に 5 点周方向に 3 列のクシ鹵形全温ならびに同形の全圧管を 1 列設置して主流ガス状態量を計測した。通路廻りの冷却空気供給室および静翼内輪前後室は、冷却空気流量バランス計算の要となるため温度・圧力計測点を設けた。静翼には、有効部の 50%断面および内外エンドウォールのメタル温度を計測するために直径 0.5mm の熱電対を埋め込んだ。初段静翼では TBC の効果を調べるための計測を行っている。動翼についても、有効部に熱電対を埋め込みメタル温度計測および動翼の植込部での冷却空気温度をスリップリングを介して計測した。

燃焼器ライナーおよびトランジションピースについても同様にメタル温度計測を行った。その他タービン入口部にはアキュファイバにより主流ガス温度を計測した。

2. 5. 3 試験結果と適用評価

（1）主流ガス温度分布

主流ガス温度については全温管熱電対の指示温度に対して、熱電対廻りのふく射および全温と管の保持部に逃げる熱伝導分を考慮して熱バランス計算によりガス温度を求めた。Figure 2-27 はタービン入口（1N 前）温度が 1400℃時のガス温度分布である。今回の試験で使用した全温管では本温度環境の補正計算の結果、熱電対の指示温度に対して平均主流ガス温度が約 30℃上昇側に補正を要した。また、アキュファイバーで計測した温度について本図中に◇印で併記したが、全温管基準のガス温度と互いに良く合う結果を得ることができた。

第2段静翼入口ならびタービン出口の主流ガス温度についても同様の算出法で主流ガス状態量を求めた。

(2) 冷却翼の冷却特性

本冷却翼に採用している静翼のインピンジメント・フィルム冷却方式および動翼のサーペントライン方式については、現在までに高温風洞において2次元の冷却翼モデルを用いて冷却性能試験を実施し、数々の知見を得ている。本冷却翼の冷却設計においては、これらの経験を基に最適設計を行なっている。

タービン入口温度(1N前)が900℃、1400℃での試験における初段および第2段の冷却翼の計測値および解析による翼面上のメタル温度分布を Figure 2-28, -29 に示す。1400℃の高温タービン試験においても、各冷却翼共に計画通りのメタル温度を実現している。解析結果と比較した場合、初段静翼と動翼において、メタル温度の解析値が最も低い腹側の前縁近傍で計測値の方が若干高い傾向がある。しかし、その他の計測点においては、900℃、1400℃のタービン試験共に解析値とよく一致している。

冷却翼の温度解析は、次に示す冷却翼設計ソフトにより実施した。非粘性翼間流れ計算(タイムマーチング法)により得た翼面上の静圧分布および境界層計算により得た翼面上の熱伝達率分布を主流ガス側の境界値として与える。冷却孔からの吹出しにより翼面に形成されるフィルム温度分布を計算し、翼内部流れの一次元計算と要素モデルに分割した翼メタル部の定常熱伝導計算とを連成させて温度解析を行っている。

冷却性能試験において、冷却空気流量を変化させて次式によって冷却効率を求めて冷却特性を評価した。

$$\eta_c = (T_g - T_m) / (T_g - T_c) \quad (2-22)$$

ここで、 T_g ；主流ガス温度、 T_c ；冷却空気供給温度、 T_m ；翼のメタル温度である。Figure 2-30, -31 に各冷却翼の冷却空気流量比 G_c / G_g に対するメタル温度計測点での局所の冷却効率 η_c の関係を示す。なお G_c ；冷却空気流量、 G_g ；主流ガス流量である。図中の●記号は、設計流量での断面平均冷却効率の計算値を示す。各冷却翼共に良好な冷却性能を示し、計算とも良く一致している。

初段静翼、動翼について温度および圧力を大型実機レベル(1N前1400℃、圧力比16)にした場合のメタル温度分布を推定した結果を Figure 3-32 に示す。図中の破線は前記1400℃高温タービン試験の解析結果を示すものであり、実機条件においても良好な冷却性能を示す

ものと推定できる。

本試験においては、第 1, 2 段静翼のエンドウォールにも熱電対を埋込んでメタル温度を計測した。初段静翼について 1400℃の試験において計測した結果を Figure 2-33 に示すが、エンドウォールのメタルは充分冷却されていることを確認した。

(3) タービン空力性能および燃焼器

まず、タービン空力特性の試験結果について示す。主流ガスおよび冷却・シール空気の通路部の入口または混入全圧から出口全圧までの断熱膨張によるタービン断熱仕事に対して、水動力計の計測動力、その他減速機と軸受の損失、ディスク風損および冷却空気ポンピング損失を総和したタービン出力との比率がタービン断熱効率 (η) である。本試験の空気運転およびタービン入口温度 900℃, 1400℃における平均速度比に対するタービン断熱効率の計測値を Figure 2-34 に示す。設計平均速度比は 0.36 で、このときの設計タービン断熱効率を η_d としている。タービン断熱効率の計測値はこの近傍で最大値を取ることを確認した。ここで、 U ; 動翼の平均径周速、 C_{is} ; 平均断熱熱落差分の速度である。

次に、燃焼器ライナーおよびトランジションピース内板について主流ガス平均温度が 1400℃におけるメタル温度分布の試験結果を Figure 2-35 に示す。燃焼器通路の途中で周方向に複数点のメタル温度計測を行っており、その最大値と最小値を図中に表している。計画値 700℃に対して、ライナーの平均メタル温度は 650℃で、そしてトランジションピースの平均メタル温度は 610℃とよく冷却されていることを確認した。さらに、燃焼器内部の全面にわたって施行されている遮熱コーティングについては試験後も特に損傷は見受けられなく、良好な状態を維持していることを確認した。

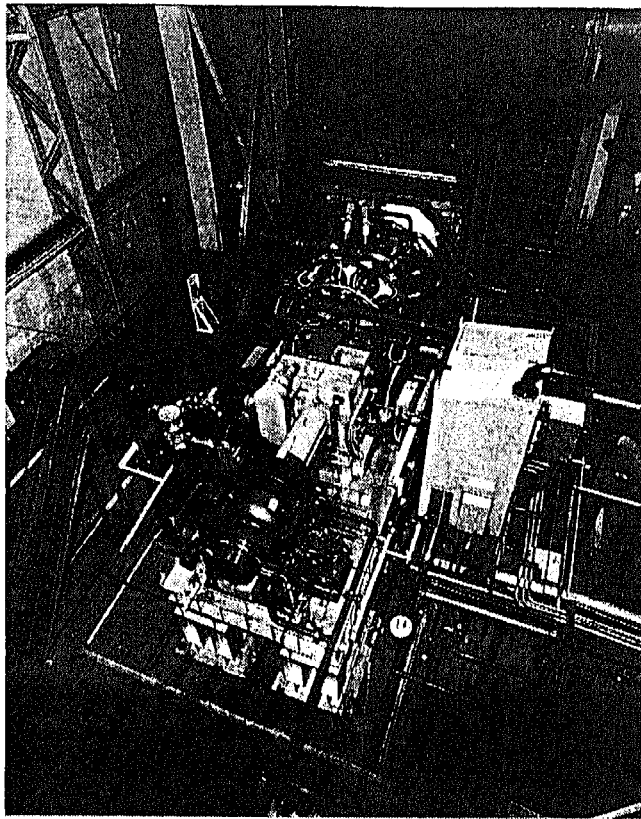


Figure 2-23 High temperature turbine experimental apparatus

Table 2-3 Specifications of high temperature turbine

No. of turbine stage	2 stages
Rotor speed	10200 rpm
Turbine output	14500 kW
Inlet gas flow	23.6 kg/s
Inlet gas temperature (at 1st stg NZL)	1400 °C
Ditto (at 1st stg BLD)	1312 °C
Inlet pressure	0.98 MPa
Pressure ratio	5.3

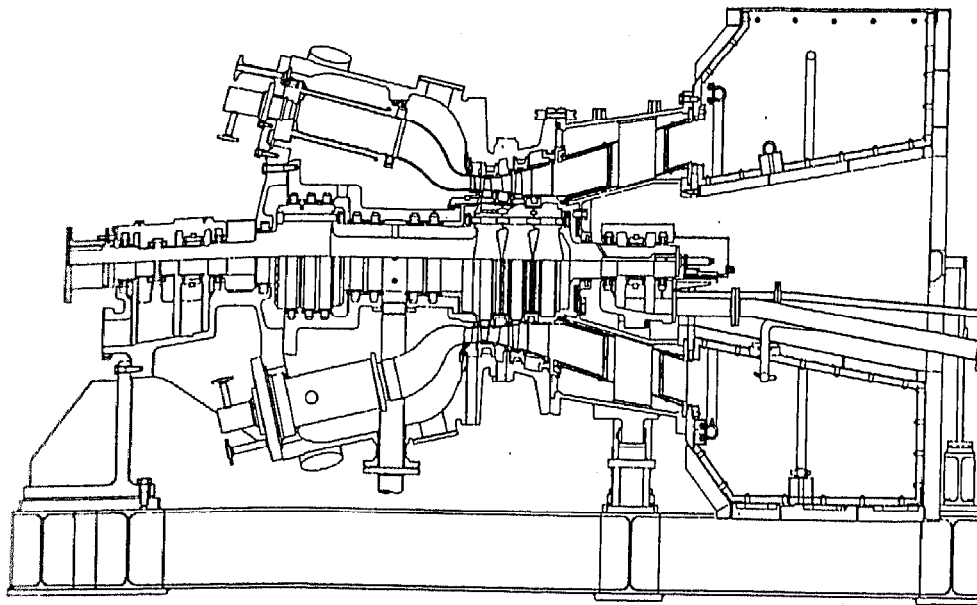


Figure 2-24 Cross section of high temperature turbine

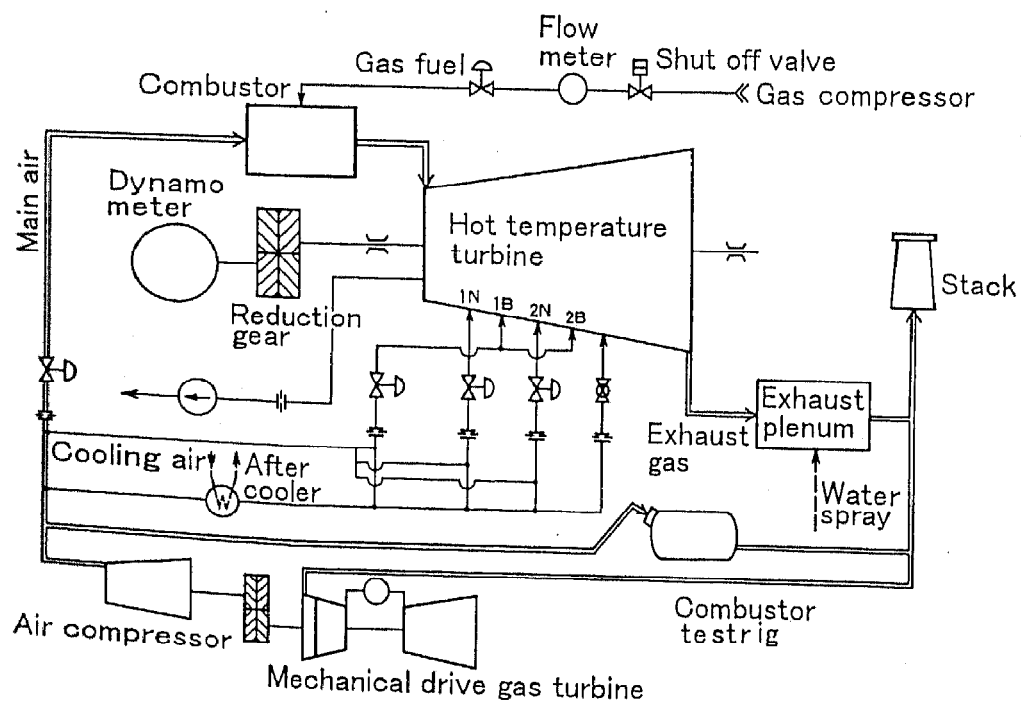


Figure 2-25 Diagram of high temperature turbine test facility

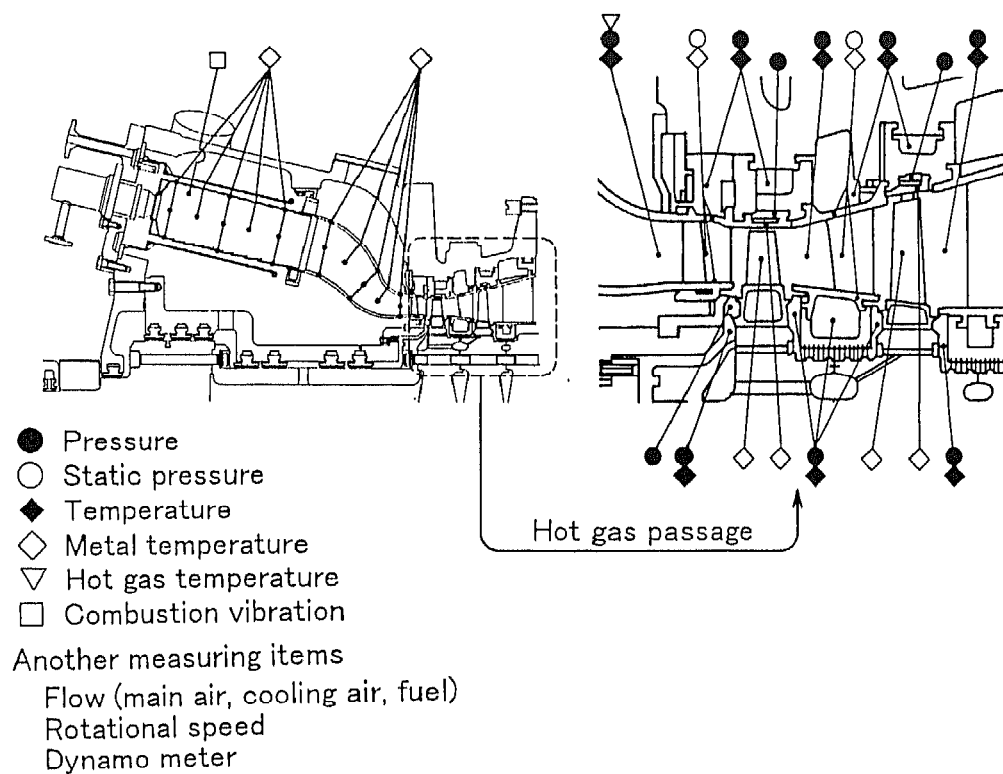


Figure 2-26 Measurement items

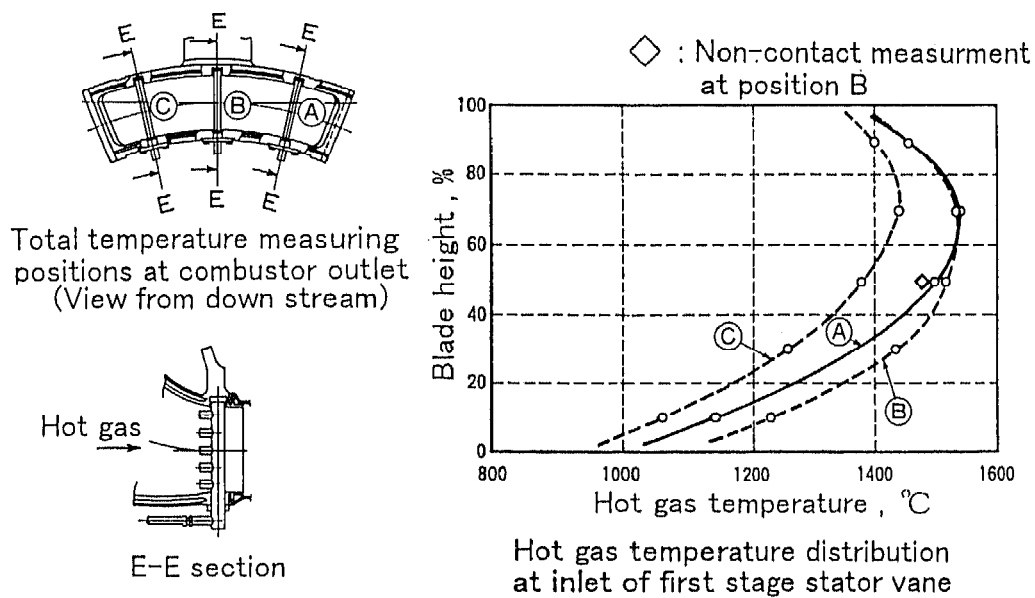
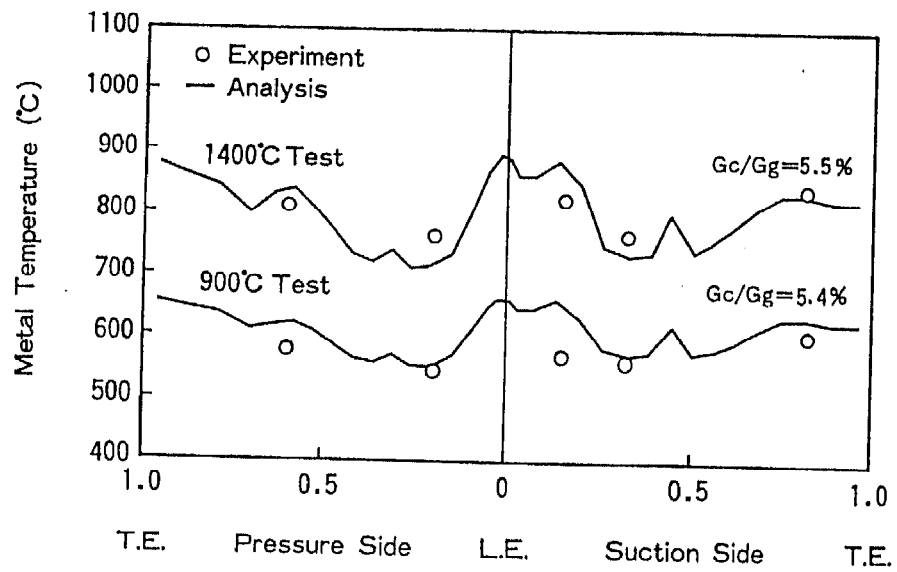
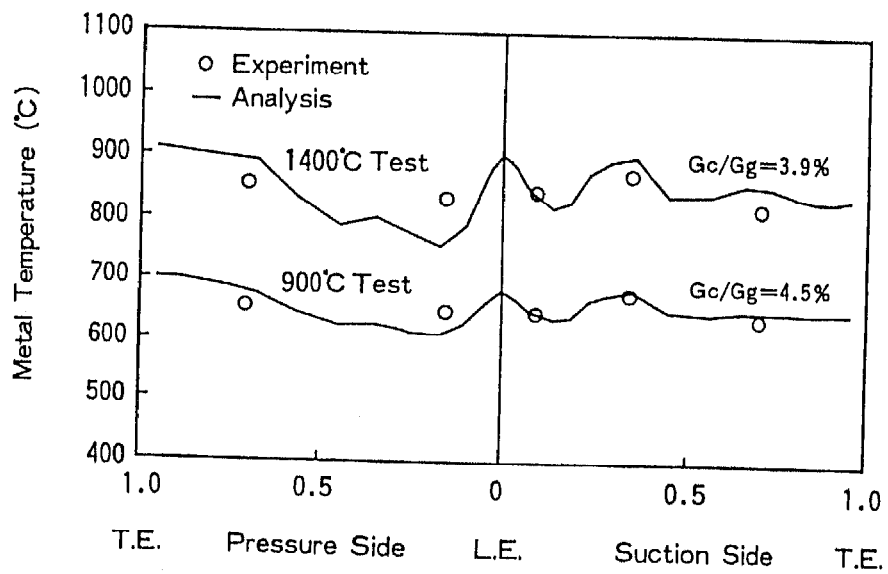


Figure 2-27 Hot gas temperature distribution at inlet of first stage turbine stator vane

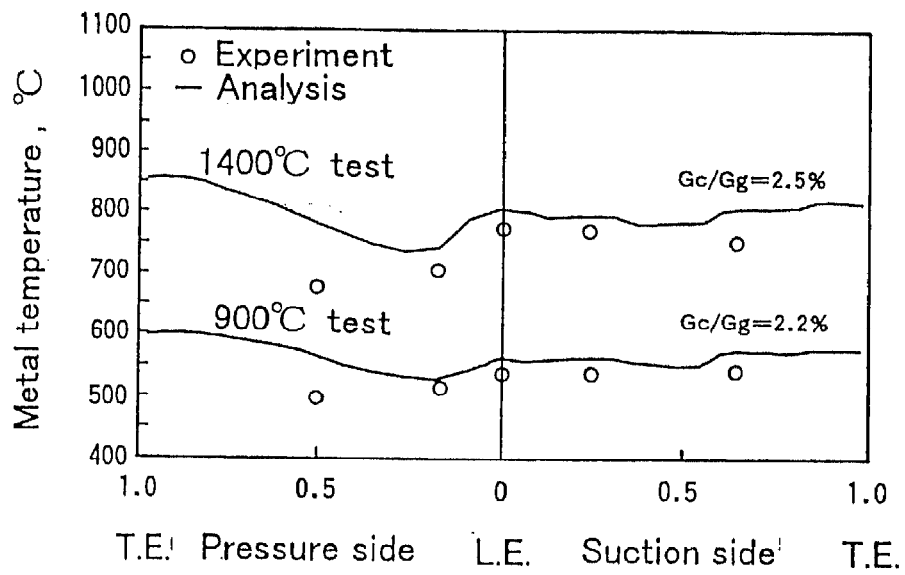


(a) Stator vane

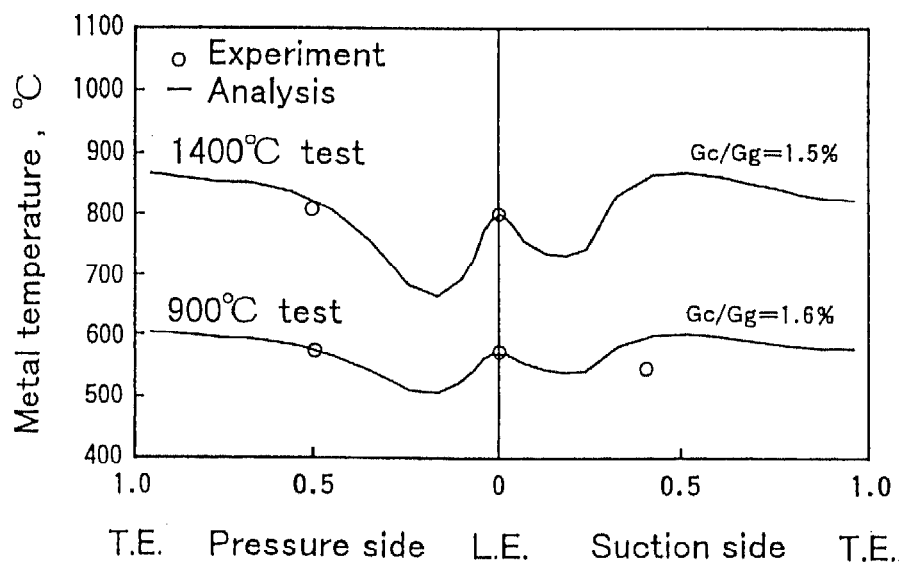


(b) Moving blade

Figure 2-28 Metal temperature distribution of air-cooled first stage turbine blades



(a) Stator vane



(d) Moving blade

Figure 2-29 Metal temperature distribution of air-cooled second stage turbine blades

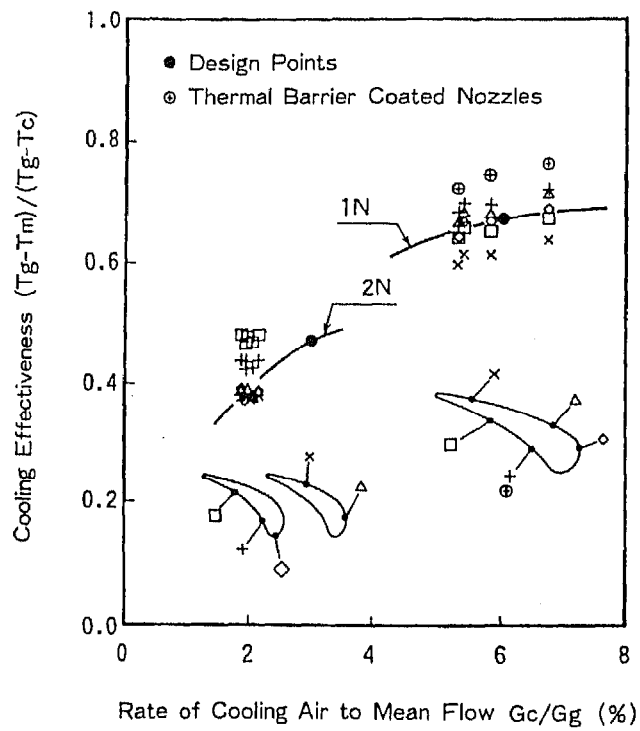


Figure 2-30 Cooling efficiency of turbine stator vanes

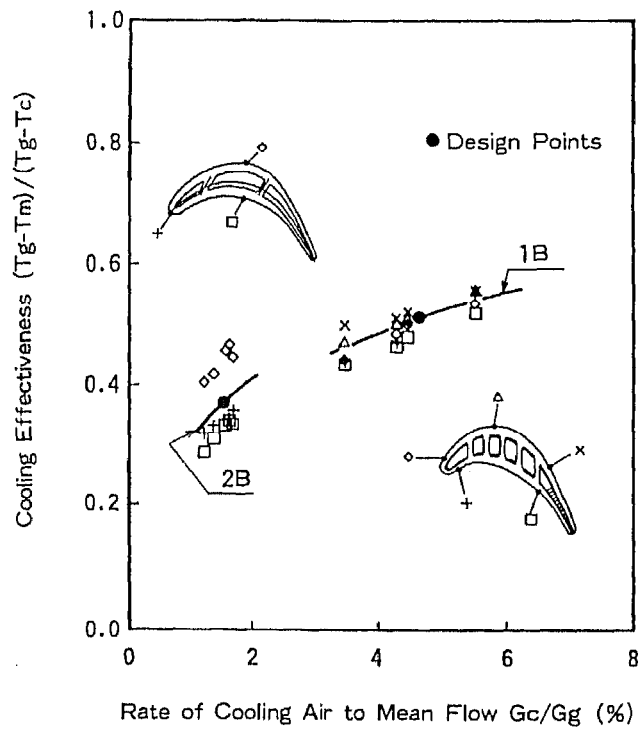
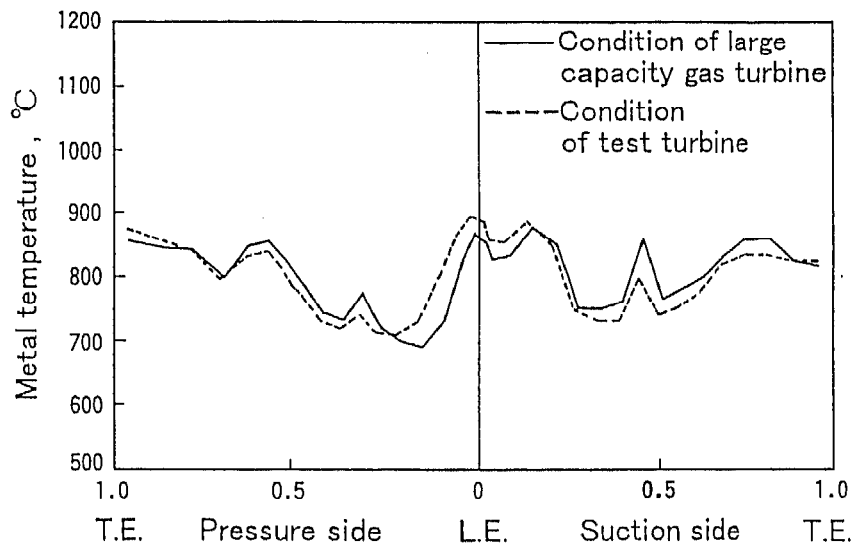
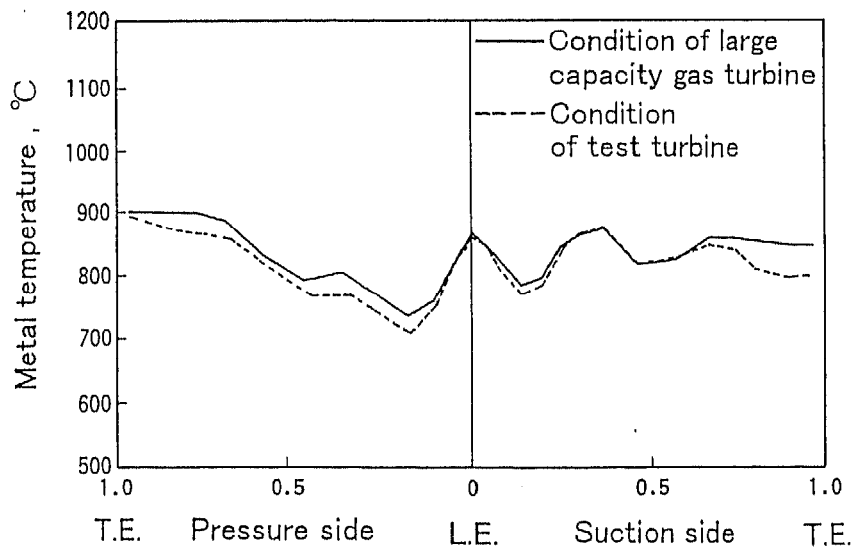


Figure 2-31 Cooling efficiency of turbine moving blades



(a) First stage turbine stator vane



(b) First stage turbine moving blade

Figure 2-32 Estimation of metal temperature distribution for large capacity gas turbine from test results of high temperature turbine

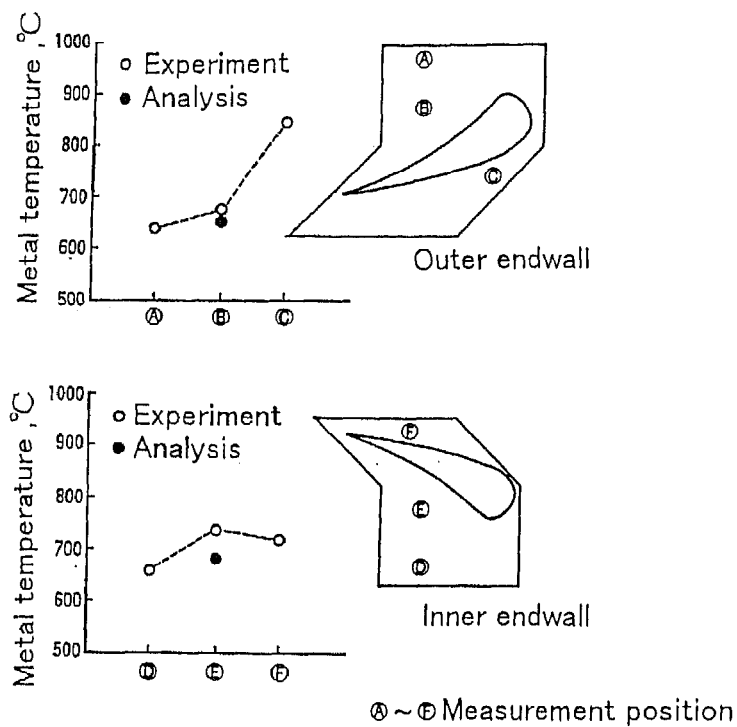


Figure 2-33 Metal temperature distribution of end wall in first stage turbine stator vane

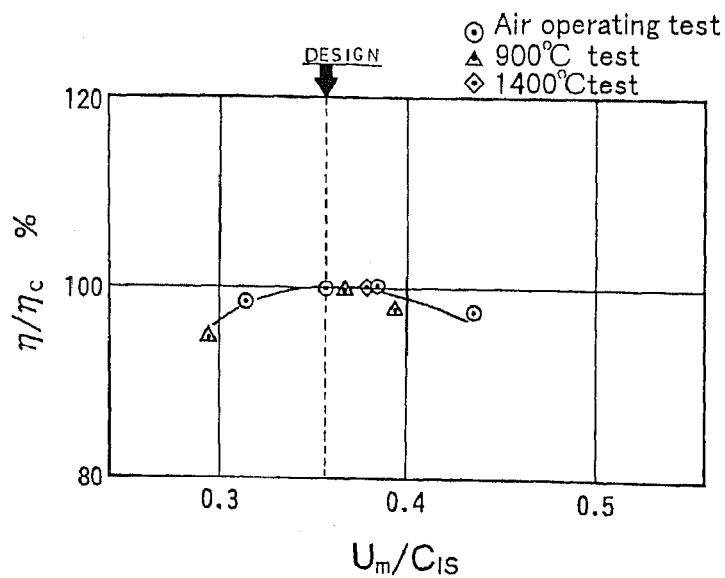


Figure 2-34 Aerodynamic characteristic of air-cooled turbine

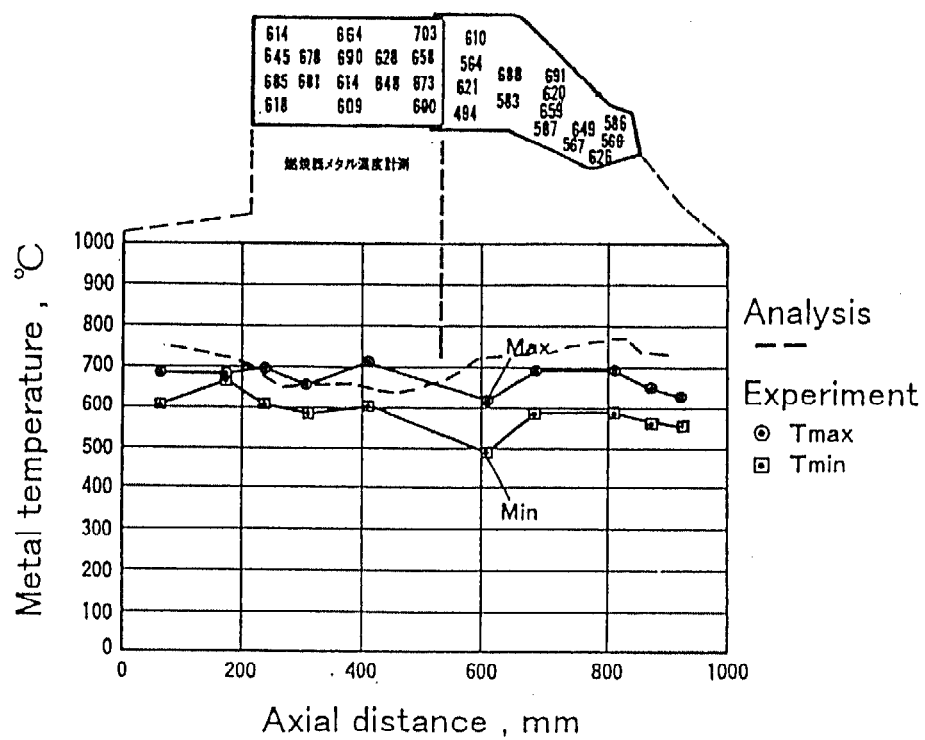


Figure 2-35 Metal temperature distribution of combustion liner and transition piece

2. 6 結言

タービン冷却動翼のサーペンタイン冷却通路を想定した矩形断面形状の 180° 曲り部を持つ往復流路の回転試験を実施して、詳細な熱伝達特性に関する計測を行った。通路内面は、伝熱促進のためのリブをリーディング面とトレイリング面に配している。リブ配置は、流れに対して直交リブと 45° リブであり、同時に、比較のために平滑な流路の試験を行い、リブによる伝熱促進の効果について検討をおこない、次の点を明らかにした。

- (1) 外向き流れおよび内向き流れ通路のリーディング面およびトレイリング面全体の平均 Nu 数は、 45° リブが最も高く、続いて直交リブであり、平滑面が最も低い。
- (2) 平滑面の Nu 数は回転の影響が大きく現われ、回転による伝熱促進効果が大い。
- (3) リブ付きの Nu 数は回転の影響は小さく、特に、 45° リブの場合は影響がほとんど見られない。そして、 45° リブは強い二次流れの発生を誘起して、壁面の Nu 数に大きな分布を与えている。
- (4) 直交リブの熱伝達特性は、傾斜リブに比べて本研究の成果を含め設計データが豊富であり、 1300°C 級タービン動翼の冷却通路には直交リブを採用する。更に高温化を進めた次期 1500°C 級のタービン動翼には、熱伝達特性がより優れた傾斜リブの採用を計画する。

次に、高温タービン試験機に、 1300°C 級ガスタービンの 1, 2 段空冷動静翼を組み込んで、冷却特性に関する試験を実施し、以下の点を明らかにした。

- (1) タービン第 1, 2 段動静翼の翼メタル温度および冷却効率計画通りであることを確認し、同時にその冷却設計法の妥当性を検証することができた。また、タービン空力性能についても、計画値を満足していることを確認した。
- (2) 燃焼器を含めたタービンの高温ガス通路部については、定格のタービン入口温度での運転試験後の分解点検の結果、いずれも正常な状態にあることを確認し、高温運転での信頼性を得ることができた。
- (3) 燃焼器の定格運転におけるメタル温度は平均 650°C であり、計画の 700°C を下回る良好な結果を得た。

本試験で得られたこれらの結果は 1300°C 級高効率ガスタービンの開発に反映できることを確認した。

参考文献

- (1) R. J. Clifford, S. P. Harasgama, , and W. D. Morris, An Experimental Study of Local and Mean Heat Transfer in a Triangular-Sectioned Duct Rotating in the Orthogonal Mode, ASME Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 106 (1984), p661.
- (2) S. Dutta, J. C. Han, and Y. M. Zhang, Influence of Rotation on Heat Transfer from a Two-Pass Channel with Periodically Placed Turbulence and Secondary Flow Promoters, Int. Journal of Rotating Machinery, 1-2 (1995), p.129.
- (3) J. Guidez, Study of the Convective Heat Transfer in Rotating Coolant Channels, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.111(1989), p.43.
- (4) J. C. Han, Y. M. Zhang and K. Kalkueeler, Uneven Wall Temperature Effect on Local Heat Transfer in a Rotating Two-Pass Square Channel with Smooth Walls, ASME Journal of Heat Transfer, Vol.115, No.4, (1993), p.912.
- (5) J. C. Han, M. Zhang and C. P. Lee, Influence of Surface Heating Condition on Local Heat Transfer in a Rotating Square Channel with Smooth Walls and Radial Outward Flow, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.116, No.1, (1994), p.149.
- (6) S. P. Harasgama and W. D. Morris, The Influence of Rotation on the Heat Transfer Characteristics of Circular, Triangular and Square Sectioned Coolant Passages of Gas Turbine Rotor Blades, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.110 (1988), p.44.
- (7) B. V. Johnson, J. H. Wagner, G. D. Steuber and F. C. Yeh, Heat Transfer in Rotating Serpentine Passages with Trips Skewed to the Flow, ASME Journal of Turbomachinery, Vol.116, No.1, (1994), p.113.
- (8) 岡村隆成, 機器の高温化に対応する機能・構造設計の現状と将来動向, 日本機械学会中国四国支部第69回講習会, (1996), p.1.
- (9) S. Mochizuki, M. Beier, A. Murata, T. Okamura and Y. Hashidate, Detailed Measurement of Convective Heat Transfer in Rotating Two-Pass Rib-Roughened Coolant Channels, ASME Paper 96-TA-6, (1996)
- (10) T. Araki 他4名, ASME/JSME, 87-TOKYO-IGTC-63, (1987)
- (11) 大友他4名, 日本機械学会 第67期全国大会講演会, (1989.10)
- (12) 土方常夫, 岡村隆成, 福田雅文, 伊藤勝康, 高温タービン実証試験機による空冷翼の冷却特性について, ガスタービン学会秋季講演会講演論文集, (1990), p.185.

- (13)山脇栄道, 望月貞成, タービン動翼内部対流熱伝達に及ぼす回転の影響, 日本ガスタービン学会誌, 20-80, (1993), p.34.

第3章

ガスタービン運転中の耐熱超合金 IN738LC の劣化
損傷挙動とタービン冷却翼の翼面熱伝達

第3章 ガスタービン運転中の耐熱超合金 IN738LC の劣化損傷挙動とタービン冷却翼の翼面熱伝達

3. 1 緒言

ガスタービン動静翼は高温高速ガス中の過酷な環境下で作動するため、圧縮機吐出の空気を抽気して冷却を行い、かつ耐熱超合金が採用されている。そのため、これら高温部品は、定期点検時に損傷状態に応じて補修を施して運用する形態が取られている。また、これらの高温部品は使用燃料や運用方法あるいは立地環境の影響を強く受けている。本章では、まずガスタービンの実使用条件下での高温部品の劣化損傷状況について述べる。近年、部品管理は、定期検査間隔の延長や寿命延伸そして補修量低減による補修経費の低減を図るために、予寿命診断技術の開発に対する要望が高まっている。そのためには、ガスタービンの運転条件下にある高温部材の劣化挙動を明らかにする必要がある。

これら高温部品が計画段階で意図した条件で作動していることが前提となるが、現状、タービン冷却翼を直接、オンラインでメタル温度等の計測は行われていない。そのため、定期検査などで取り替えられた部品を使って劣化挙動を定量化する評価技術が必要となる。

本章では、高温部品の中で最も過酷な運転環境下にある動翼を取り上げる。動翼材である Ni 基超合金 IN738LC の試験片を作成して時効処理を行い、材料の主強化相である γ' 相の組織観察によって、 γ' 相組織と時効時間および温度との関係を導き出している。この手法を発電運転に供された 1100℃級タービン冷却動翼に適用して、ガスタービン運転中の翼メタル温度を推定する。そして、このメタル温度を基にしてタービン翼面の熱伝達率を求める方法を提案する。運転時間の異なる動翼にこの方法を適用して翼面熱伝達率を解析することによって、運転時間経過による変化の有無を調べる。同時に、運転中に高温酸化を受けた動翼翼面粗度の変化を調べて、面粗度と翼面熱伝達率との関係を求める。

このように、‘材料の評価技術’と‘熱流体解析技術’を組み合わせることによって、翼面粗度－翼面熱伝達率－翼メタル温度の関係を見出し、ガスタービンの運転時間経過に伴った翼メタル温度の変化機構を明らかにする。

3. 2 フィールド運転におけるタービン冷却翼の運転状況と課題

3. 2. 1 高温部品への耐熱超合金の適用と損傷状況

ガスタービン高温部品の使用材料の一例を Table 3-1 に示す。そして、タービン冷却翼の

使用環境と材料に要求される特性を Table 3-2 に示す。静翼は Co 基超合金 FSX-414 や GTD222 が使用されている。動翼は、高い遠心応力を受けるため、クリープ破断強度の高い Ni 基超合金である IN738LC や GTD111 が使用されている。発電運転に供された 1100℃級大型ガスタービンの高温部品の損傷状況を Figure 3-1 に示す。静翼は特に初段において起動・停止の熱サイクル疲労を最も受ける部品であり、運転経過と共に、き裂の進展が見られる。き裂は 2, 3 段と燃焼ガス温度が低くなるにつれて少なくなるが、これらの段落はケーシング側のみで支持される片持梁構造であることから、ガス後流側へのクリープ変形が認められる。

動翼に使用されている IN738LC はクリープ強度として高い特性を示すが、高温腐食や高温酸化の影響を受けやすい材料であり、耐食、耐酸化性を付加するために、翼表面に耐食コーティングが採用されている。コーティングは燃焼ガス温度や使用燃料と共に変化してきたが、初期には、Pt-Al のパックコーティングが施されており、その後、真空プラズマ溶射による MCrAlY 系のコーティングが主流となっている。基材表層部では局所的に顕著な組織変化が認められる一方、翼内部の冷却通路に近い部位の組織変化は比較的小さい。しかしながら、コーティング層は運転時間の経過に伴って劣化が進行しており、コーティング表面状態は、運転初期の平滑な面から次第に荒れた面状態に変化している。また、コーティング層にはき裂が発生しており、さらにコーティング材の Al 成分が基材への拡散による濃度の低下と基材側での劣化層の形成が一部で認められている。

3. 2. 2 ガスタービン運転中のタービン冷却翼の状態

タービン冷却翼設計において、翼メタル温度を所定の温度範囲に収めるためには、冷却通路側の熱伝達率の推定精度はもちろんのこと、翼面の熱伝達率についても同様に、その精度がきわめて重要である。タービン翼間の流れは非常に複雑で、翼面境界層の層流から乱流への遷移や二次流れ、そして燃焼器出口での主流乱れが翼面の熱伝達率に大きな影響を与えることが知られており、熱伝達率を求めるための種々の方式やモデル化の提案や評価が行われている⁽¹⁾⁽²⁾。動静翼干渉のような周期的変動のある流れ場での熱伝達率への影響についても、試験タービンや非定常解析による研究が行われている⁽³⁾⁻⁽⁶⁾。しかしながら、ガスタービン運転時のタービン冷却翼翼面の熱伝達率の計測や、さらには、熱伝達率の経時的な変化の計測は例をみない。

タービン動翼材である Ni 基超合金の高温雰囲気下での時効効果による組織変化を利用して、時効温度と時間の関係が求められている⁽⁷⁾。本章では、この方法を運転稼働しているガ

スタービンの初段動翼に適用して運転中のメタル温度を求めると同時に、運転条件から動翼の温度解析を実施して、その解析結果と材料の組織変化から求めたメタル温度を比較することによって、ガスタービン運転状態でのタービン冷却翼の翼面熱伝達率が得られる方法を提案している⁽⁸⁾。

この方法によって、運転時間の異なる初段動翼の組織変化からメタル温度を推定して翼面熱伝達率を求め、運転時間経過に伴ったメタル温度上昇と翼面熱伝達率の増加の関係について検討している。タービン動翼の翼面熱伝達率が増加する要因として、翼面の粗度が時間経過に従って大きくなり、これによって翼面熱伝達率が増加したと推定される。

ここでは、タービン動翼のメタル温度の上昇に関して、翼面熱伝達率に対する面粗度の影響を調べるために、運転に供された初段動翼の面粗度を計測して、翼面熱伝達率の解析を行っている。面粗度は運転時間経過に伴って増加する部位が観測されており、この面粗度の増加と翼メタル温度上昇との関連性を検討している⁽⁹⁾。

従来、タービン冷却翼の設計開発段階では、ガスタービンの運転中にタービン翼面の熱伝達率は変化することなく、翼メタル温度も変化しない条件で取り扱われている。従って、翼メタル温度が運転中に上昇していると、翼面の高温酸化の加速化やクリープ破断強度の低下が起こり、タービン翼は寿命の低下を来すことになる。これはガスタービン運用における運転信頼性と経済性の低下を招くため、タービン冷却翼の翼面粗度やメタル温度の保守管理が重要な課題であることを提示している。

Table 3-1 Material for gas turbine hot parts

Parts	Chemical composition (%)											
	Cr	Ni	Co	Fe	W	Mo	Ti	Al	Nb	C	B	Ta
Moving blade												
U500	18.5	Bal.	18.5	—	—	4.00	3.00	3.00	—	0.07	0.006	—
IN738	16.0	Bal.	8.3	0.2	2.6	1.75	3.40	3.40	0.9	0.10	0.001	1.75
GTD111	14.0	Bal.	9.5	—	3.8	1.50	4.90	3.00	—	0.10	0.010	2.80
Stator vane												
FSX414	29.0	10.0	Bal.	1.0	7.0	—	—	—	—	0.25	0.010	—
GTD222	22.5	Bal.	19.0	—	2.0	—	2.30	1.20	0.8	0.10	0.008	1.00
Combustor												
Hast. X	22.0	Bal.	1.5	1.9	0.7	9.00	—	—	—	0.07	0.005	—
Nim. 263	20.0	Bal.	20.0	0.4	—	6.00	2.10	0.40	—	0.06	—	—

Table 3-2 Operating conditions and required material characteristics
for turbine cooling blades

<u>Operating conditions</u>	<u>Required material characteristics</u>
• Hot gas, Centrifugal force, Gas bending ———	Creep rupture strength
• Start & stop operation —————	Low cycle fatigue
• Turbulence intensity —————	High cycle fatigue
• Foreign object —————	Toughness
• High speed flow, particle —————	Erosion
• Contaminant —————	Corrosion

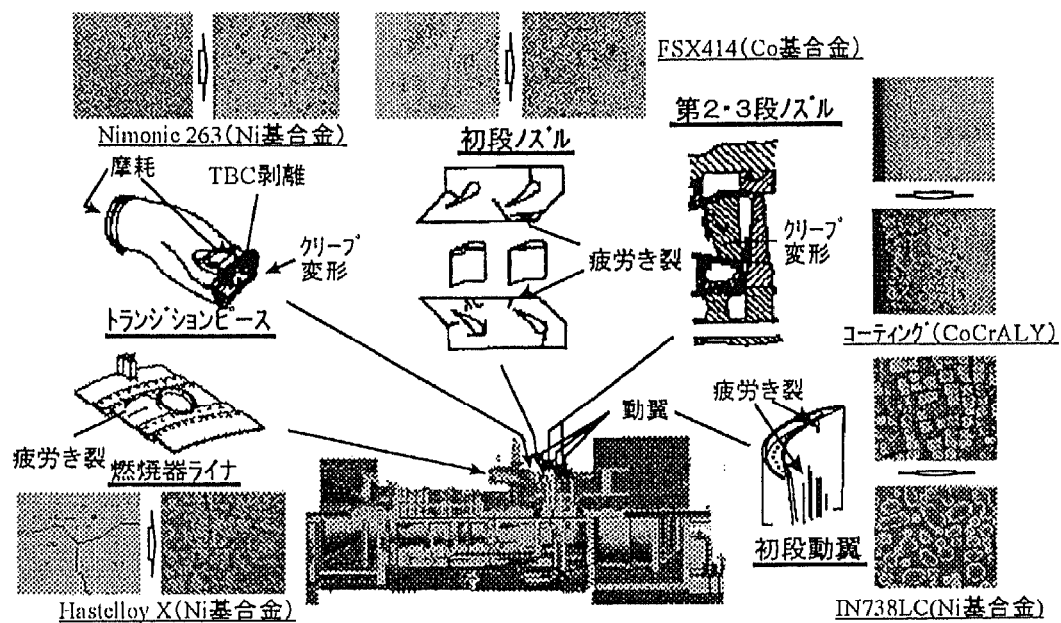


Figure 3-1 Deterioration of gas turbine hot parts

3. 3 ガスタービン運転におけるタービン冷却翼の温度推定と翼面熱伝達率の解析

3. 3. 1 タービン初段動翼の翼面熱伝達率解析の流れ

解析の対象であるタービン初段動翼を Figure 3-2 に示す。植込部から翼有効部のチップまで多数の冷却孔を有する比較的単純な構造の多孔式冷却翼である。発電運転に供された約 20000h 運転のタービンロータと約 34000h 運転のタービン初段動翼の外観を Figure 3-3 に示す。運転時間が 20000h 以上の翼の有効部表面の観測で、背側および腹側の中央スパン近傍は植込部近くや先端部に比べて温度上昇したと思われるテンパーカラーが見られ、表面の粗さも増加している状態が見られる。

タービン動翼の翼面熱伝達率の解析の流れを Figure 3-4 に示す。図中の (a) はタービン翼材の試験評価、(b) はタービン翼の組織観察、そして (c) はタービン翼の熱伝達率、温度解析であり、それぞれの流れは次の通りである。

- (a) 動翼材である Ni 基超合金 IN738LC の供試材を長時間時効して、主強化相である γ' 相の組織変化を観察し、 γ' 相平均粒径の成長と時効時間および時効温度との関係式を導く。
- (b) 定格負荷で運転稼働したタービン動翼の組織観察を行ってこの関係式を適用することにより、動翼メタル温度 T を求める。
- (c) 運転条件から動翼メタル温度 T' を計算する。計算に際しては、主流ガスの半径方向の温度分布 T_g と翼面熱伝達率 α_g 、そして冷却空気の供給温度 T_a と冷却通路部の熱伝達率 α_a を与える。これら計算条件の内、 T_g と T_a は比較的精度よく与えることができ、また、冷却通路部は半径方向の単純な円管形状なので、翼内部の熱伝達率 α_a も比較的高い精度で見積ることができる。しかしながら、翼面熱伝達率 α_g は翼間の流れが非常に複雑なために不確定な要因が多い。

以上の流れに従って、材料の組織変化から求めたメタル温度 T と運転条件から計算で求めた温度 T' を比較する。翼面熱伝達率 α_g を変化させて、 T' が T と一致したときが求める値である。このような手順によってガスタービン運転時の動翼の翼面熱伝達 α_g を解析することができる。

3. 3. 2 タービン翼材 IN738LC の時効効果試験

(1) 供試材

実験に供した鋳造 Ni 基超合金 IN738LC の化学組成を Table 3-3 に示す。インベストメントキャスティングにより鋳造した試験材を 1393K で 2h 保持後、Ar ガス急冷の溶体化処理

と 1106K で 24h の時効処理を施して、次の処理に供した。長時間時効処理温度は実機の運転温度を考慮して、1023K, 1073K, 1123K, 1173K の 4 条件の各温度で 1000h, 3000h, 10000h, 24000h の保持を行った。また、1173K, 98Mpa のクリープ試験条件で 2500h, 5000h, 7500h の中断材および破断材 (1440.8h) を作製し、そのクリープ損傷が組織に及ぼす影響についても検討を行った。

組織観察は、マープル試薬でエッチングした後、2 段レプリカ法を用い、透過電子顕微鏡で特に本材料の主強化相である γ' 相 $[\text{Ni}_3(\text{Al,Ti})]$ に着目して観察を行った。その後、画像処理解析を施し、結晶粒内に析出した γ' 相の面積率、粒径および析出密度を求めた。

(2) 時効の影響

IN738LC 時効材の組織観察結果を Figure 3-5 に示す。未時効状態では、平均約 $0.4 \mu\text{m}$ の立方状 γ' 相の間に平均約 $0.02 \mu\text{m}$ の微細な球状 γ' 相の析出がみられるが、時効と共に微細 γ' 相は消失し、また、立方状 γ' 相は丸みを帯びて粗大化する傾向が認められる。この粒内に析出した γ' 相を画像処理解析した結果を Figure 3-6 に示す。単位面積当りに析出した γ' 相の面積率は時効により変化しないが、析出密度は減少し、それに伴い平均粒子径は大きくなる傾向が認められた。この平均粒径の 3 乗を各時効温度ごとに時効時間で整理したものを Figure 3-7 に示す。いずれの時効温度の結果も非常によい直線性が認められ、時間の $1/3$ 乗則に従うオストワルド成長を示した。これにより、Lifshitz-Slyozov-Wagner の理論⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾を用いて次式からその成長速度を求めた。

$$d^3 - d_0^3 = b t \quad (3.1)$$

$$b = 64 \gamma_e D c_0 V_m^2 / 9kT$$

ここで、 d , d_0 は時効材と未時効材の γ' 相平均粒径、 t は時効時間、 γ_e は γ/γ' 界面エネルギー、 D は γ 相中の γ' 相溶質元素の拡散係数、 c_0 , V_m は γ' の平衡濃度と体積率、 k はボルツマン定数、 T は時効温度である。 γ_e , c_0 , V_m の温度依存性は小さいと仮定し、 D_0 を振動数項とすると、 D は

$$D = D_0 \exp(-Q_d / kT) \quad (3.2)$$

とおけることから、縦軸を $\ln(bT)$, 横軸を $-1/T$ で整理すると、Figure 3-8 に示す直線関係が得られ、 γ' 相の成長速度は次式で示すことができる。

$$d^3 - d_0^3 = C/T \cdot \exp(-Q_d / kT) t \quad (3.3)$$

$$C = 4.35 \times 10^4, \quad Q_d = 2.33 \times 10^{-19} \text{ J}$$

ここで、 Q_d は γ' 相中の溶質元素の拡散エネルギーを示すが、 $2.33 \times 10^{-19} \text{ J}$ とNiあるいはNi-Al中のAlあるいはTiの拡散の活性化エネルギー($4.28 \sim 4.49 \times 10^{-19} \text{ J}$)と類似した値を示した。Figure 3-9に計算結果と実測値の相関を示す。両者にはよい相関が得られている。特に、長時間時効では、標準偏差は13.5 Kと推定の精度は高い。

(3) 応力の影響

次に、1173K、980Mpaの試験条件で、途中2500h、5000h、7500hで中断した試験材と破断材を作成し、粒内 γ' 相の成長に及ぼす応力の影響を調査した。ここでは、試験中応力の影響を受けなかったチャック部との比較のもとで評価を行っている。応力の影響を受けた平行部の組織観察結果をFigure 3-10に示す。なお、応力方向と組織変化の相関を見るため、ここでは試験片の応力負荷方向が本ページの上下になるように作成した。組織は結晶粒内でも比較的形状変化の著しい粒界近傍から採取したが、応力軸にほぼ垂直方向に成長するラフト組織が認められた。この組織は試験時間と共に成長し、破断材において最も顕著に現れた。

粒内 γ' 相の画像処理解析結果をFigure 3-11に示す。ここでは、クリープ中断材と破断材の解析結果を応力の影響を受けた平行部と受けないチャック部に分けて整理したが、面積率、析出個数密度および平均 γ' 相粒径共ほぼ同等の値を示しており、これらの値に及ぼす応力の影響は認められなかった。

以上によって、長時間の時効材の組織観察を行うことにより、高精度で、かつ、応力の作用にかかわらず、時効時間が分かれば、使用条件下での材料の温度を推定することができる⁽¹²⁾。

3. 3. 3 翼面および冷却通路の熱伝達率解析

(1) 翼面熱伝達率

翼面の熱伝達率を求めるための計算は、境界層の積分法とレイノルズ平均ナビエ・ストークス方程式(Reynolds Averaged Navier-Stokes equation: RANS)による方式で行う。積分法の計算は、解析コードの乱流遷移判定に基づく場合(解析1)と境界層全域を乱流とした場合(解析2)の2ケースで、RANSの解析コードはSTAN-5をベースコードとして、これに2方程式乱流モデルを組み込んだものであり⁽¹³⁾⁽¹⁴⁾、この計算(解析3)の計3ケースを行う。

RANSによる熱伝達率解析のための数学モデルを以下に示す。2次元境界層の連続の式と

運動量およびエンタルピー方程式を示す。

$$\partial(\rho U)/\partial x + \partial(\rho V)/\partial y = 0 \quad (3.4)$$

$$\rho U \partial U / \partial x + \rho V \partial V / \partial y = -dp/dx + \partial(\mu \partial U / \partial y - \rho uv) / \partial y \quad (3.5)$$

$$\rho U \partial I^* / \partial x + \rho V \partial I^* / \partial y = \partial \{ -(K/C) \partial I^* / \partial y - \rho iv + \mu \partial (U^2/2) \} / \partial y \quad (3.6)$$

ここで、 I^* は全エンタルピーで $I^* = i + U^2/2$ で、 i は静エンタルピーである。 U と V は x , y 方向の速度成分、 u , v は変動速度、 ρ は密度、 μ は粘性係数である。

Boussinesqの仮定のもとで、乱流せん断応力 ρuv と熱流束 ρiv は次のように表わされる。

$$-\rho uv = \mu_t \partial U / \partial y \quad (3.7)$$

$$-\rho iv = \mu_t Pr_t \partial I^* / \partial y \quad (3.8)$$

Pr_t は乱流プラントル数であり、渦粘性係数 μ_t は乱流運動エネルギー k とその拡散率 ε で示される。

$$\mu_t = \rho C_\mu f_\mu k^2 / \varepsilon \quad (3.9)$$

$$\varepsilon = \varepsilon - D \quad (3.10)$$

k と ε は次の式で示される。

$$\rho U \partial k / \partial x + \rho V \partial k / \partial y = \partial \{ (\mu + \mu_t / \sigma_k) \partial k / \partial y \} / \partial y + PK - \rho \varepsilon \quad (3.11)$$

$$\rho U \partial \varepsilon / \partial x + \rho V \partial \varepsilon / \partial y = \partial \{ (\mu + \mu_t / \sigma_\varepsilon) \partial \varepsilon / \partial y \} / \partial y + (\varepsilon / k) (C_{\varepsilon 1} PK - \rho C_{\varepsilon 2} f_2 \varepsilon) + E \quad (3.12)$$

ここで、 PK は乱流の生成項であり、 $PK = \mu_t (\partial U / \partial y)^2$ で定義される。 $k-\varepsilon$ 乱流モデルの低レイノルズ数バージョンの改良型であり、主流乱れと圧力勾配のある条件で層流から乱流への遷移を含めた境界層を取り扱っている。計算はPatanker-Spaklingによる有限体積境界層計算法を採用している。

上記計算に必要な翼周り速度分布は、動翼出入口の計算条件を与えて2次元非粘性解析コードを使用して計算する。各翼断面のメッシュ分割数は1642である。動翼出口の相対速度と動粘性係数および翼の代表コード長で定義されるレイノルズ数 Re はスパン方向で多少異なるが、 $1.08 \sim 1.23 \times 10^6$ の範囲にある。

翼面熱伝達率の計算結果を代表的な96%, 49%, 3%の3スパンについてFigure 3-12に

示す。ヌッセルト数 Nu は熱伝達率と翼の代表コード長および動翼出口主流ガスの熱伝導率によって定義される。横軸は前縁を起点として後縁までの背側、腹側の翼面に沿ったコード位置を示している。前縁部の熱伝達率は両解析コード共、円柱として取り扱われており、この値は主流乱れを考慮して、乱れが0%の場合に比べてスパン方向で多少異なるが、ほぼ1.4倍高い値となっている。背側では、(解析1)の乱流遷移は翼コードの20~30%で起こり、チップに近いスパンでのみ30~50%である。乱流遷移以降の熱伝達率は(解析2)とほぼ同じ値を取る。(解析3)の乱流遷移は、翼コードの20~40%で起こり、ルートに近いスパンでのみ10%近傍で起こっている。これら遷移点は(解析1)と多少異なるが、層流と乱流境界層での熱伝達率はほぼ同一レベルの値を示している。

一方、腹側では、(解析1)の乱流遷移は全スパンで翼コードの10~25%で起っている。熱伝達率は、(解析2)と比べると翼コード中央まではほぼ同一レベルであるが、それ以降の後縁にかけては(解析2)の方が大きな値を取る。(解析3)の乱流遷移は翼コードの5%~15%で起り、(解析1)に比べて遷移は多少早く起っている。(解析3)の熱伝達率は遷移以降、翼コード中央までは(解析1)よりも大きな値を取るが、それ以降後縁にかけては小さくなっていく。

エンドウォールについては、動翼入口のロータ側からシール空気がエンドウォールの面に沿って主流側に流れるので、これを膜冷却として取り扱う。その他動翼植込部端面の熱伝達率は回転円盤として、冷却空気雰囲気での条件で求める。

(2) 冷却通路熱伝達率

動翼の冷却は多孔方式なので、熱伝達率は円管乱流の式として Colburn の式によって求める。ただし、回転場の影響を考慮する。冷却空気側の計算はあらかじめ、動翼植込部の冷却空気通路部入口の全温、全圧および出口の静圧の条件から、ガス側からの熱流束とポンピング作用を考慮した冷却空気の流量と冷却通路部を通る間の温度上昇を同時に求めることが出来る1次元の解析コードを使用する。冷却空気は温度上昇によって流速が増加するので、半径方向に沿って熱伝達率も増加する。

回転場における熱伝達はレイノルズ数 Re とプラントル数 Pr の他にロスビー数 Ro とグラスホフ数 Gr の影響を受けており、サーペントインや直管の冷却構造を有する回転試験装置で熱伝達の特性が調べられている⁽¹⁵⁾⁻⁽²⁰⁾。冷却空気が翼のルート側からチップ方向に流れる場合には、冷却面の熱伝達率は回転方向との位置関係によって異なり、熱伝達率は回転方向と同じ方向の面で最も小さく、その逆の面で最も高くなる。そして、その両サイドはこれら

の中間の値を取る。タービン動翼の作動条件からレイノルズ数 Re 、ロスビー数 Ro とグラスホフ数 Gr を求めて、回転場での熱伝達率を非回転の直管の熱伝達率と比較すると、文献によって多少異なるが、ほぼ 1.0～1.3 倍の値が得られるので、ここでは、1.2 倍の値を採用する。

冷却側の熱伝達率の増加にともなって熱流束が増加するので、冷却空気の温度上昇が早くから始まり、冷却空気流量は非回転に比べて多少減少するが、翼表面のメタル温度はルートからスパン中央にかけて約 11K 程度、チップ側では約 5K 程度低下している。このように冷却通路部の入口、出口の圧力、温度条件が決められている場合には、冷却側の熱伝達特性は熱伝達率の増加と冷却空気流量の減少が相殺することになるので、回転場の影響は余り出て来ないことがわかる。

以上、直管の熱伝達率を求める式の精度は高く、そしてメタル温度に対する回転場の影響も小さいことが分かった。したがって、冷却空気側の条件設定の精度は充分高く、これでタービン翼面の熱伝達特性評価の条件が整ったことになる。

3. 3. 4 翼メタル温度の解析

タービン動翼のメタル温度解析は、上記翼面熱伝達率の 3 ケースの計算結果とこれに対応した冷却側の熱伝達率と冷却空気温度を使用して行う。動翼への冷却空気供給温度として 615K を与える。さらに、計算に必要な主流ガス温度分布については、前章の高温タービン試験装置での計測結果等を参考にして設定する⁽²¹⁾。タービン初段動翼入口の半径方向のガス温度分布を Figure 3-13 に示す。パターンファクタ $[(最高ガス温度 - 平均ガス温度) / (平均ガス温度 - 冷却空気供給温度) \times 100\%]$ は 7.1% であり、最高ガス温度は 56% スパンの位置にある。温度解析は定格運転条件で汎用の有限要素法解析コード NASTRAN を使用して 3 次元定常解析を行った。要素分割数は 1450、節点数は 1254 である。

3. 3. 5 翼面熱伝達率の解析結果

運転時間 t_1 (～10000h) と t_2 (～20000h) の 2 種類のタービン初段動翼について、99, 59, 19% スパンの翼断面とエンドウォール部の組織観察を行った。翼の製造工程が同じでも、翼の部位によって材料組織が異なるので、未使用翼についても上記運転に供された翼と同一の位置での観察を行った。このタービン動翼には耐酸化性を高めるために耐食コーティングが施工されており、長時間運転によって翼表面で Al の拡散や金属間化合物の生成による組織変化が起きているので、組織観察はコーティング層との反応の影響を受けていない翼表面から 1.0 mm 内部の位置を選定した。計測部位は各スパン共、前縁、後縁で各 1 点、背側、

腹側で各 5 点の 1 スパン当り計 12 点、エンドウォールで 4 点である。次に、時効材の試験によって得られた γ' 相の成長速度式 (3)式を使って、 γ' 相の平均粒径 d , d_0 と運転時間 t を与え、翼のメタル温度 T を求めた。

翼の組織変化から求めた翼表面のメタル温度の結果と温度解析の結果を、99, 59 および 19% スパンについて Figure 3-15 に、エンドウォールの翼間中央部の入口から出口にかけての表面温度の結果を Figure 3-16 に示す。ここで、基準温度として、(解析 2) で求めた 59% スパンの翼表面メタル温度の平均値を採用している。材料組織からの計測値は t_1 , t_2 運転共、59% スパンで最も高く、続いて 99%, 19% スパンである。そしてどのスパンでも t_1 運転の温度よりも t_2 の方がほぼ一様に高い値を示している。特に、前縁とその近傍および後縁そして 59% スパンの腹側後方でその差が大きい。

それぞれのスパンについて以下に述べる。まず 99% スパンでは、3 ケースの計算結果は前縁部でほぼ同じ値を取る。これは全スパンを通して 3 ケースの解析共、前縁の熱伝達率を同じ値としていることによる。背側の前縁近傍では、(解析 2) が他の計算よりも高い値を示しており、中央から後縁にかけては 3 者ほぼ同じ値になる。腹側では全域にわたって 3 者ほぼ同じレベルの値となっている。 t_1 計測値は前縁と後縁で計算値よりも低い値となっているが、背側、腹側共ほぼ一致している。 t_2 計測値は t_1 計測値に比べて全域で高い値を示しており、特に、前縁、後縁で差が大きく、また、背側、腹側全域で計算値よりも高く、特に、前縁近傍で計算値との差が大きい。

次に、59% スパンにおいて、背側では前縁から翼中央部にかけて (解析 2) が (解析 1, 3) よりも高く、後縁にかけては 3 者ほぼ同じ値である。腹側では後方で 3 者は多少の違いが生じている。 t_1 計測値は、前縁で計算値よりも低い値となっているが、背側では全域で (解析 2) とよく一致しており、腹側では前縁から中央にかけて計測値は計算値よりも大きく、中央から後縁にかけては計算値よりも小さい。 t_2 計測値は 99% スパンと同様、 t_1 計測値に比べて全域で高い値を示しており、特に、前縁および背側では中央部を除く領域、腹側では中央から後縁にかける領域で高くなっている。

19% スパンにおいて、背側の前縁近傍で (解析 2) は (解析 1, 3) よりも高く、中央部では (解析 1, 2) は (解析 3) よりも高い値を取る。 t_1 計測値は背側、腹側全域にわたって計算値よりも低い値を示し、上記の 2 スパンと異なった傾向を示している。 t_2 計測値は t_1 計測値に比べて前縁で多少高くなるが、背側ではほぼ同レベルで腹側では中央から後縁にかけて高い値となる。

そしてエンドウォールについては、計算値は 3 ケース共ほとんど同じ結果であり、（解析 1）の結果を示しているが、 t_2 計測値とよく一致している。計算値が入口から出口にかけて温度上昇して出口側で低下しているのは、動翼端面がシール空気によって冷却されている条件によるものである。

3. 3. 6 考察

Figure 3-15 の翼メタル温度分布の計測および計算結果からこのメタル温度に影響を与える要因について検討を行う。

まず、翼のチップから中央にかけて、すなわち、99%、59% スパンにおいて背側、腹側共、（解析 2）の計算結果が t_1 計測値とほぼ一致していることから運転時の翼面熱伝達率はこの解析による見積りが妥当であると判断できる。（解析 2）は翼面の境界層が全乱流としていることから、実際の流れにおいても境界層の遷移のモードはバイパス遷移であることが予想される。バイパス遷移はタービン初段静翼後流の規則的な主流の乱れによって発生し、通常境界層遷移の場合に比べて熱伝達率が増加し、この部位のメタル温度の上昇を招くことになる。解析コードには、主流乱れ強さの影響は前縁部の熱伝達率と乱流遷移に対しては組み込まれているが、上記のタービン動静翼干渉による乱れの影響は考慮されていない。最近、タービン回転試験による静翼後流の乱れの熱伝達率への影響や動静翼の非定常流れ解析の研究が行われており、その促進効果が認められつつある。

t_2 計測値は t_1 運転の値に比べて翼面全体で相対的に高い値を示していることが認められており、その理由として翼面の熱伝達率が運転時間経過に伴って上昇しているものと推測される。そこで、（解析 2）の翼面の熱伝達率を 2 倍にして翼の温度計算を行った。ただし、前縁での温度は計算値と t_2 計測値の両者がよく一致しているので同じ値としている。計算の結果を先程の Figure 3-15 に示している。背側では前縁および後縁近傍で計算値と計測値はよく一致するようになるが、中央部では計算値の方が高くなってしまふ。腹側では両者はほぼ一致する領域と計測値の方がまだ多少高い領域がある。この結果から、長時間の運転状態にあるタービン動翼の翼面熱伝達率は、背側では 2 倍あるいはそれ以下、腹側では 2 倍あるいはそれを多少越える値を持つものとみなすことができる。

このように時間経過に伴って翼メタル温度が高くなる現象が、ガスタービン発電運転に供されたタービン冷却翼で観測された。また、その要因として、翼面熱伝達率が局所的に 2 倍程度の上昇していることが推測される。

一方、ルートに近い 19% スパンでの t_1 、 t_2 計測温度はほぼ全域でどの計算値よりも低い

値を示している。これは翼面の熱伝達率の見積りが大き過ぎるとするよりも、主流のガス温度が実際よりも高く見積られていたとする方が妥当と思われる。その理由として、半径方向のガス温度分布は翼間での主流ガスの二次流れで翼コード方向で変化していることが充分予測されるが、本解析では温度分布をどのコード位置でも一定としているので、メタル温度の計測値と計算値の違いが生じていると考えられる。

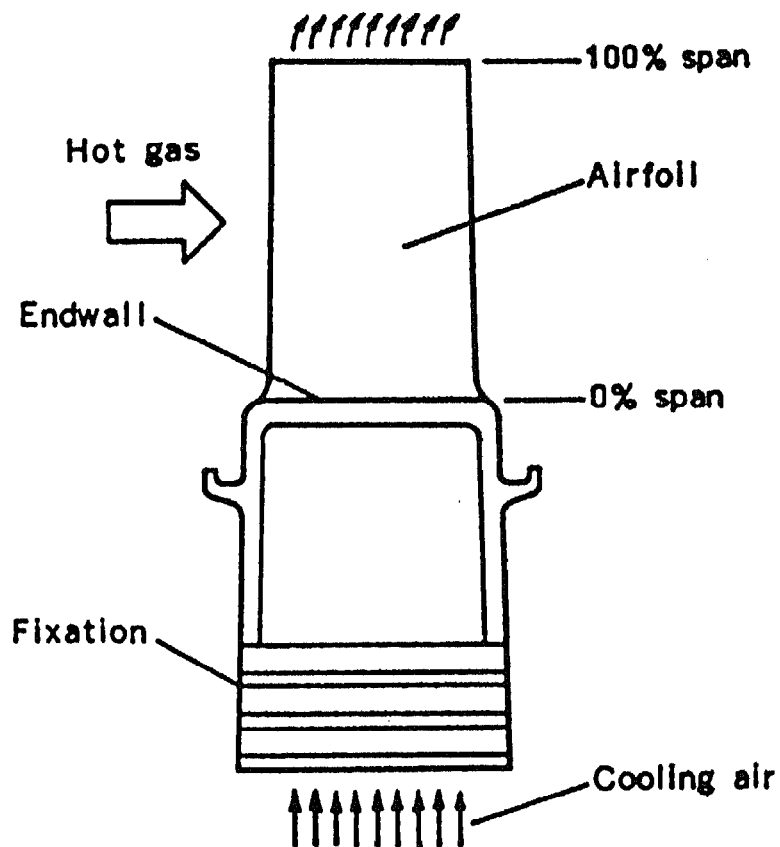
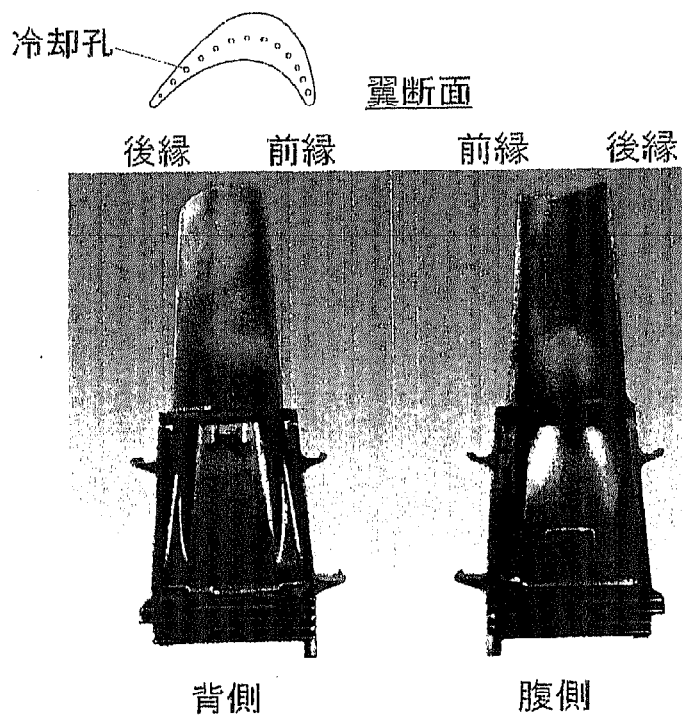


Figure 3-2 First stage turbine air-cooled moving blade



(a) Turbine rotor



(b) First stage turbine moving blade

Figure 3-3 Appearance of served turbine moving blades

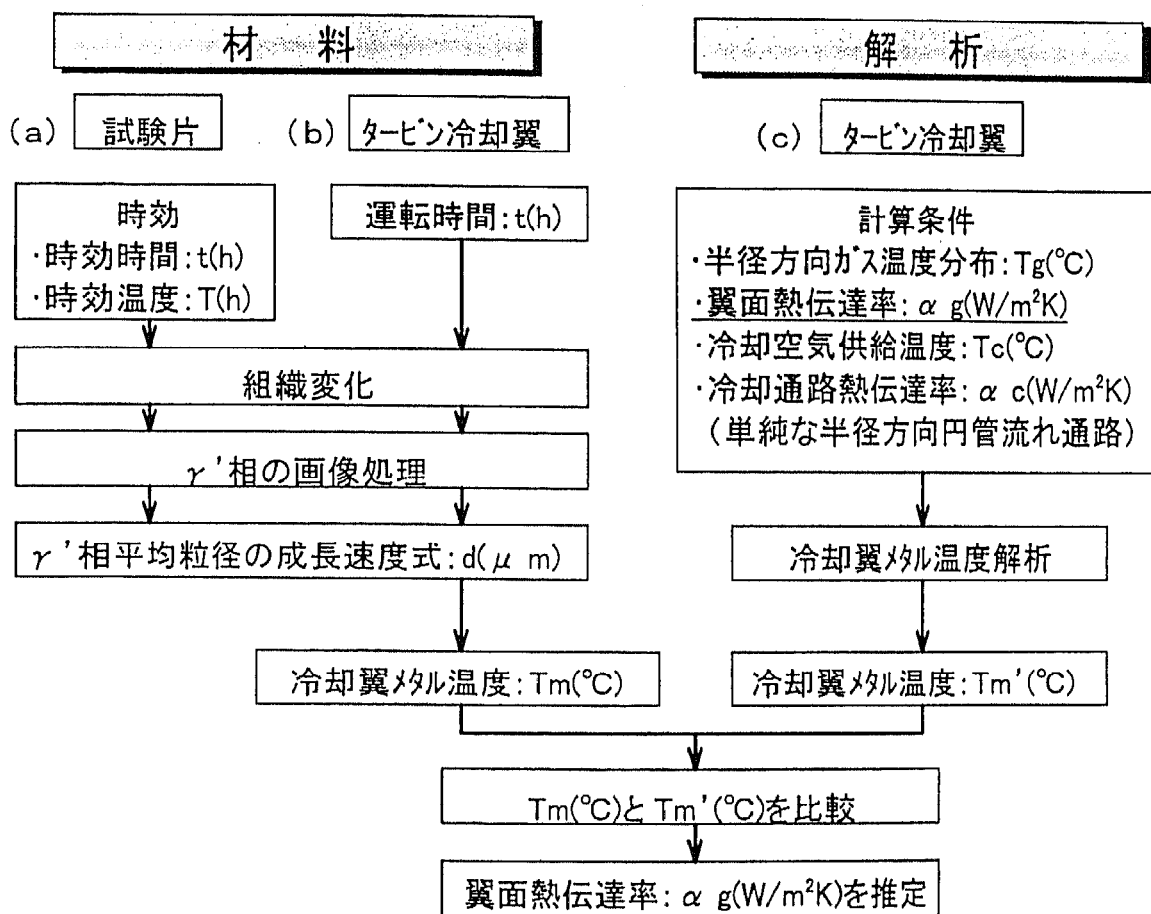


Figure 3-4 Flow chart for analysis of heat transfer rate on airfoil of turbine cooling blade

Table 3-3 Chemical composition of IN738LC studied (mass %)

	C	Ni	Cr	Co	Al	Ti	W	Mo	Ta	Nb	B	Zr
Aging Material	0.10	Bal.	15.82	8.60	3.58	3.40	2.90	1.68	1.83	0.87	0.011	0.056
Creep Material	0.09	Bal.	15.92	8.18	3.52	3.54	2.55	1.74	1.76	0.89	0.010	0.034

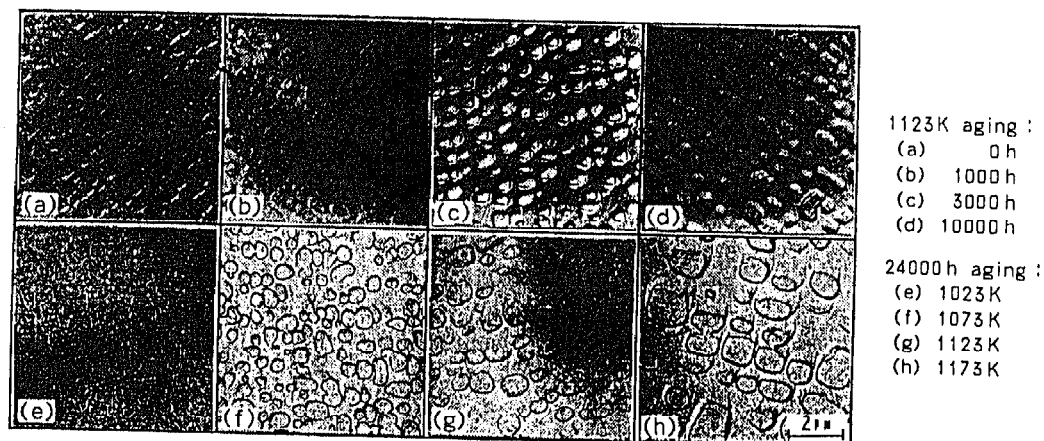


Figure 3-5 Microstructure of IN738LC aged at several conditions

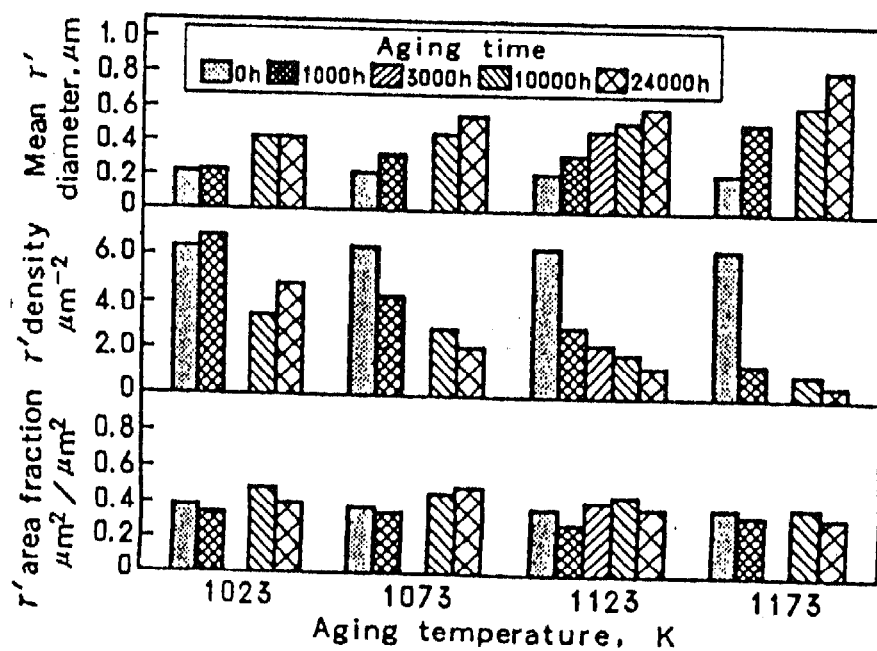


Figure 3-6 Image analysis results of γ' in aged IN738LC

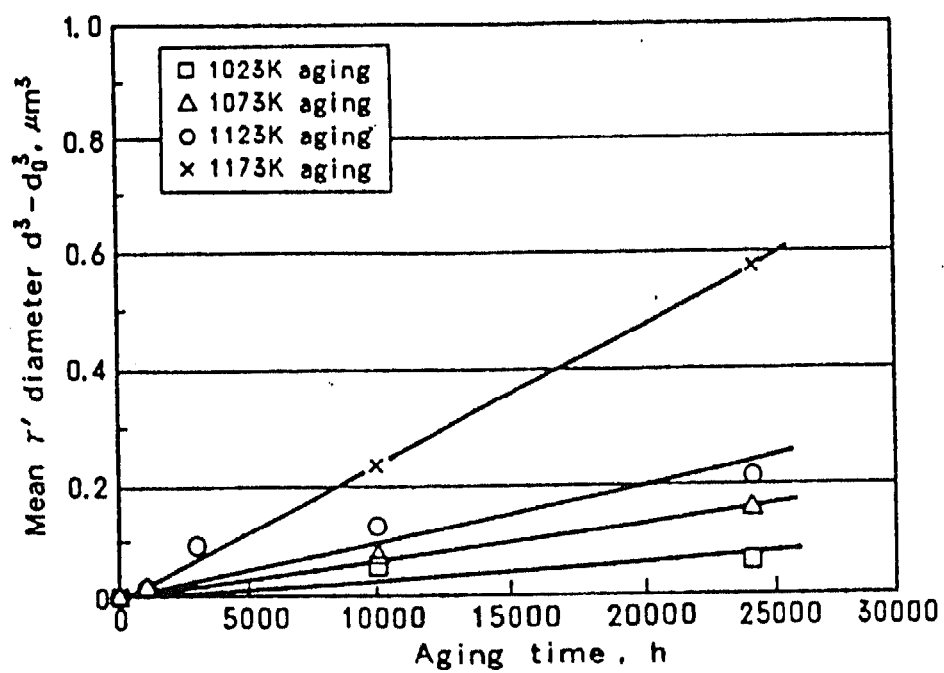


Figure 3-7 Change of γ' mean diameter in IN738LC during aging

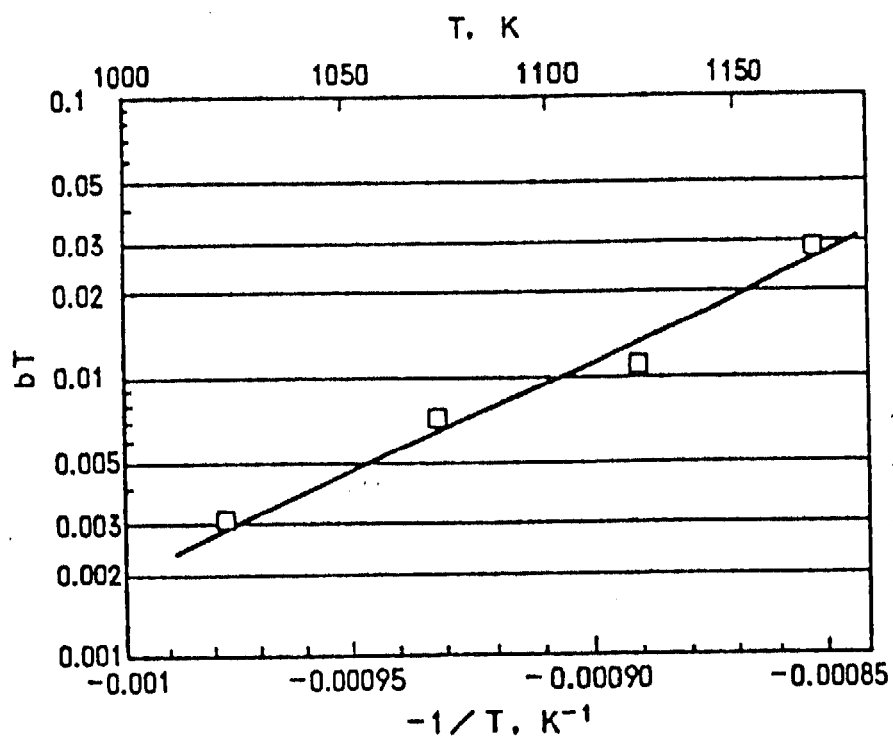


Figure 3-8 Relation of γ' growth speed of IN738LC and age temperature

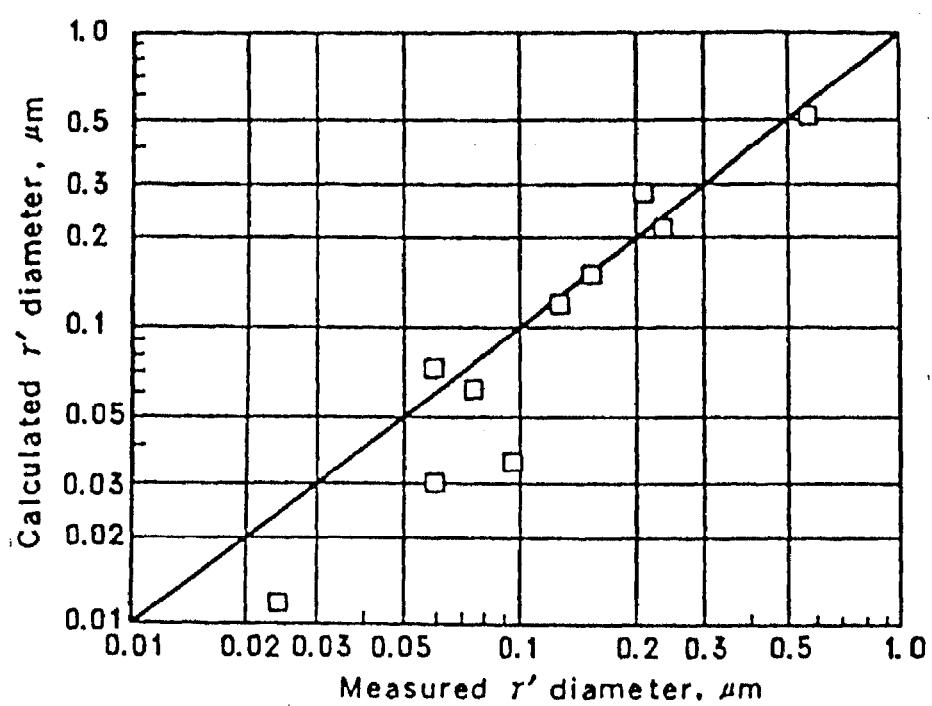


Figure 3-9 Comparison of measured r' mean diameter with calculated one

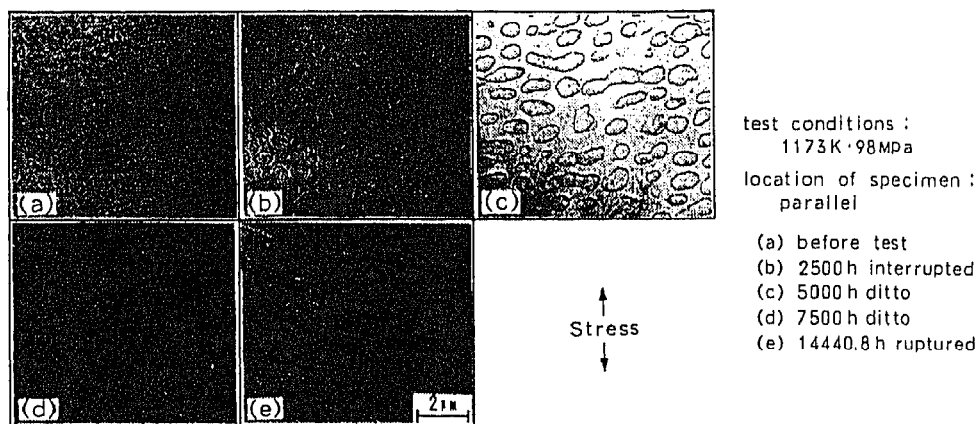


Figure 3-10 Microstructure of IN738 LC creep-tested at 1173K under 98MPa

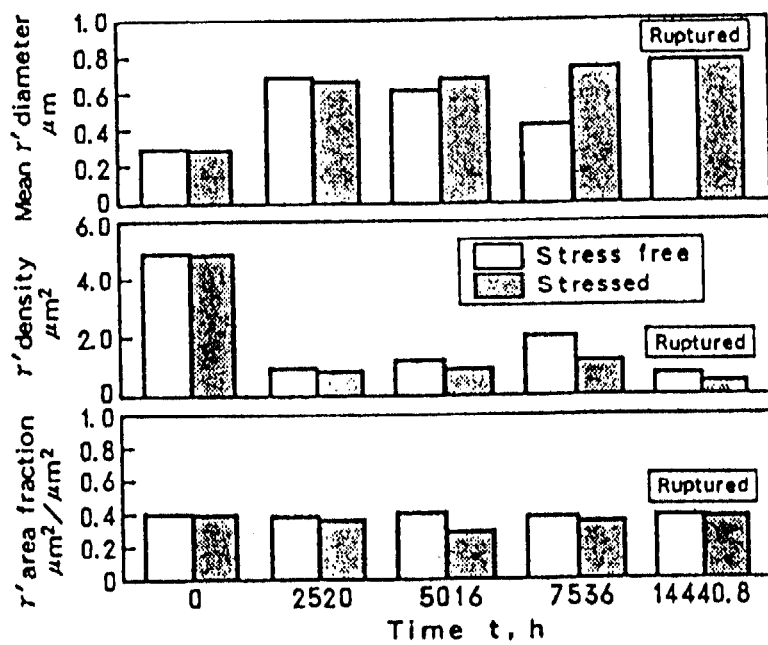
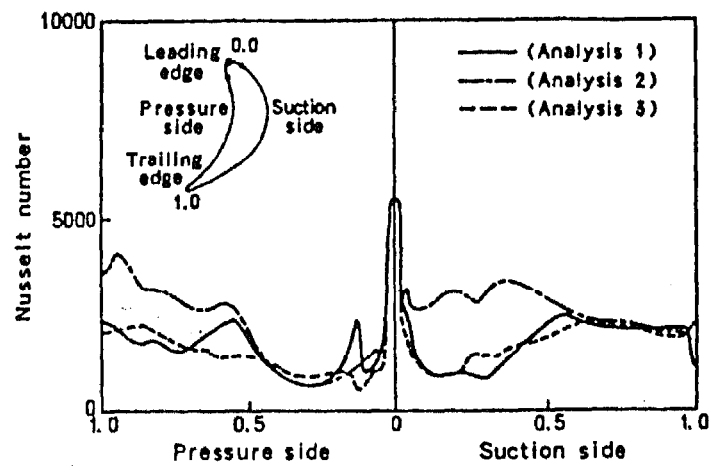
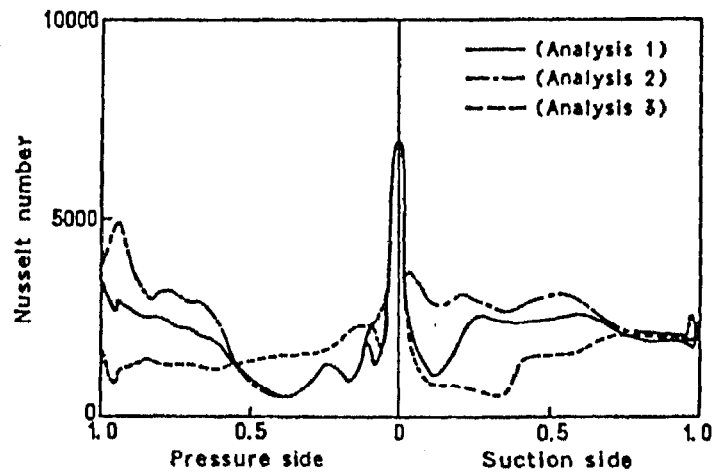


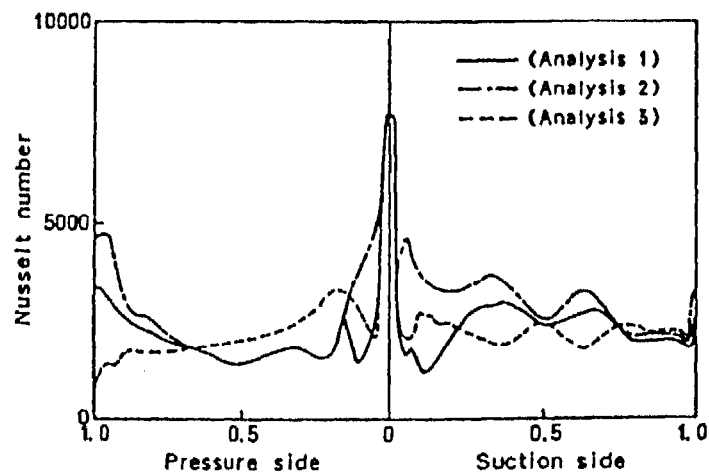
Figure 3-11 Image analysis results of γ' in IN738LC creep-tested at 1173K under 98MPa



(a) 96% span



(b) 49% span



(c) 3% span

Figure 3-12 Heat transfer rate on airfoil

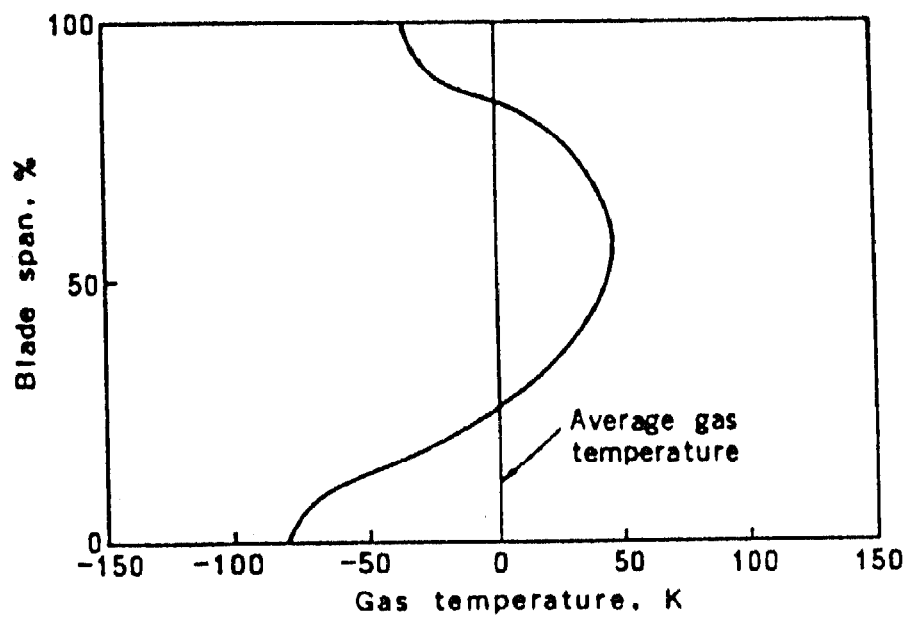
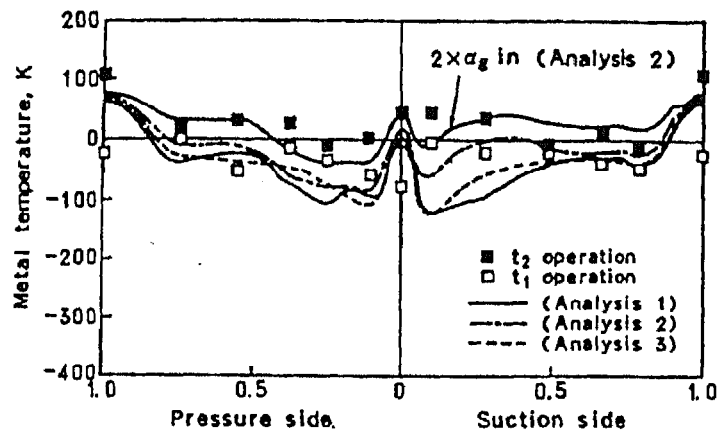
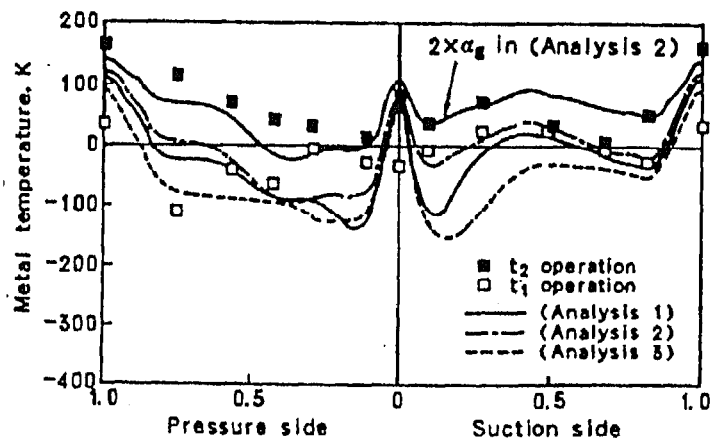


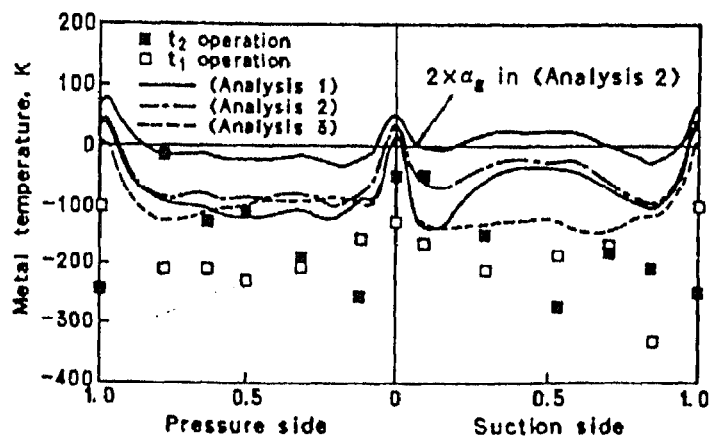
Figure 3-13 Hot gas temperature distribution at inlet of first stage turbine air-cooled moving blade



(a) 99% span



(b) 59% span



(c) 19% span

Figure 3-15 Metal temperature distribution of first stage turbine air-cooled moving blade

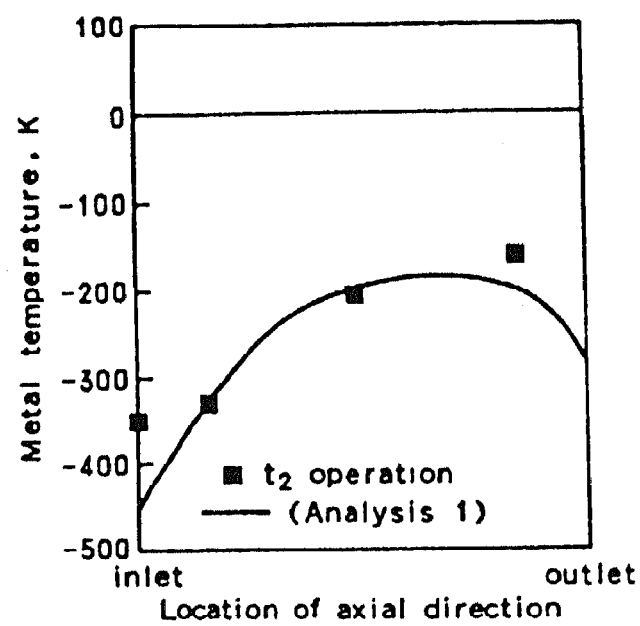


Figure 3-16 Metal temperature distribution of turbine blade end wall

3. 4 翼面熱伝達率とメタル温度に及ぼす翼面粗度の影響

3. 4. 1 タービン初段動翼の運転状況

(1) 翼メタル温度の推定

前述のメタル温度推定法によって、タービン初段動翼のほぼ中央の 59% スパンでの翼廻りのメタル温度を、運転時間 t_1 (～10000h), t_2 (～20000h) に加えて、さらに長時間運転の t_3 (～34000h) の翼について測定した。その結果を Figure 3-17 に示す。基準温度は、Figure 3-15 と同様、解析で求めた翼表面メタル温度の平均値を採用している。この測定結果を見ると、運転時間の長い t_2 , t_3 計測値は運転時間の比較的短い t_1 計測値よりも全体的に高い温度を示している。特に、翼背側の前縁部近くと腹側の中央から後縁にかけて温度上昇していることが分る。また、 t_3 計測値は t_2 のそれと一部相違はあるが、このような運転時間では、全体としてほぼ同じ温度レベルで推移している様子が伺われる。

(2) 翼面粗度の計測

運転に供されたタービン初段動翼の腹側スパン中央付近の写真観察による表面状態を Figure 3-18 に示す。時間経過と共に翼面の粗さが大きくなっている様子が見られる。そこで、翼面粗度の計測を行い、その結果を Figure 3-19 に示す。計測には、(株)ミツトヨ製の表面粗さ測定器 MST-301 を使用して、最大粗さ R_t を求めた。運転に供されていない未使用翼の面粗度は、図中には示していないが、全体的に $10 \sim 15 \mu m$ 程度である。運転時間 t_1 の翼面粗度は、未使用翼に比べると全体的には同程度で余り変化はしていないが、腹側後縁近くで $30 \mu m$ 程度と多少大きくなっている。次に運転時間が長い t_2 では、面粗度は背側、腹側共、全体的に増加しており、特に、 t_1 と同様、腹側後縁近くで最大 $80 \mu m$ 近くと未使用翼に比べて大きく増加している部位が見られる。最も運転時間が長い運転時間 t_3 になると、やはり後縁近くで、面粗度は $120 \mu m$ 程度と大きな値を示しており、 t_2 に比べて面粗度は全体的に増加している状態が見られる。

3. 4. 2 粗面における熱伝達率解析

(1) 解析方法

前項で、タービン翼面の熱伝達率の計算には、2 次元の境界層積分法によるものと 2 方程式乱流モデルを組み込んだレイノルズ数平均ナビエ・ストークス方程式 (RANS) の二つの解析コードを使用して、平滑面に対して積分法による境界層全域を乱流とした場合が材料の組織変化から得られたメタル温度測定値とよく一致する結果を示した。しかしながら、この解析コードには面粗度の効果が組み込まれていないので、熱伝達率に及ぼす面粗度の影響に

については別に配慮する必要があるため、以下のような評価法を取り入れた。

まず、面粗度と熱伝達率の関係を示す指標として、よく知られている次式で定義される粗さレイノルズ数 K^+ がある。

$$K^+ = u^* k_s / \nu \quad (3.13)$$

ここで、 u^* は $u^* = \sqrt{\tau_w} / \rho$ で定義される摩擦速度、 k_s は表面粗度、 ν は動粘性係数である。 K^+ の範囲によって、次のように粗さの程度が区分されている⁽²²⁾。

$$\begin{aligned} 0 < K^+ < 5 & ; \quad \text{平滑面} \\ 5 < K^+ < 55 \sim 70 & ; \quad \text{遷移粗面} \\ K^+ > 70 & ; \quad \text{完全粗面} \end{aligned}$$

スタントン数 St は次式で定義される熱伝達率の無次元数である。

$$St = \alpha / \rho c_p U \quad (3.14)$$

ここで、 α は熱伝達率である。粗面の熱伝達率を計算するために、Dippery and Sabersky, Norris, Kadar and Yaglom, Seidman, Vilemas and Adomaitis そして Han and Delpassand などの種々計算法が提案されている。Norris は摩擦係数を使った比較的簡単な次式を与えている。

$$\begin{aligned} St / St_s &= (C_f / C_{f,s})^n \\ n &= 0.68 Pr^{0.215} \end{aligned} \quad (3.15)$$

ここで、 C_f は摩擦係数、 Pr はプラントル数で、添字 s は平滑面を示している。本論では、上式によって平滑面に対する粗面の Stanton 数 St を求めることとする。この場合の摩擦係数比 $C_f / C_{f,s}$ は砂粒子面での試験結果をまとめた摩擦係数線図⁽²²⁾を使って求める。線図中の速度 U は 2 次元非粘性解析コードによって計算した翼面速度の値を使用する。Figure 3-20 にタービン初段動翼の 59% スパンにおける翼面マッハ数分布を示す。翼出口速度と翼コード長さで定義されるレイノルズ数 Re は、 $Re = 1.15 \times 10^6$ である。

(2) 計算結果

まず、平滑面での摩擦係数に関して、翼面熱伝達率の解析コードを使用して計算した場合の C_{f1} と上述の摩擦係数線図から得られる C_{f2} を比較した結果を Figure 3-21 に示す。両者は翼背側では極めてよく一致しているが、腹側では余りよい一致は見られない。Figure 3-20

の翼面速度分布を見ると、背側での速度は前縁部近傍の急激な加速域を除いて、それ以降の広い領域で速度変化が比較的緩やかであるのに対して、腹側は減速、加速の程度が大きい速度分布を持っている。このことは、摩擦係数線図が平板での試験結果であることから、腹側で不一致が生じたと考えられるので、この線図から直接、摩擦係数を求めることは行わず、粗面と平滑面の摩擦係数比を求める時のみこの線図を使用する。従って、粗さレイノルズ数 K^+ を計算するために必要な摩擦係数は、熱伝達率解析の計算結果を使用するものとする。

面粗度をパラメータとした粗さレイノルズ数 K^+ の翼面上の分布を Figure 3-22 に示す。面粗度が未使用翼のレベルである $10 \mu\text{m}$ では、腹側の前縁側で‘平滑面’の上限値 $K^+ = 5$ よりも一部低い領域があるが、全体的には K^+ は 10 前後で‘遷移粗面’の領域にある。面粗度が $50 \mu\text{m}$ に増加すると、腹側の前縁側の領域が‘遷移粗面’の上限である $K^+ < 70$ の範囲にあるが、背側全域と腹側後縁側は、 $K^+ > 70$ の‘完全粗面’の領域となっている。面粗度 $100 \mu\text{m}$ 以上では、背側、腹側全体に‘完全粗面’の状態にある。この臨界レイノルズ数の計算結果から、面粗度が $50 \mu\text{m}$ 程度以上になると、翼面の熱伝達率の急激な増加が予想される。

次に、面粗度をパラメータとした翼面のスタントン数を、(3)式と摩擦係数線図から求めた結果を Figure 3-23 に示す。面粗度は $600 \mu\text{m}$ までの大きな値まで取っている。面粗度 $10 \mu\text{m}$ の小さな値では、スタントン数の増加は背側、腹側共、平滑面に対して 10% 以内で、ほとんど変化は見られない。面粗度 $50 \mu\text{m}$ では、スタントン数は急激に増加しており、背側では特に、前縁側が高く、後縁側にかけて緩やかに低下している。腹側では、翼コード中央部で増加率は低いが、後縁側で急激に増加する傾向を示しており、スタントン数は 1.4 倍程度に増加している。面粗度が $100 \mu\text{m}$ 以上ではスタントン数は面粗度 $50 \mu\text{m}$ の場合と同じような分布を持ちながら更に増加しており、増加の割合は穏やかになる。面粗度 $600 \mu\text{m}$ では、スタントン数は背側、腹側共、2 倍程度となっている。

Blair⁽³⁾ はタービン試験機で動翼の面粗度の影響を調べるために、翼面の粗度が $7.6 \mu\text{m}$ の平滑面と $660 \mu\text{m}$ の大きな粗面の 2 種類の試験を行い、翼面のスタントン数を求めている (Figure 3-24)。この中で、STAN-5 に面粗度の効果を組み入れた解析コードとその他の各種計算式を使った結果との比較を行っている。STAN-5 による計算結果が平滑面、粗面双方とも試験結果とよく一致しており、Dipperry and Sabersky やその他の計算結果は、平滑面の試験結果とは比較的よく合うものの、粗面に対しては、背側では高めに、腹側では低めに指示する傾向を示している。

Figure 3-24 の試験結果から数値を読み取って、平滑面と粗面のスタント数比をプロットした結果を Figure 3-25 に示す。これによると、背側では前縁側で 2 倍を少し超える値を示し、後縁側にかけて低下している。腹側では前縁側で 2 倍程度であり、翼コード 30% 付近で低下して後縁側に行くに従って急激に増加し、後縁側で 2 倍を少し超える高い値を示している。このスタント数分布の傾向は、翼型や試験条件が異なるものの、Figure 3-23 に示した Norris の式で求めたスタント数比の分布とよく似た傾向を示している。

このように、Figure 3-23 の計算結果や Blair のタービン試験機による結果、そして Hosni 他⁽²³⁾や Taylor 他⁽²⁴⁾の風洞試験結果から、粗面による熱伝達率の増加は 2 倍程度を上限としていることが認められる。また、同じ Taylor 他⁽²⁴⁾の粗面と平滑面を組み合わせた試験で、上流側の粗度が下流側の平滑面の熱伝達率に影響しないことも示している。

3. 4. 3 翼メタル温度の上昇機構

タービン初段動翼の温度解析の結果⁽⁶⁾と材料の組織変化から得られたメタル温度との比較を Figure 3-26 に示す。運転時間の経過に伴って、 t_2 や t_3 のメタル温度は、特に、背側の前縁部や腹側の後縁部で局所的に増加しており、翼面の熱伝達率を 2 倍にした時の温度と同レベルにあることがわかる。そして、Figure 3-19 に示した翼面の粗度分布で、大きな粗度を示す部位とメタル温度が上昇している部位との間に相関が見られる。

以上のことから、運転時間の経過に伴った翼のメタル温度の上昇機構を考察する (Figure 3-27)。ガスタービンの運転初期段階は、翼面の耐食コーティングが十分に機能しているために、翼表面の高温酸化は緩慢に進行する。この時期は第 I 期の‘安定期’にある。酸化が徐々に進むにつれて面粗度が増加しはじめると、臨界レイノルズ数 K^+ が‘平滑面’から‘遷移粗面’、そして‘完全粗面’の状態に入り、熱伝達率は増加傾向を示す。これによって、その部位のメタル温度が上昇しはじめる。メタル温度の上昇は高温酸化を加速化させるので、① → ② → ③ のループを描くことになり、メタル温度は上昇し続ける。この時期は第 II 期の‘加速期’である。そして、面粗度は高温酸化で更に増大するが、それに伴う熱伝達率の増加は緩慢になり、2 倍程度の増加で静定するようになる。このときの経路は ④ → ⑤ となり、メタル温度の上昇が止まって、このレベルで静定する。この時期を第 III 期の‘準静定期’である。このように時間経過に伴う状態変化の過程を大きく三つの時期に分けることができる。

以上の考察から、ガスタービンの運転経過によっては、タービン冷却翼の高温酸化やクリープ寿命消費が加速化されることが考えられる。Figure 3-28 に動翼材 IN738LC の 72000h, 0.5% クリープ破断寿命に対応した翼有効部半径方向の温度と翼内外面の熱伝達率等の条件

からメタル温度との関係を示す。中央スパン近傍で両者の温度が最も接近している。59%スパンにおいて、翼面熱伝達率を2倍にした場合のメタル温度を示しており、この時の温度は約50℃上昇している。メタル温度がこの程度上昇すると、中央スパン近傍では、クリープ破断強度に対応した温度に接近あるいはこれを超える場合も考えられる。そうになると、タービン翼は加速度的に強度低下することが予想される。

従って、タービン翼の運転信頼性の確保と寿命管理の面から、オンラインによる翼のメタル温度監視や耐食コーティングの特性向上、そして翼面粗度が増加して熱伝達率が上昇し始める臨界レイノルズ数に到る前にコーティングの再処理を行うなどの方策を考える必要がある。

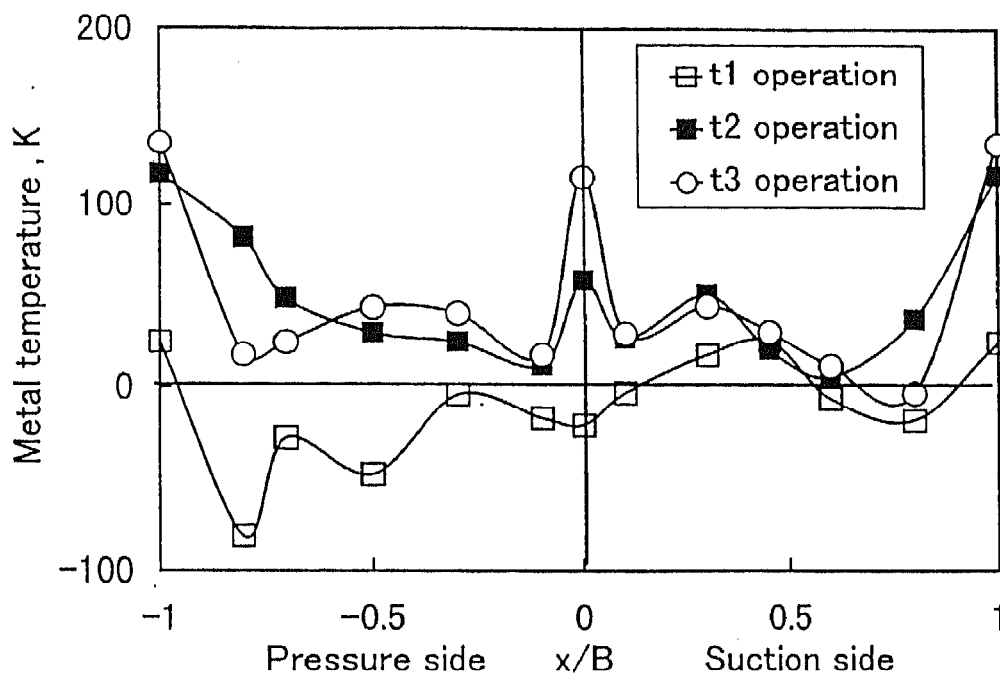
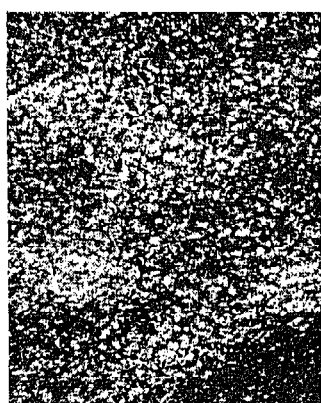


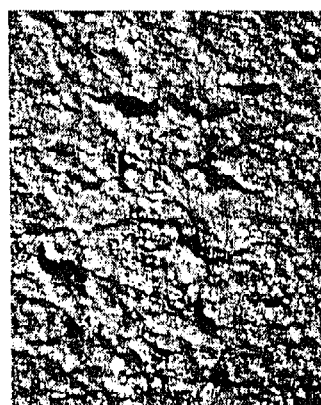
Figure 3-17 Metal temperature distribution of serviced first stage turbine air-cooled moving blade (mid-span)



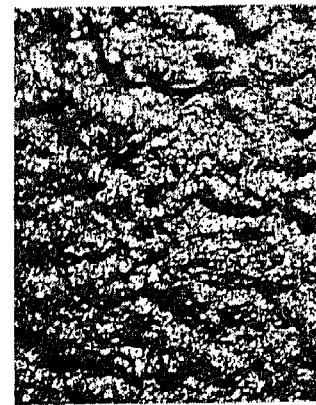
New blade



Operating
time; t1



Operating
time; t2



Operating
time; t3

Figure 3-18 Conditions of serviced first stage turbine air-cooled moving blade airfoil

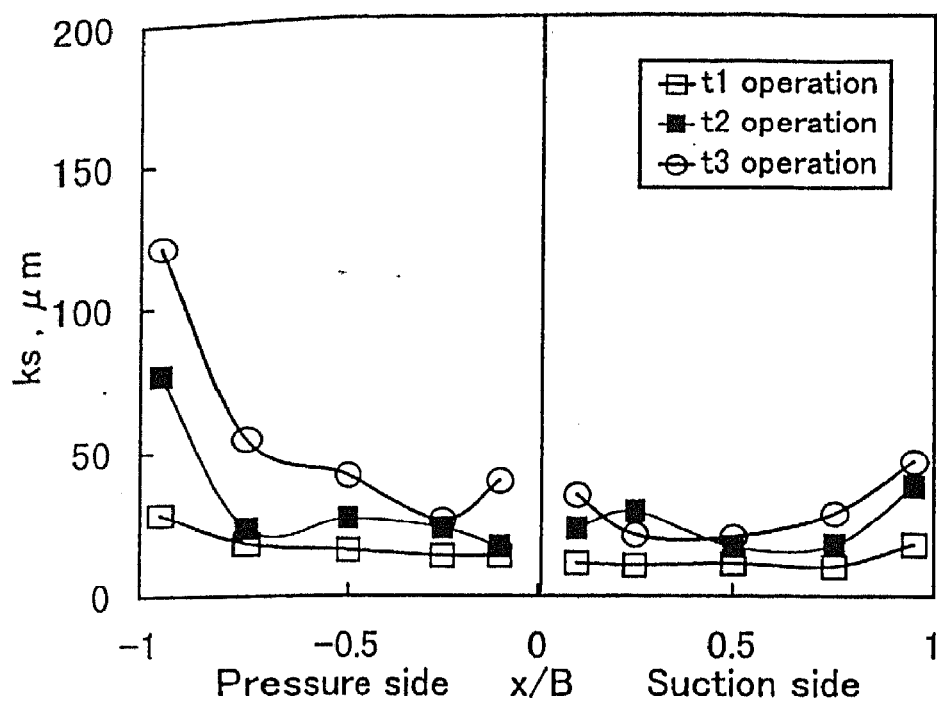


Figure 3-19 Measurement results of surface roughness for first stage turbine air-cooled moving blade (mid-span)

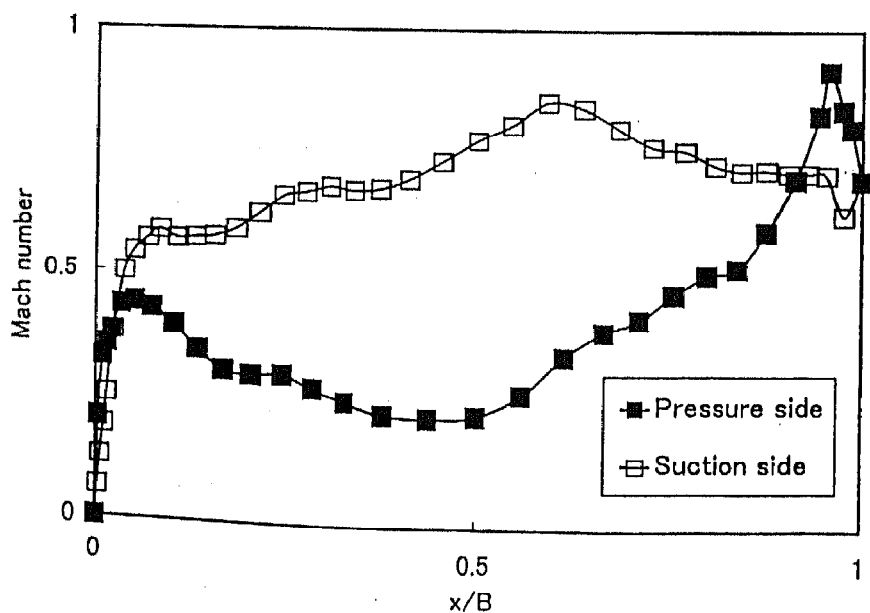


Figure 3-20 Mach number distribution on airfoil of first stage turbine air-cooled moving blade (mid-span)

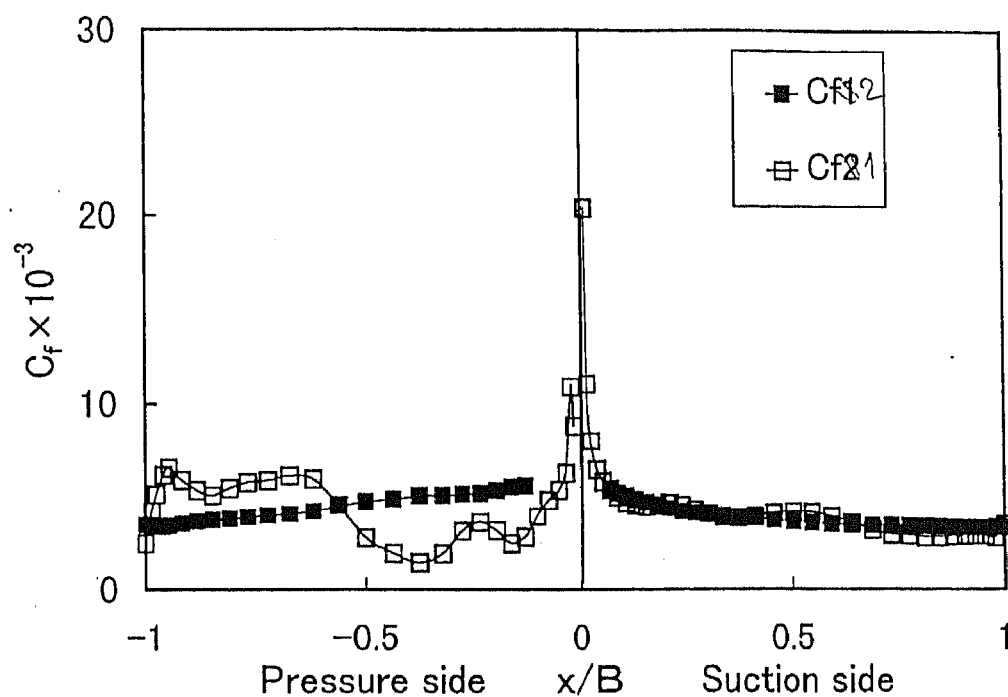


Figure 3-21 Friction factor distribution on airfoil of first stage turbine air-cooled moving blade (mid-span)

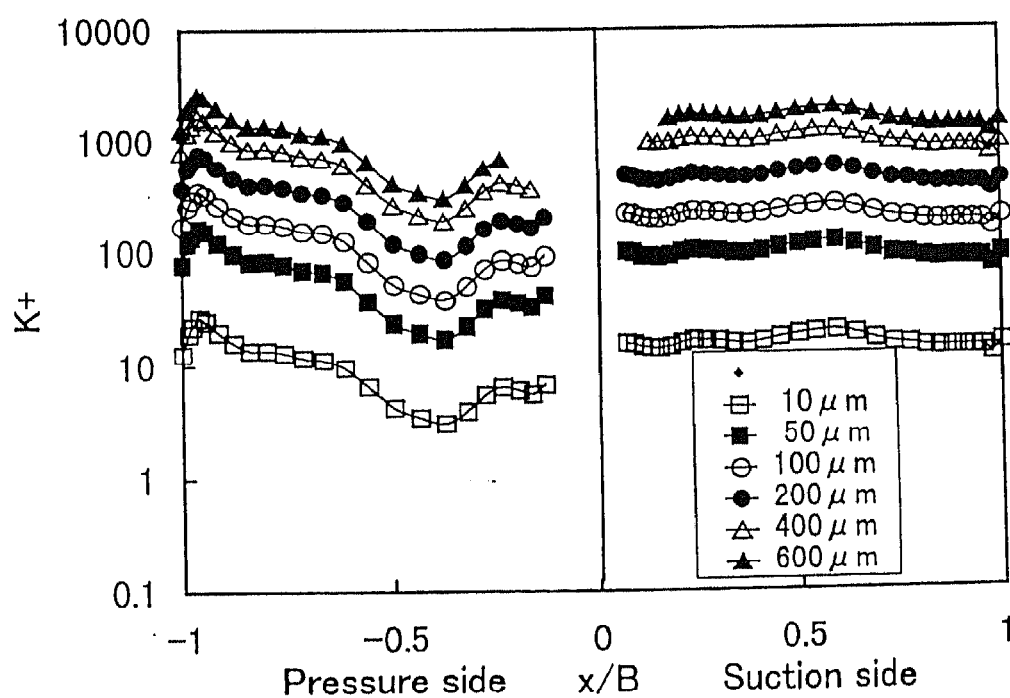


Figure 3-22 Roughness Reynolds number distribution on airfoil (mid-span)

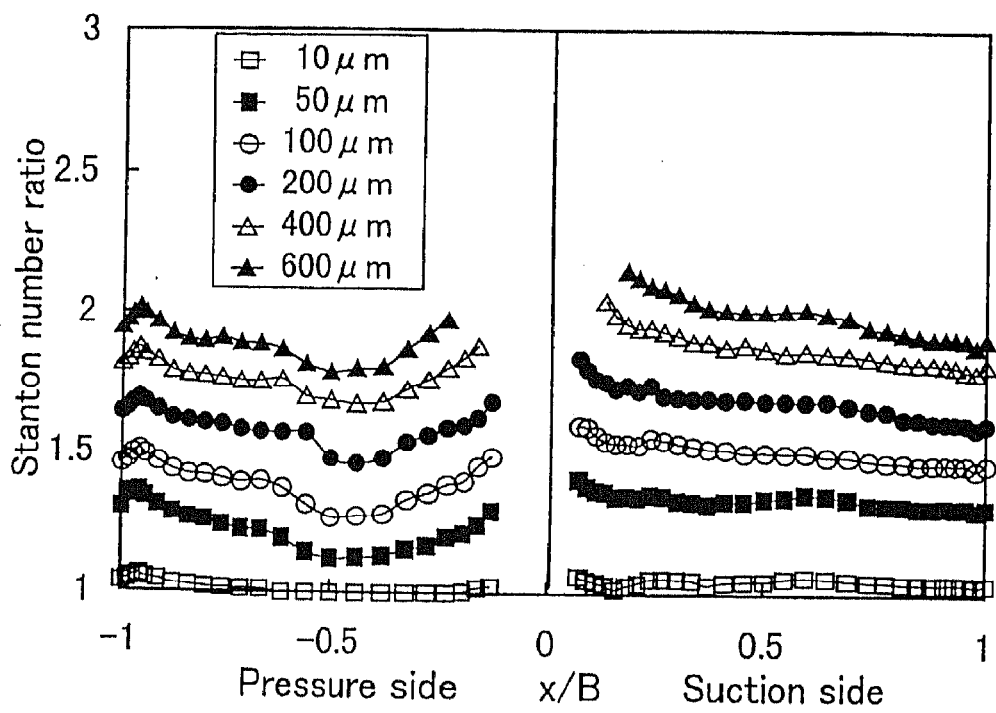


Figure 3-23 Influence of surface roughness to Stanton number on airfoil (mid-span)

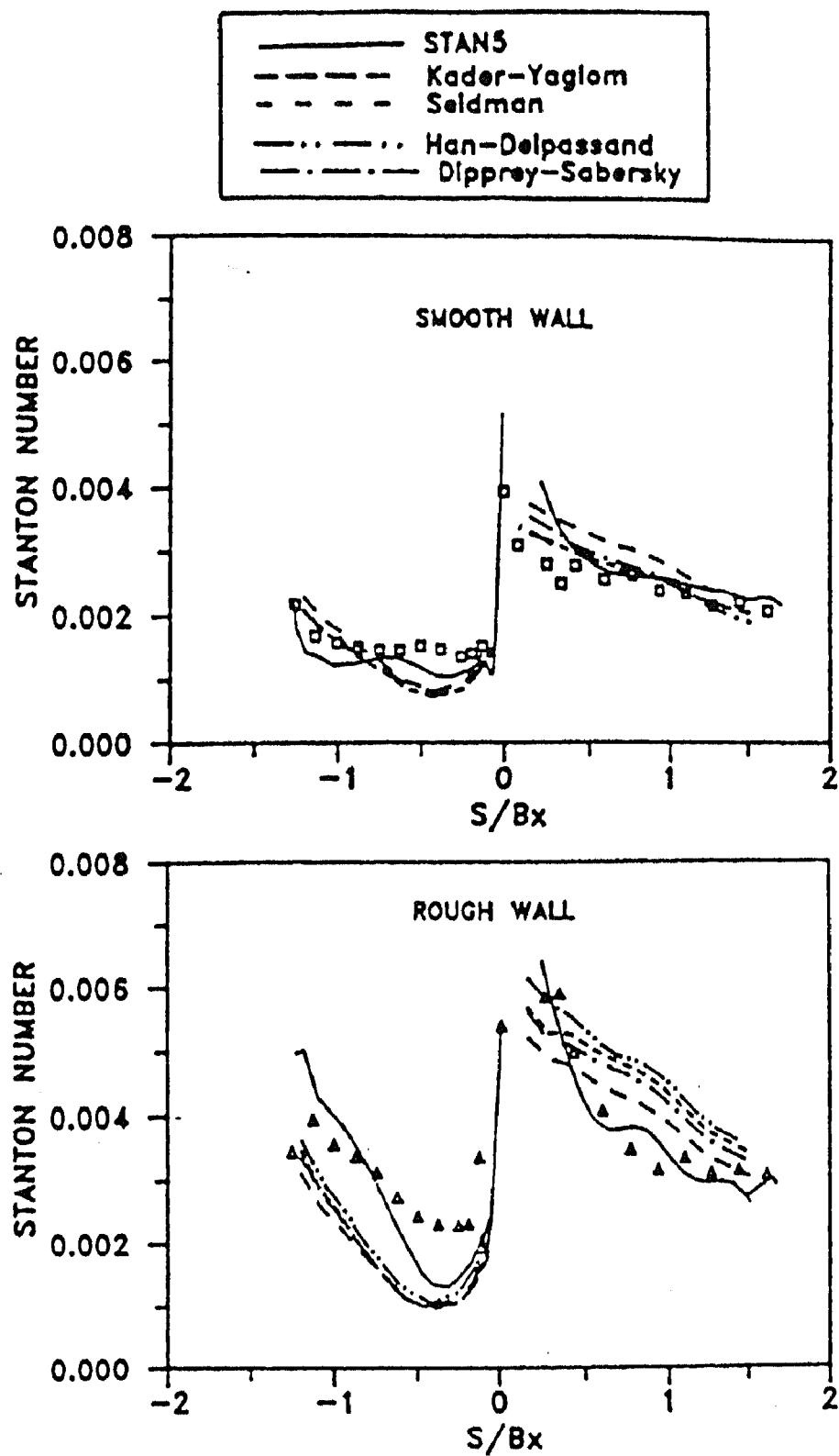


Figure 3-24 Influence of surface roughness to Stanton number on airfoil for turbine blade

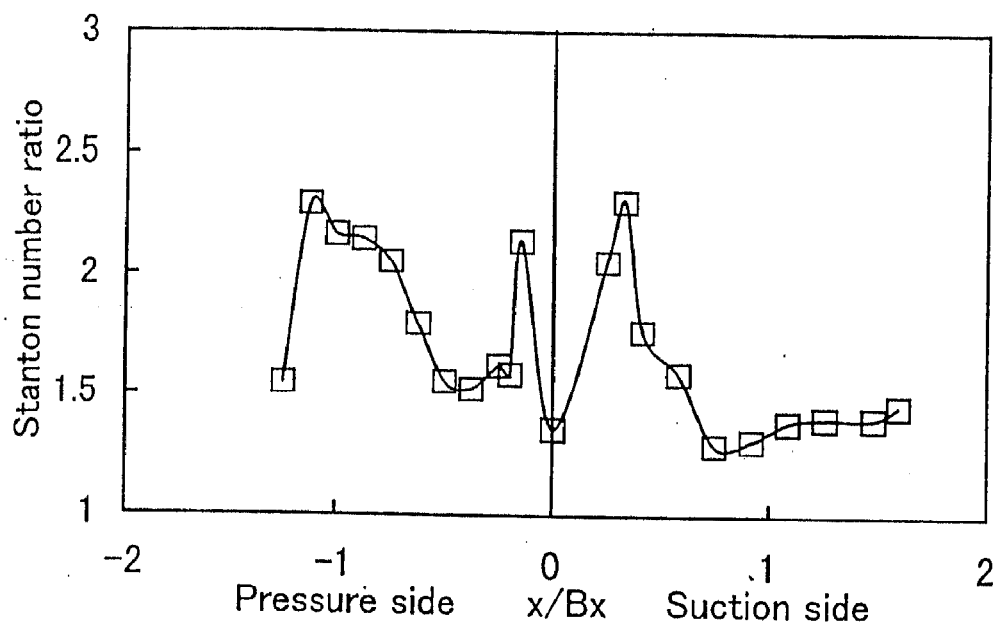


Figure 3-25 Stanton number ratio distribution on airfoil for turbine blade

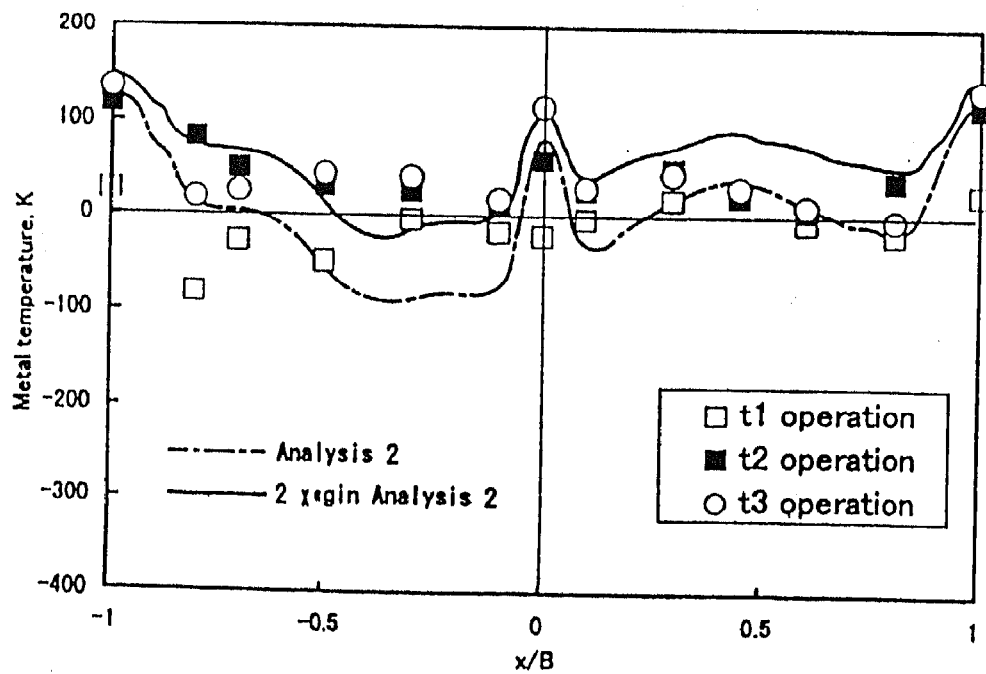


Figure 3-26 Comparison of metal temperature distribution between predictions and measurements (mid-span)

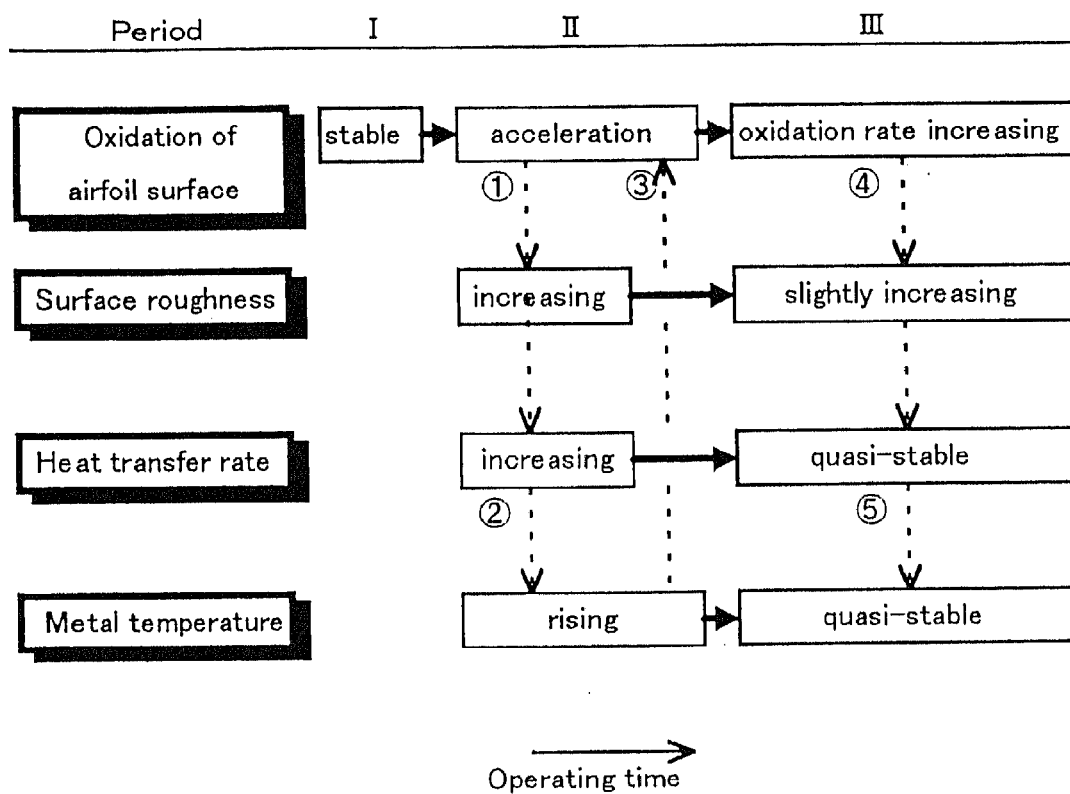


Figure 3-27 Mechanism of metal temperature rising for long time serviced first stage turbine air-cooled moving blade

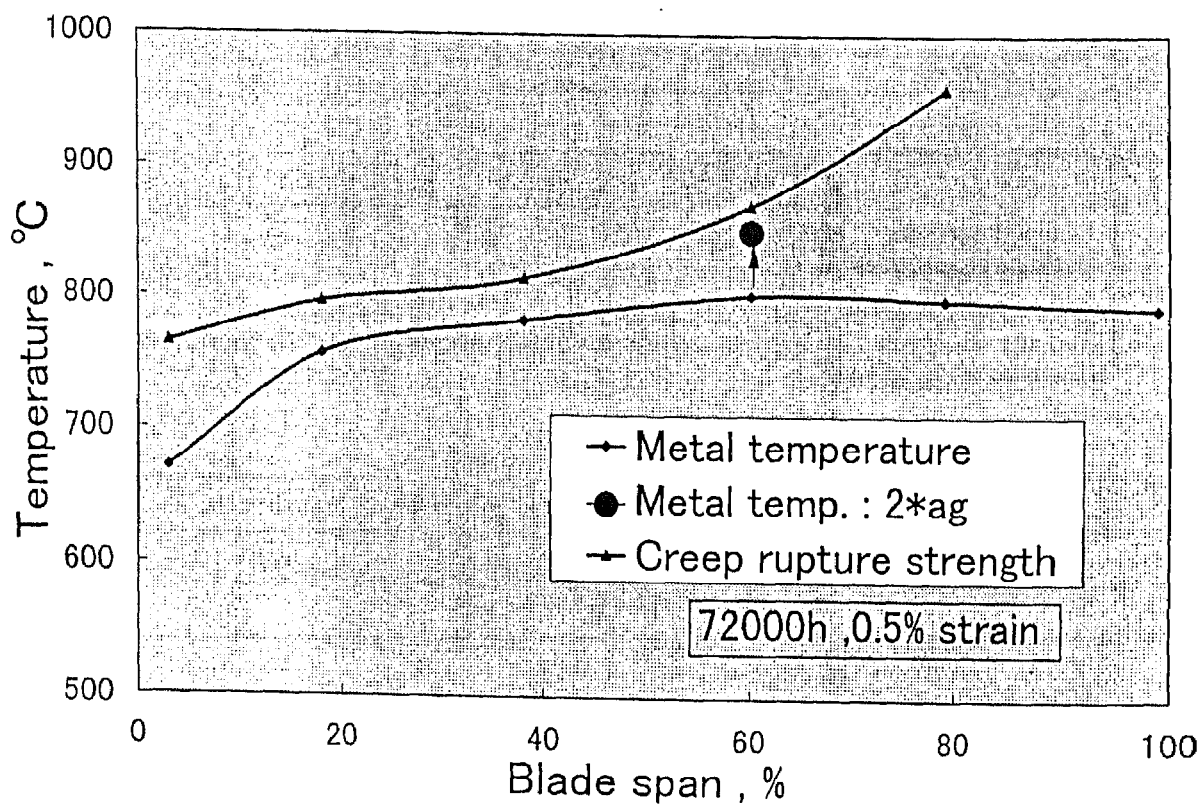


Figure 3-28 Relation of mean metal temperature and creep rupture strength for first stage moving blade

3. 5 結言

タービン動翼に使用されている耐熱超合金 IN738LC 材の時効によって結晶粒内に析出した γ' 相の平均粒径の変化を利用して、ガスタービン運転に供されたタービン初段動翼のメタル温度を求めて翼面熱伝達率の解析を行い、以下の点を明らかにした。

- (1) 時効による γ' 相の平均粒径の変化は時間の $1/3$ 乗則にしたがうオストワルド成長を示し、応力の影響は受けずに、長時間時効で材料の使用温度を推定することができる。
- (2) 翼背側および腹側の熱伝達率は全域乱流境界層として取り扱うことができ、前縁近傍で境界層のバイパス遷移による熱伝達率の促進作用が予想される。
- (3) 翼のスパン中央からチップにかけて、長時間運転に供された動翼の翼面熱伝達率は、背側で 2 倍あるいはそれ以下、腹側で 2 倍あるいはそれを越える程度に増加しており、翼面粗度の経年的な増加が影響していると推測される。
- (4) ルートに近いスパンのメタル温度は、翼間の二次流れにともなう翼コード方向の半径方向ガス温度分布の変化を考慮する必要がある。

次に、運転に供せられたタービン初段動翼の組織変化から求めたメタル温度と翼面の粗度計測並びに粗面の熱伝達率の解析を行い、以下の点を明らかにした。

- (1) 時間経過に伴うタービン冷却翼のメタル温度上昇は、翼面が高温酸化を受けて面粗度が大きくなることによって翼面の熱伝達率が増加し、その結果、翼メタル温度が上昇する機構を明らかにした。
- (2) タービン冷却翼の運転時間経過に伴う状態変化過程は、初期段階の臨界レイノルズ数が平滑面の状態で、メタル温度の上昇がない‘安定期’と高温酸化が加速化してメタル温度が上昇する‘加速期’、そしてメタル温度が静定する‘準静定期’に分けることができる。
- (3) 翼面の熱伝達率は、時間経過に伴って局所的に増加するが、2 倍程度を上限として静定する。

参考文献

- (1) R.J. Boyle, Navier-Stokes Analysis of Turbine Blade Heat Transfer, ASME Paper 90-GT-42 (1990).
- (2) 福山佳孝, D. Biswas, 翼外面熱伝達率の予測, 日本ガスタービン学会誌, 20-80 (1993), p.26.

- (3)M. F. Blair, An Experimental Study of Heat Transfer in a Large -Scale Turbine Rotor Passage, ASME Paper 92-GT-195 (1992).
- (4)M.G. Dunn, J. Kim, K.C. Civinskas and R.J. Boyle, ASME Paper 92-GT-194 (1992).
- (5)R.S. Abhari, G.R. Guenette, A.H. Epstein and M.B. Giles, ASME Paper 91-GT-268 (1991).
- (6)K. Dullenkopf and R. E. Mayle, The Effect of Incident Turbulence and Moving Wakes on Laminar Heat Transfer in Gas Turbines, ASME Paper 92-GT-377 (1992).
- (7)J.M. Aurrecoechea, W.D. Brentnall and J.R. Gast, ASME Paper 90-GT-23 (1990)
- (8)岡村隆成, 古閑昭紀, 油谷好浩, 吉岡洋明, 藤山一成, 岡部永年, 時効による組織変化を利用したタービン動翼の翼面熱伝達率の解析, 機論 (B 編) 61-583, (1995) p.301.
- (9)岡村隆成, 古閑昭紀, 吉岡洋明, 岡部永年, ガスタービン運転下におけるタービン冷却翼の翼面熱伝達率とメタル温度に及ぼす面粗度の影響, 機論 (B 編), (1998) (投稿中)
- (10)I. M. Lifshitz and V.V. Slyozov, J. Phys. Chem. Solids, 19 (1961), p.35.
- (11)C. Z. Wagner. Electrochem., 65 (1961), p.581.
- (12)吉岡洋明, 岡部永年, 斎藤大蔵, 藤山一成, 岡村隆成, 組織変化に基づくガスタービン動翼の運転温度推定法の検討, 材料, 45-6 (1996), p.699.
- (13)D. Biswas, 福山佳孝, 荒木達雄, 改良型 $k - \varepsilon$ 乱流モデルを使用した繊維境界層の数値解析 第 1 報 改良型 $k - \varepsilon$ 乱流モデルの提案, 日本ガスタービン学会誌, 20-77 (1992), p.68.
- (14)D. Biswas, 福山佳孝, 荒木達雄, 改良型 $k - \varepsilon$ 乱流モデルを使用した繊維境界層の数値解析 第 2 報 実用問題への適用性の検討, 日本ガスタービン学会誌, 20-78 (1992), p.25.
- (15)日本機械学会編, 伝熱工学資料, (1986), p.240.
- (16)W.D. Morris and R. Salemi, ASME Paper 91-GT-17(1991).
- (17)J.C. Han, Y.M. Zhang and C.P. Lee, Influence of Surface Heating Condition on Local Heat Transfer in a Rotating Square Channel with Smooth Walls and Radial Outward Flow, ASME Paper 92-GT-188 (1992).
- (18)H.A. Ei-Husayni, M.E. Taslim and D.M. Kercher, Experimental Heat Transfer Investigation of Stationary and Orthogonally Rotating Symmetric and Symmetric Heated Smooth and Turbulated Channels, ASME Paper 92-GT-189 (1992).
- (19)S. Mochizuki, J. Takamura, S. Yamawaki and W.J. Yang, Heat Transfer in

Serpentine Flow Passages with Rotation, ASME Paper 92-GT-190 (1992).

(20) B. V. Johnson, J. H. Wagner, G. D. Steuber and T. C. Yeh, Heat Transfer in Rotating Serpentine Passages with Trips Skewed to the Flow, ASME Paper 92-GT-191 (1992).

(21) 土方常夫, 岡村隆成, 福田雅文, 伊藤勝康, 高温タービン実証試験機による空冷翼の冷却特性について, 日本ガスタービン学会ガスタービン秋季講演会論文集, (1990), p.185-192.

(22) H. Schlichting (Translated by J. Kestin), Boundary Layer Theory, 4th Edition (1962).

(23) M. H. Hosni, H. W. Coleman and R. P. Taylor, Heat Transfer Measurements and Calculations in Transitionally Rough Flow, ASME Paper 90-GT-53 (1990).

(24) R. P. Taylor, J. K. Taylor, M. H. Hosni and H. W. Coleman, Heat Transfer in the Turbulent Boundary Layer with a Step Change in Surface Roughness, ASME Paper 91-GT-266 (1991).

第4章

タービン冷却翼への適用における 遮熱コーティングの剥離損傷挙動と遮熱効果

第4章 タービン冷却翼への適用における遮熱コーティングの 剥離損傷挙動と遮熱効果

4. 1 緒言

遮熱コーティングは、ガスタービンの燃焼器ライナーやトランジションピースに既に適用されてメタル温度の低減と耐食性の向上に寄与しており、燃焼器の運転信頼性と寿命延伸に貢献している。本章では、まず、タービン冷却翼への遮熱コーティングを適用するために、遮熱効果の検証とコーティングの長寿命化を図る上で、剥離損傷の挙動を把握してその機構を明らかにし、これらの成果を特性改善に繋げるいく必要がある。

タービン冷却翼は燃焼器に比べて複雑な構造で、かつ、高温・高速ガス流に晒されて熱サイクルや高温クリープのより厳しい環境下で作動している。遮熱コーティングにとっても熱負荷が高いより過酷な条件であり、タービン冷却翼に適用する上で解決すべき多くの課題がある。

遮熱コーティングは、通常、基材上にトップコートに熱伝導率の低いセラミック層と、その下層のボンドコートに金属層をプラズマ溶射によって施工される。そのため、冷却翼への熱流束が低減されるので、翼メタル温度が一定の条件で、タービン入口温度の高温化に有効であり、あるいは冷却空気流量を低減することができるため、遮熱コーティングの適用はガスタービンの性能向上に大きな寄与を期待することができる。

まず、遮熱コーティングを施工した試験片を作成して、長時間高温雰囲気試験と熱サイクル試験を実施して、剥離損傷の挙動を明らかにしている。また、コーティング層内をモデル化した次の応力解析を実施して剥離損傷機構を推定する。トップコートとボンドコート界面形状と熱応力の関係、高温酸化によってボンドコート上に生成する Al_2O_3 層の成長と成長応力の関係、そしてコーティング施工過程においてボンドコート上の予備酸化の追加による熱応力の低減効果を明らかにしている。また、熱応力緩和が期待できるセラミック層と金属層の傾斜組成で構成される遮熱コーティングの熱応力解析のための解析モデルを提案する。熱サイクル試験に供されたコーティング試験片のき裂発生状況とこの解析モデルを使った熱応力解析結果との相関性を明らかにしている。

次に、タービン冷却翼での遮熱コーティングの遮熱効果を確認するために、第2章で示した高温タービン試験装置に遮熱コーティングを施工したタービン初段冷却静翼を組み込み、コーティング未施工の静翼との冷却性能を比較することによって、その遮熱効果を明らかに

している。

4. 2 遮熱コーティングの遮熱効果および劣化損傷と課題

4. 2. 1 遮熱効果と使用環境

Ni 基超合金の基材上にプラズマ溶射による NiCoCrAlY のボンドコートと 8%Y₂O₃-ZrO₂ のトップコートからなる TBC の断面の状態を Figure 4-1 示す。8%Y₂O₃-ZrO₂ の熱伝導率は 2 W/mK 前後とタービン翼基材に比べて 1/10 程度と極めて低く、遮熱特性に優れているため高温化に有効である。タービン冷却翼に遮熱コーティングを適用した場合の主流ガス、メタル温度および冷却空気の温度分布を Figure 4-2 示す。遮熱コーティングが付与されると、これがない場合に比べて翼のメタル温度が同じとした場合、ガス温度が上昇する様子が分かる。

遮熱コーティングは既に燃焼器で実用化されており、燃焼器ライナやその下流側のタービンと連結するためのトランジションピースの内面に施工されている。タービン冷却翼は燃焼器に比べて厳しい使用環境下にあり、その使用環境を Figure 4-3 に示す⁽¹⁾。タービン翼列を通過する高温ガスの流速は燃焼器内のガス流れに比べて遥かに速いために翼面の熱伝達率が大きく、遮熱コーティングに高い熱負荷がかかる。そのため、コーティング内には大きな熱応力が発生するため、剥離損傷が起こりやすい状況にある。そして、ガスタービンの起動停止や燃料緊急遮断など過渡的な運転による熱サイクルを受けるため、やはり熱負荷が高いことによって影響を受けやすい。特に、動翼は回転による遠心応力が常時作用しているので、コーティングへの応力の負荷を考慮しておく必要がある。また、コーティング表面への異物の衝突による損傷 (Foreign Object Damage : FOD) や微細粒子の衝突による摩耗なども、ガス流速が速いために、燃焼器よりも大きな影響を受ける状況にある。

4. 2. 2 遮熱コーティングの劣化損傷と特性改善

まずはじめに、遮熱コーティングの高温雰囲気での劣化損傷挙動を調べるために、バーナリグ試験を実施した結果を示す⁽²⁾。基材上に遮熱コーティングを施工した 2 種類の試料を作成した。その仕様を Table 4-1 に示す。試料 B1 の基材は Ni 基超合金で、ボンドコートは 100 μm 厚さの NiCoCrAlY、トップコートは 200 μm の 8%Y₂O₃-ZrO₂ である。試料 B2 は B1 に対して、ボンドコート表面に 5 μm のアルミ層が付与されている。この試料をバーナ加熱装置に組み込んで、燃料は天然ガスを使用してこれに酸素を供給して燃焼させ、高温ガス流を吹付けて加熱する。一方、試料の基材側に水を供給して冷却している。試料はタービン冷

却翼と同じように熱流束があり、温度勾配を持っている。遮熱コーティングの表面温度は放射温度計によって計測している。

遮熱コーティングの表面温度を 900℃に維持して、約 1000h の加熱試験を行った。遮熱コーティングの重量増加は、双方とも放物線則に従って増加している。アルミ層を設けた試料 B2 の重量増加は B1 に比べて 1000h の加熱後で、1/2 程度に止まっている (Figure 4-4)。試料 B1 の 1000h 加熱後におけるトップコートとボンドコート界面近傍の SEM と EPMA の結果を Figure 4-5 に示す。界面には Al を主体とする酸化層が見られる。酸化層の下にボンドコート表面下に Al が減少した層がみられる。一方、アルミ層を設けた試料 B2 の遮熱コーティングでは、アルミ層上の酸化層は Al と Ni からなり、Al が減少した層は見られなかった。これは酸化層にアルミ層から Al が供給されたためと推測される。

次に、熱サイクル試験の結果について述べる。試験条件は空气中で 1100℃で 0.5h 加熱して、その後 150℃まで冷却して 0.5h 保持するサイクルを繰り返す。試料 B1 の熱サイクル途中のトップコートとボンドコート界面近傍のき裂の発生状況を Figure 4-6 に示す。試験前のトップコートにはすでに微細なき裂が見られる。50 サイクル後には、界面に沿った横き裂と微細な縦き裂が見られるようになる。また、界面にほぼ一様厚さの酸化層の形成が認められる。200 サイクル後には、横き裂は界面に沿って連続するようになり、縦き裂とも繋がってき裂が網目状に分布するようになる。また、酸化層内にもき裂が見られるようになる。そして、酸化層の一部がボンドコート内に浸入している様子も見られる。トップコートの剥離が起こる 250 サイクルでは、剥離面はトップコートの界面近くと酸化層内にも入り込んだ状態を示している。

熱サイクル回数と酸化層厚さの関係を Figure 4-7 に示す。剥離したときの酸化層厚さは、B1 で 11 μm 、B2 で 13 μm と、両者の酸化層厚さはほぼ同じ厚さである。しかしながら、剥離までのサイクル回数は双方で大きく異なり、試料 B2 の損傷までのサイクル回数は B1 に比べて約 3 倍に増加している。

さらに、各種施工プロセスの異なる遮熱コーティングの熱サイクル試験の結果を示す⁽⁹⁾。施工プロセスを Figure 4-8 に示す。試料は 4 種類あり、基材は Co 基超合金 FSX-414、ボンドコートは CoNiCrAlY、トップコートは 8% Y_2O_3 - ZrO_2 で、これらは全ての試料に共通している。試料 A1 のボンドコートは大気プラズマ溶射で施工され、残りの V1, V2, V3 は真空プラズマ溶射で施工されている。ここで、V2 はトップコート施工前に、ボンドコート表面に少量の酸素を含む Ar ガス雰囲気中で 1150℃, 3h の予備酸化の処理を行っている。その結果、

ボンドコート表面には5 μ m厚さの Al_2O_3 層が形成されている。

熱サイクル試験の結果をFigure 4-9に示す。試験条件は前述の試験と同じである。予備酸化施工のV2とアルミ層付与のV3試料がほぼ同じ程度の高い剥離に至るまでのサイクル数を示している。続いてV1で、 Δ 1が最も低く、V2, V3の1/3程度の結果となっている。この試験結果から、ボンドコート表面に施工する予備酸化やアルミ層の付与が、遮熱コーティングの剥離損傷寿命に大きな効果を持つことがわかる。

以上の遮熱コーティング試験片におけるバーナリグ試験と熱サイクル試験の結果から次のことが言える。

- ◆コーティング施工時に、トップコートとボンドコートの界面は波打ち形状が見られる。
- ◆上記界面近傍のトップコートで、試験経過に伴って‘横き裂’と‘縦き裂’が交差して現われてくる。
- ◆トップコート内のき裂は、ボンドコートとの界面近傍を除いて、中間部や表面近くでは観測されない。
- ◆トップコートとボンドコート界面に酸化層が時間経過に伴って生成する。ボンドコート表面の予備酸化の施工やアルミ層の付与があると、酸化層の生成が抑制される。

このようなコーティング層内の損傷挙動の観察から、酸化層の生成に伴ってトップコートとボンドコートとの界面近傍の領域で横き裂や縦き裂を引き起こす過大な応力が発生していることが予想される。また、予備酸化やアルミ層の付与がトップコートの剥離損傷の改善に大きな効果をもたらすことが試験で確認された。また、同時に、界面の粗度がコーティング層の剥離特性に与える影響について調べられており⁽⁴⁾、予備酸化を施した遮熱コーティングの熱サイクル試験でその有効性が確認されている⁽⁵⁾。しかしながら、界面近傍のき裂の発生や剥離損傷の改善の機構に関して、明確に理解されている状況ではない。

このようなコーティング層内の挙動に対して、従来の応力解析は、単純な1次元解析が多く、コーティング層の応力場を詳細に把握するまでには至っていない⁽⁶⁾。ましてや、界面の酸化層の生成や予備酸化あるいはアルミ層の付与を考慮した解析は皆無である。そのような状況にあって、解析によってコーティング層内の応力発生状態を把握することができれば、遮熱コーティングの剥離損傷に対する理解と改善の手懸りを得ることが期待できる。

以上の認識から、本章では遮熱コーティングの次に示す課題を対象として応力解析を行って、き裂発生の挙動に関する検討を実施する⁽⁷⁾⁽⁸⁾⁽⁹⁾。

1) トップコートとボンドコート界面の波打ち形状の影響

2) トップコートとボンドコート界面に生成する酸化層の影響

3) ボンドコート表面に施工する予備酸化による影響

上述の遮熱コーティングは、トップコートとボンドコートが単一の組成で形成されているが、コーティングの表面近くでセラミック組成が多く、基材に近づく程金属組成が増加する傾斜組成の遮熱コーティングは熱応力緩和に効果が期待できることで研究が行われている^{(10)~(15)}。また、複合組成の物性値の求め方についても種々提案されている⁽¹⁶⁾⁽¹⁷⁾。この傾斜組成遮熱コーティング試料の熱サイクル試験での劣化損傷の形態は、上記の2層コーティング構造のそれとは明らかに異なって、き裂の発生はコーティング表面と中間領域で観測される。この傾斜組成遮熱コーティングの応力解析モデルの提案と計算を行って、き裂発生機構を検討する⁽¹⁸⁾⁽¹⁹⁾。

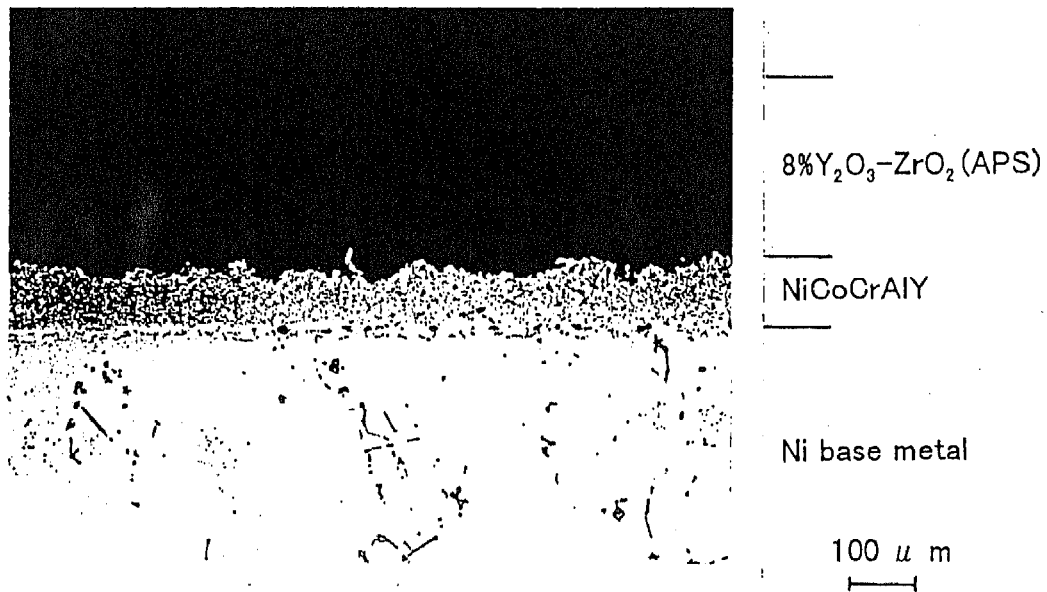
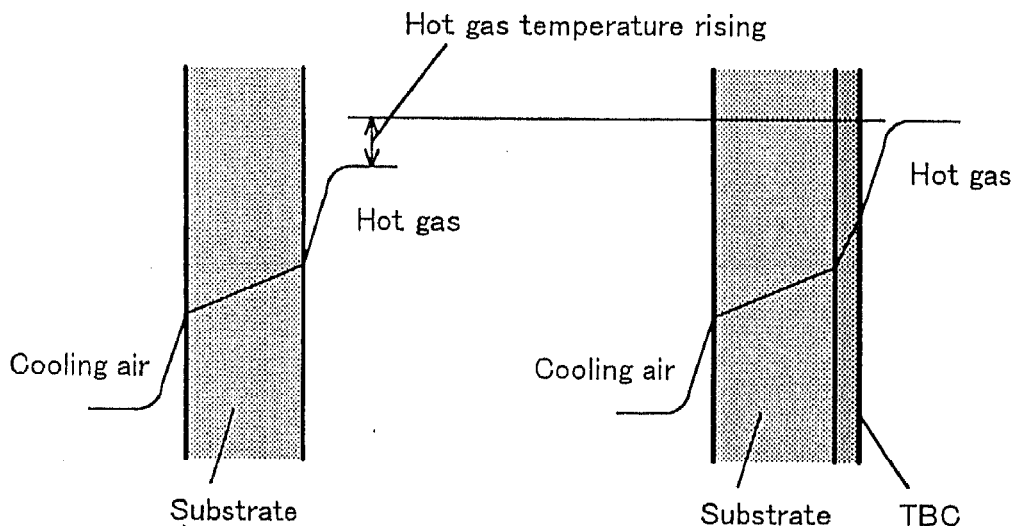


Figure 4-1 Cross section of thermal barrier coating



(a) Temperature distribution without TBC (b) Temperature distribution with TBC

Figure 4-2 Effect of thermal barrier coating for increasing hot gas temperature

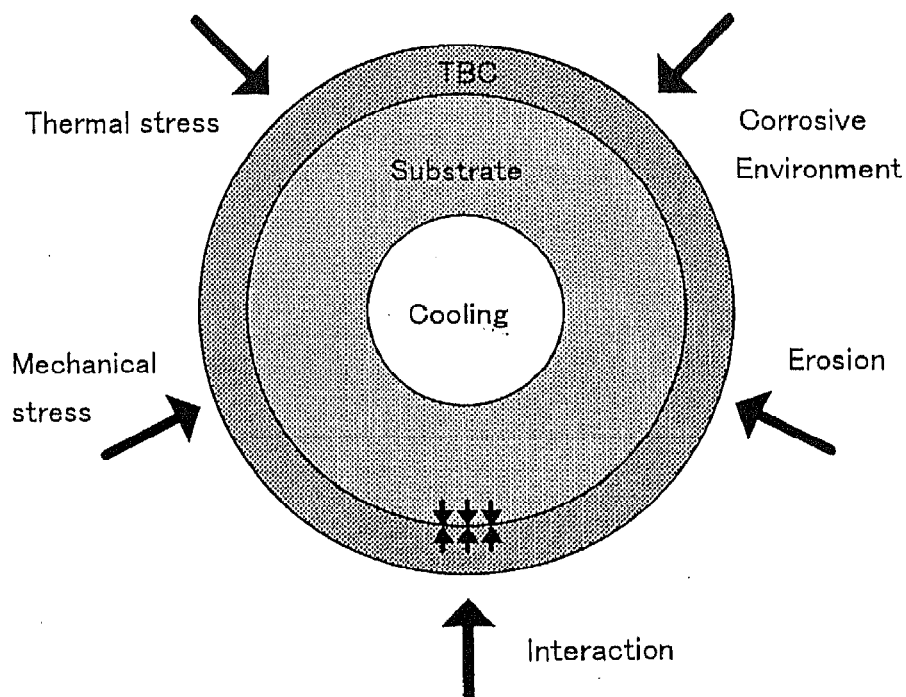


Figure 4 -3 Various factors encountered by thermal barrier coating under service conditions

Table 4-1 Specifications of specimen

Specimen	B1	B2
Top coat	8%Y ₂ O ₃ -ZrO ₂ 0.2 mm thickness	→
Aluminized layer	-----	Aluminized layer 5 μ m thickness
Bond coat	NiCoCrAlY 0.1mm thickness	→
Substrate	Ni base super-alloy	→

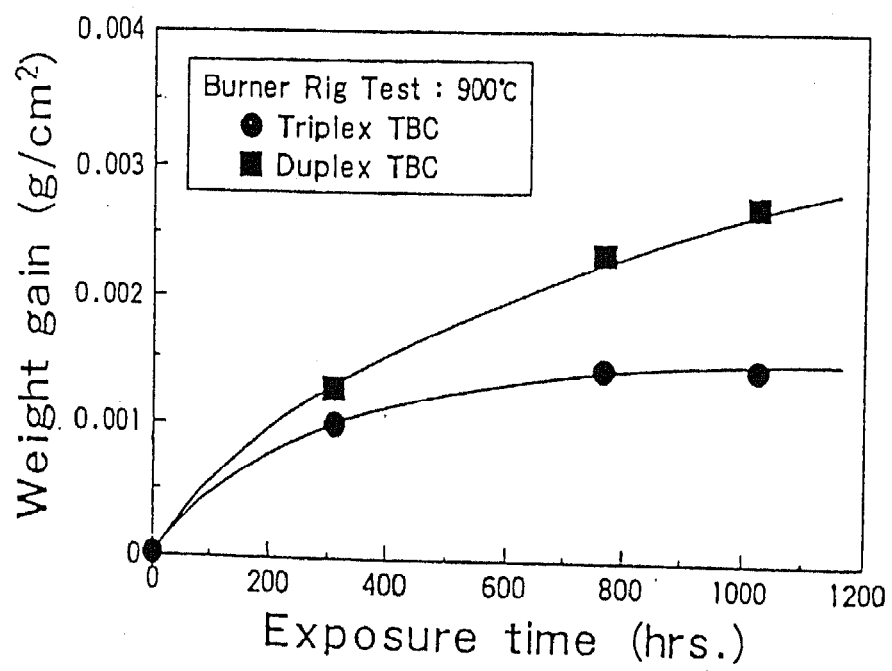


Figure 4-4 Weight gain of specimens in burner rig test. (900°C)

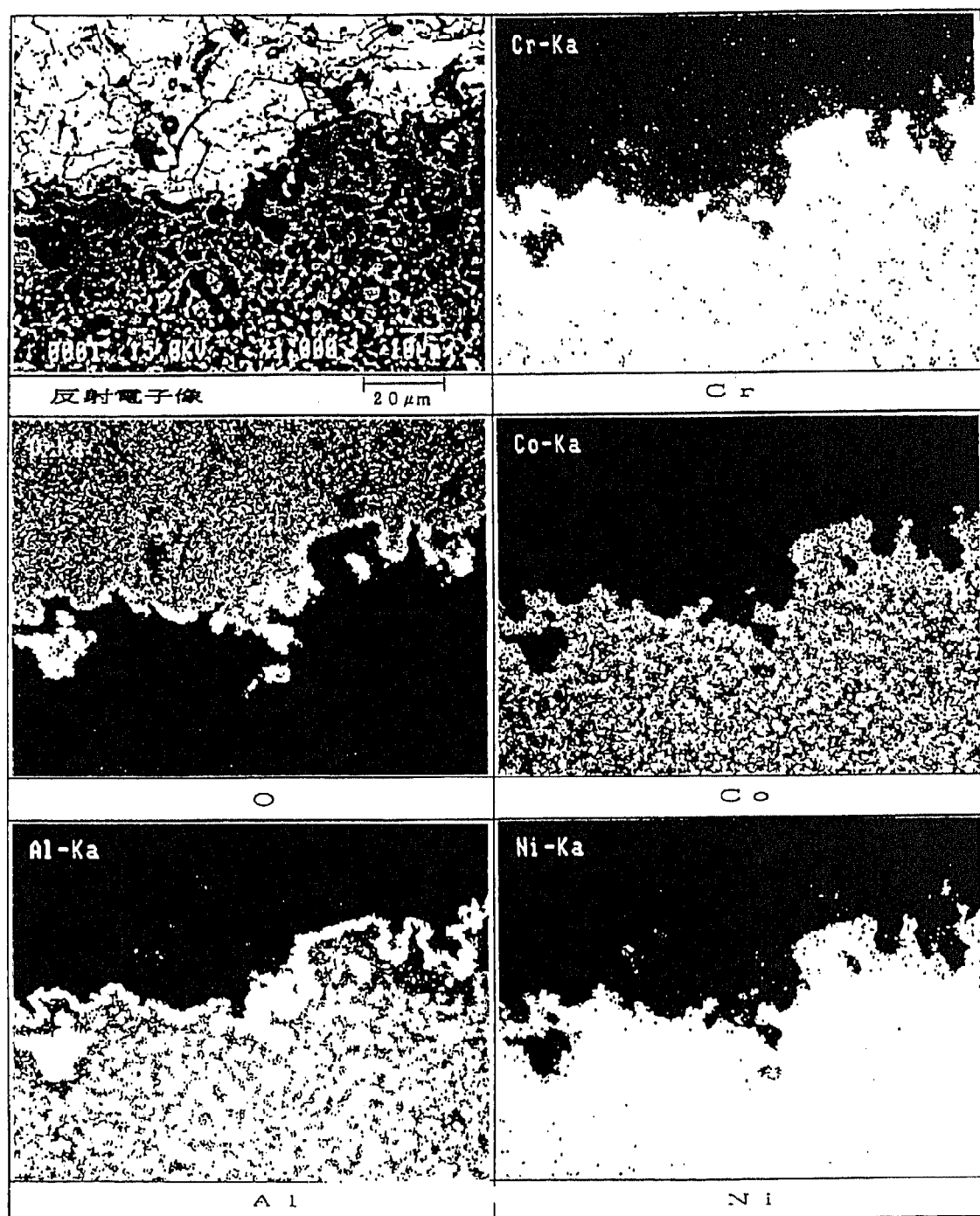
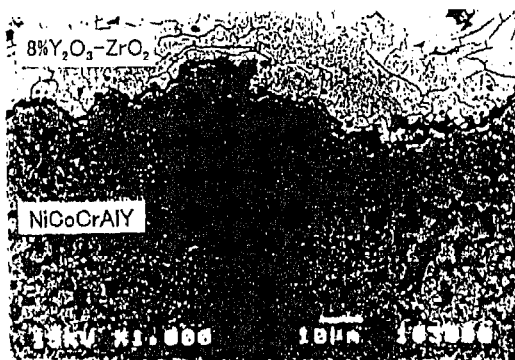
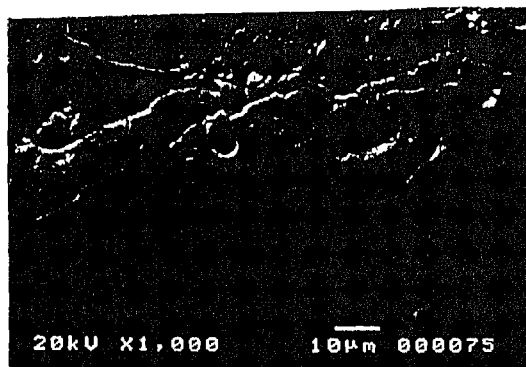


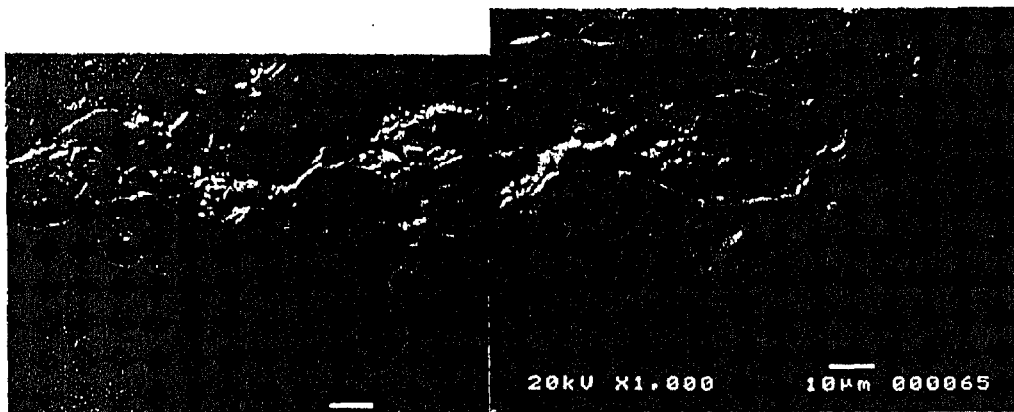
Figure 4-5 SEM image and EPMA of cross section after burner rig test (900°C,500h)



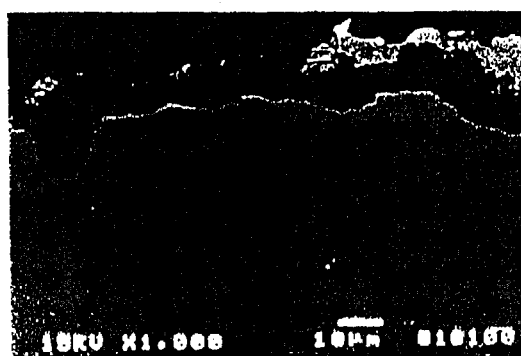
試験前



50サイクル



200サイクル



剥離 250サイクル

Figure 4-6 Cracking in top coat during thermal cycle test
(1100°C heating and 150°C cooling in air)

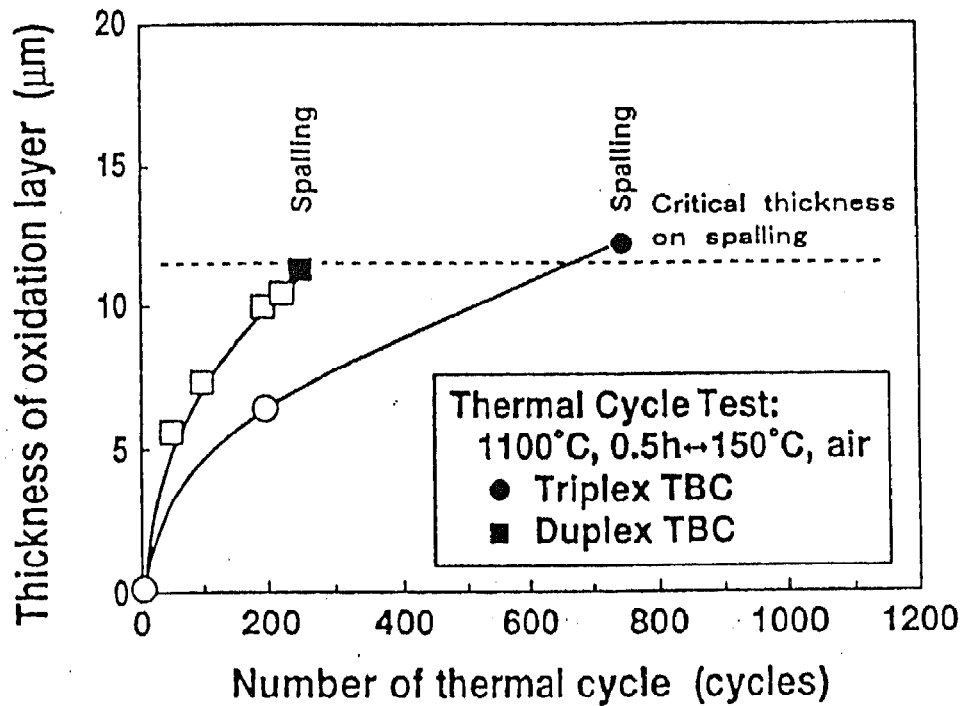


Figure 4-7 Comparison of life time to spalling for various thermal barrier coatings

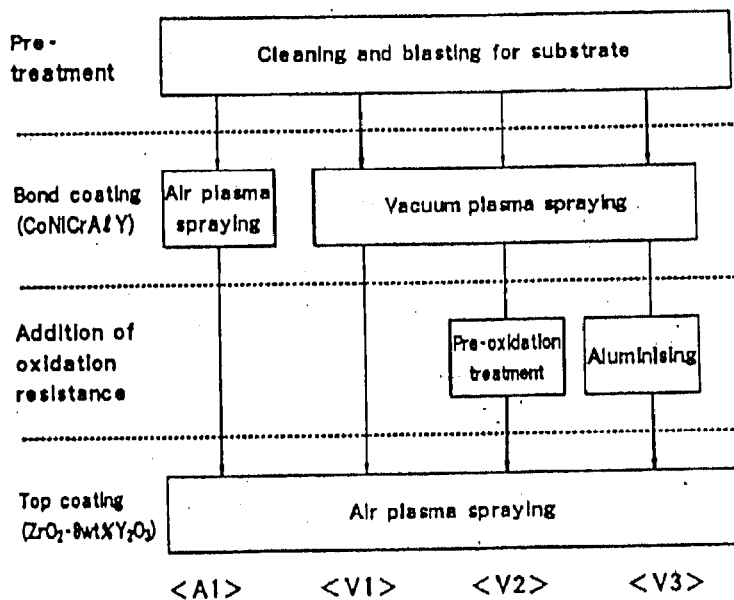


Figure 4-8 Manufacturing process of various thermal barrier coating specimen

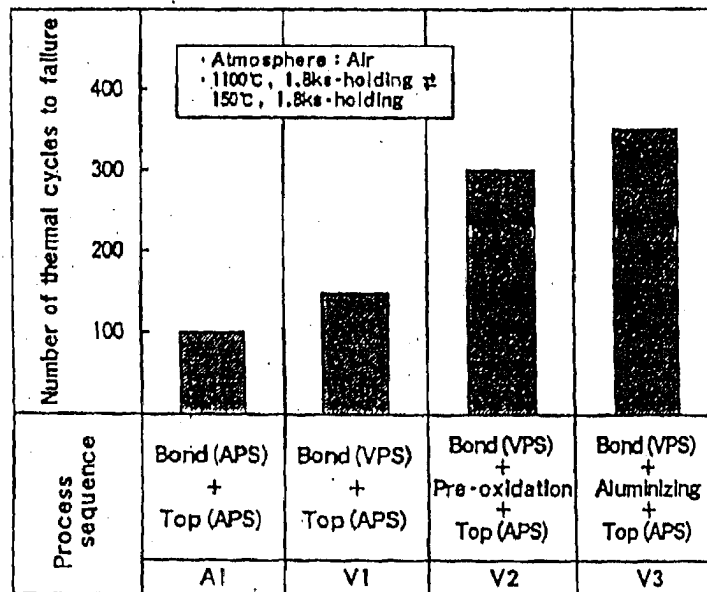


Figure 4-9 Results of thermal cycle test.

4. 3 ボンドコート界面粗度の熱応力への影響

4. 3. 1 解析方法

遮熱コーティングが施工されたタービン冷却翼の熱応力解析を行うための計算モデルを Figure 4-10 に示す。コーティングの層方向に沿って乱数を発生させ、ボンドコートの面粗度を模擬したランダムなトップコートとボンドコート界面を形成する。この図はボンドコート表面の面粗度（最大高さ R_{max} ） $56 \mu m$ の場合の一例である。

計算は 2 次元弾性解析で、汎用解析コード FÖRTRAN を使用する。コーティング層方向を x 軸、厚さ方向を y 軸とする。コーティング厚さは $364 \mu m$ で、トップコートとボンドコートの平均厚さはそれぞれ $252, 112 \mu m$ 、基材厚さは $2 mm$ である。コーティング内の要素形状は厚さ $14 \mu m \times$ 長さ $28 \mu m$ で、全体の要素数は 820 である。ボンドコートの面粗度 $0, 14, 28, 42, 56, 70, 84, 98 \mu m$ の 8 ケースの計算を行う。定格運転での計算条件を Table 4-2 に示す。コーティング表面側は高温ガス、そして基材内面側は冷却空気雰囲気、それぞれに温度は $1823, 673K$ と、熱伝達率は $2500, 3000 W/m^2K$ を与える。計算領域の両端面は断熱で、かつ、平面を保ち、平行に移動、変位できるものとする。計算に用いたコーティング材および基材の物性値を Table 4-3 に示す。

4. 3. 2 解析結果と考察

ボンドコートの面粗度 $54 \mu m$ で界面の代表的な形状として Figure 4-10 に示した (A) 谷部、(B) 中間部、そして (C) 頂部の 3 ヶ所の y 軸に沿った応力分布の計算結果を Figure 4-11 に示す。 σ_x は、面粗度 $0 \mu m$ の場合とほぼ同じ値であるが、界面近くのトップコートの頂部と中間部で高く、谷部で多少低い値となる。 σ_y は、面粗度 $0 \mu m$ では全域で $0 MPa$ であるが、面粗度があると界面近傍で応力が誘起される。特に、トップコートの谷部で σ_x の値に相当する高い引張応力が発生しており、中間部でも引張応力が発生し、頂部で低い圧縮応力となる。ボンドコートでは全体に圧縮応力場である。せん断応力 τ_{xy} も面粗度 $0 \mu m$ で全域 $0 MPa$ であるが、 σ_y と同様、界面近傍で応力が発生する。コーティングのある厚さで層方向の全計算要素の平均応力 σ_x, σ_y そして τ_{xy} は面粗度 $0 \mu m$ の応力と同じ値になり、 σ_y, τ_{xy} は全域で $0 MPa$ である。

次に、ボンドコートの面粗度が $0 \sim 98 \mu m$ の範囲で変化した場合の界面に接するトップコートの熱応力 σ_x, σ_y の計算結果を Figure 4-12 に示す。応力 σ_x は、面粗度 $0 \mu m$ で一定値であるが、粗度が生じてくると、その大きさに関わらず、 $0 \mu m$ の値を中心に分布するようになる。 σ_y は面粗度 $0 \mu m$ で $0 MPa$ であるが、粗度が生じると、高い引張応力から低

い圧縮応力の範囲で分布し、面粗度が小さいときは、 ~ 0 MPa の部位が多く、粗度が大きくなると高い引張応力の占める部位が多くなる傾向がある。 τ_{xy} も粗度が生じると、0 MPa を中心に分布を持つが、応力レベルは σ_y に比べて ~ 15 MPa 程度と低い。

トップコートとボンドコートの界面が平滑な場合には、応力 σ_y は計算面全域で 0 MPa であるが、界面形状が不均一な場合に、界面近傍のトップコートの谷部で大きな引張応力が誘起される理由は、次のように説明できる。この部位の組成は PSZ と MCrAlY から成るが、全体に MCrAlY が支配的であり、この組成の線膨脹係数が PSZ よりも大きいので、PSZ は周りの MCrAlY によってコーティング厚さ方向に熱伸び差を受けて引張応力が発生する。このように応力 σ_y 、 τ_{xy} は界面形状に依存して誘起され、応力 σ_x とは独立した発生形態を示している。

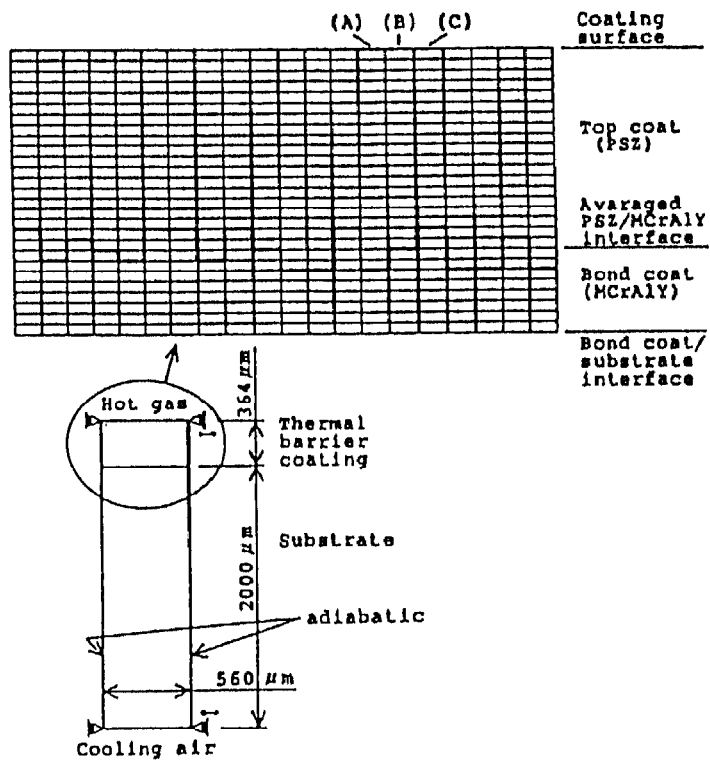


Figure 4-10 Schematic diagram of thermal barrier coating and boundary conditions

Table 4-2 Calculating conditions

	Hot gas side	Cooling air side
Temperature (K)	1823	673
Heat transfer rate ($\text{W}/\text{m}^2 \text{K}$)	2500	3000
Surface roughness on bond coat R_{max} (μm)	0, 14, 28, 42, 56, 70, 84, 98	

Table 4-3 Physical properties of top coat ,bond coat and substrate

	Thermal conductivity (W/mK)	Young's Modulus (GPa)	Thermal expansion co. ($\times 10^{-6}/\text{K}$)	Poisson's ratio (—)
Coating				
Top coat	2.0	20.0	10.0	0.23
Bond coat	15.0	110.0	16.0	0.23
Substrate (Co base super alloy)	25.0	140.0	17.0	0.3

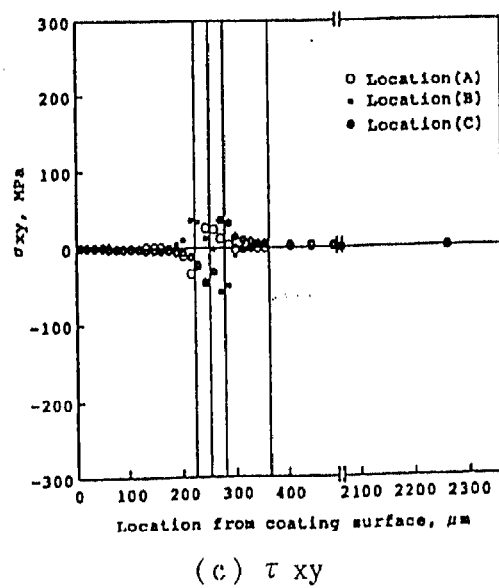
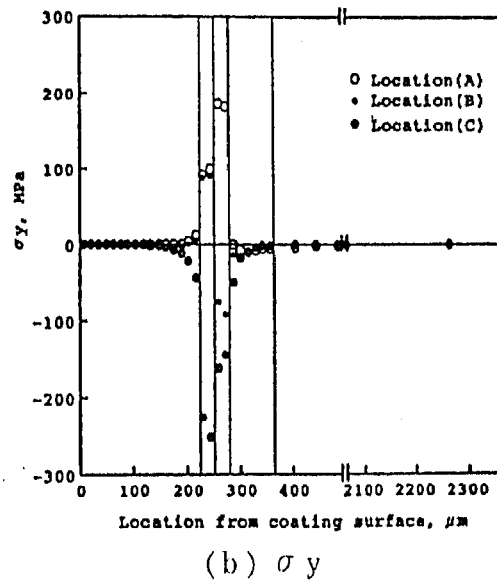
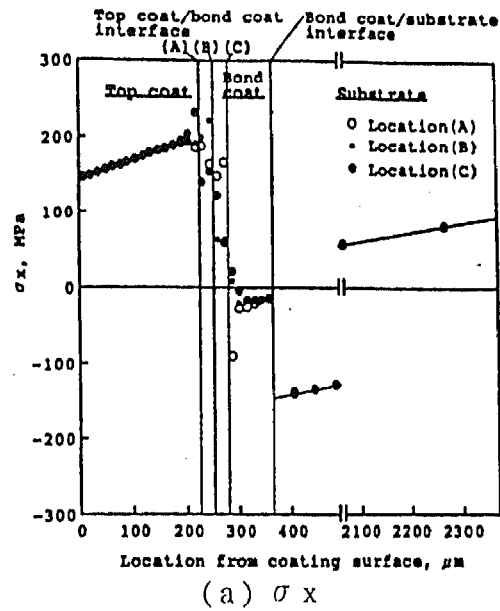
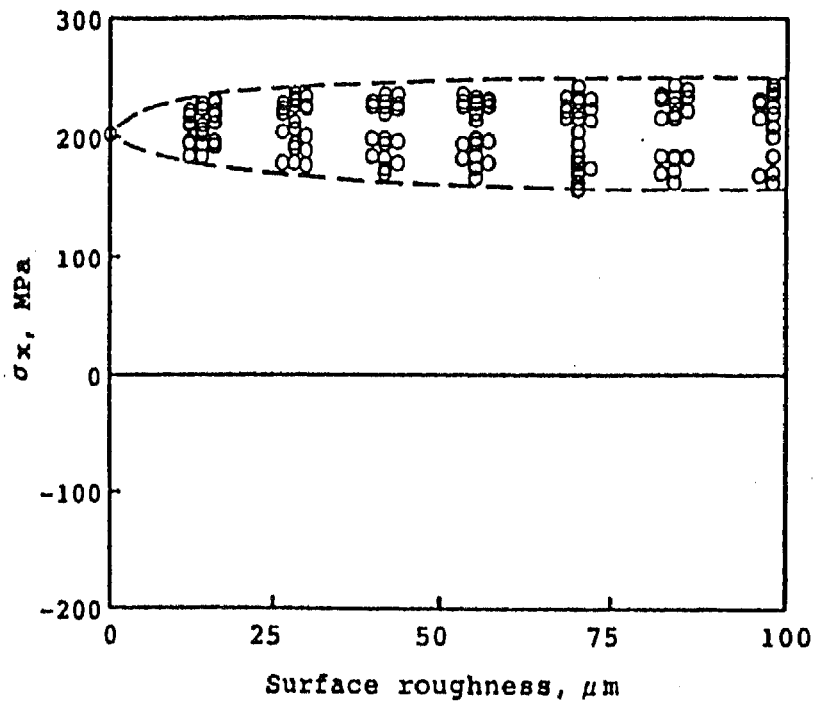
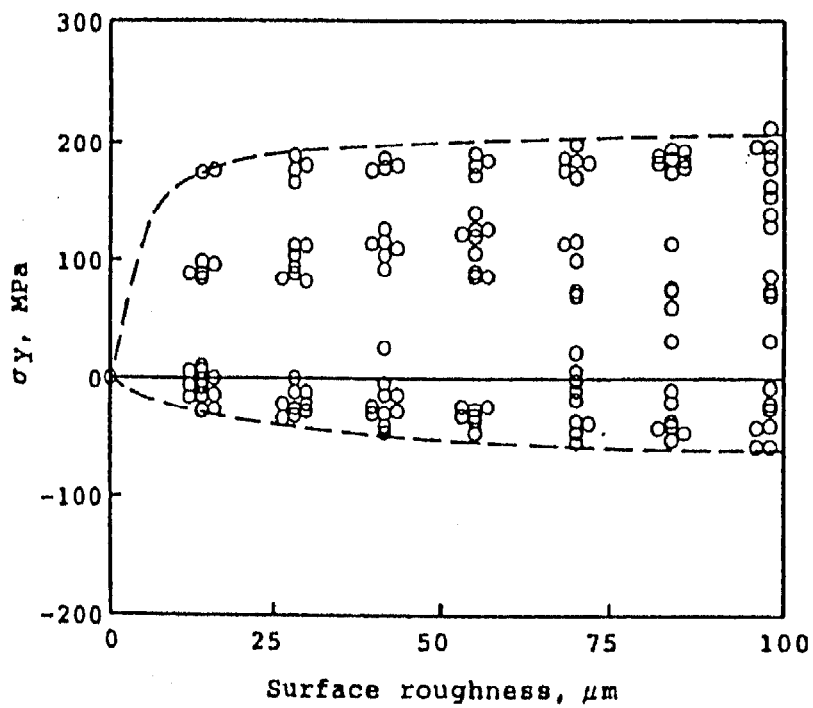


Figure 4-11 Steady state thermal stress distributions in thermal barrier coatings



(a) σ_x



(b) σ_y

Figure 4-12 Thermal stress distributions in ceramic layer near top coat/bond coat interface vs. surface roughness of bond coat.

4. 4 高温酸化による Al_2O_3 層の生成と応力解析

4. 4. 1 応力解析モデル

トップコートとボンドコート界面での主な酸化物は Al_2O_3 であり、応力解析に当たっては、この生成物のみを取り扱う。高温雰囲気下においてボンドコート表面でボンドコート成分中の Al とトップコートを通過して来た酸素が反応して Al_2O_3 が生成される。この反応は酸化層/金属界面で生じる。この場合、酸化層の成長は外部の酸素分圧が極端に低くない限り、この分圧には余り依存せず、酸化層を通してイオンの移動が律速過程とすると、酸化層の成長は次の放物線則に従う。

$$X = C \cdot \exp(-Q/RT) \cdot t^{0.5} \quad (4.1)$$

ここで、 X は Al_2O_3 層の厚さ、 C は定数、 Q は活性化エネルギー、 R はガス定数、 T は温度、 t は時間である。トップコートに 8% $\text{Y}_2\text{O}_3\text{-ZrO}_2$ 、ボンドコートは NiCoCrAlY のコーティング層を 1273 K の空気雰囲気下で 1000h 保持し、7 μm 程度の Al_2O_3 層の生成が観測されている。この結果から、上式の定数 C を求めることができる。

このように、コーティング界面で従来の組成と異なる Al_2O_3 層の生成が起こるような場合には、組成の体積の違いによって成長応力が発生することが知られている⁽²⁰⁾。従って、 Al_2O_3 層の生成を考慮した応力解析を行なう場合には、この成長応力を考慮することが必要となる。遮熱コーティングが施工されたタービン冷却翼の熱応力および成長応力の解析を行うための計算モデルを Figure 4-13 に示す。トップコート溶射前のボンドコート表面の粗度を考慮し、これを模擬して界面は波状の形状とする。面粗度 R_{max} に相当する波状の高さは 40 μm で、ピッチは 80 μm としている。 Al_2O_3 と Al の体積膨脹の比を示す Pilling-Bedworth 比 (PB 比) は 1.28 を採用する⁽²⁰⁾。ここで、体積膨脹は等方性として、界面に垂直および平行な方向に等量の膨脹係数を持つものとする。使用する解析コードでは熱応力は線膨脹係数を与えて計算できるが、体積膨脹によって発生する成長応力を直接求めることができないので、PB 比に見合った等価な線膨脹係数を定義して計算を行う。そのため、反応線膨脹係数 α_R を次のように定義する。

$$\alpha_R = \Delta l_R / l \quad (4.2)$$

ここで、 l は反応前の長さ、 Δl は l に対する反応による伸びである。 Al_2O_3 の体積膨脹は等方性として、反応線膨脹係数は界面に垂直あるいは平行方向に同じ値を取るものとする。

α_R は PB 比を使って、(4.2)式から得られる。

$$\alpha_R = \Delta l / l = PB^{1/3} - 1 = 0.086 \quad (4.3)$$

ここで、PB は PB 比である。現在、使用している解析コードは、 α_R の値を直接使った応力計算ができないので、次のような方法を採用する。通常、熱伸び Δl は線膨張係数 α 、温度変化 ΔT 、長さを l とすると、

$$\Delta l = \alpha \cdot \Delta T \cdot l \quad (4.4)$$

となる。ここで、 $\Delta l_R = \Delta l$ と置くことによって、(4.2)式と(4.4)式によって反応による等価線膨張係数 α_{eq} を定義する。

$$\alpha_{eq} = \alpha_R / \Delta T \quad (4.5)$$

この係数を使うことによって、現状の解析コードで、熱膨張による熱応力計算と同じように、反応による成長応力の計算をすることができる。ガスタービン運転中の遮熱コーティング内の酸化層の温度上昇 ΔT は、平均で $\Delta T = 900\text{K}$ とすると次のような値を取る。

$$\alpha_{eq} = 95.5 \times 10^{-6} \text{ 1/K} \quad (4.6)$$

この値は MCrAlY の線膨張係数 $\sim 15 \times 10^{-6} \text{ 1/K}$ に対して 6 倍程度大きく、 Al_2O_3 の生成は大きな応力を発生させることが予想される。

計算は 2 次元弾性解析で、汎用解析コード FORTRAN を使用する。コーティングの層方向を x 軸、厚さ方向を y 軸とする。トップコート、ボンドコートそれぞれの平均厚さは 252, 112 μm で基材の厚さは 2 mm である。最小の要素形状は厚さ 2 μm $\times$ 長さ 4 μm で、トップコートとボンドコート界面近傍でこの要素形状とした。全要素数は 820 である。

酸化層の厚さを 0, 2, 4, 6, 8, 10 μm の 6 ケースの計算を行う。ガスタービン定格運転での計算条件として、コーティング表面側は高温ガスそして基材内面側は冷却空気雰囲気、それぞれに温度 1823, 673 K と熱伝達率 2500, 3000 $\text{W/m}^2\text{K}$ を与える。計算領域の両端面は断熱で、かつ、平面を保ちながら平行に移動、変位できるものとする。計算に用いたコーティング層、酸化物および基材の物性値を Table 4-4 に示す。初期状態で残留応力はないものとし、ガスタービンが大気条件から定格条件に達した場合の応力計算を行っている。

4. 4. 2 コーティング層内の応力発生状態

定格運転条件での温度計算の結果、酸化層厚さが $0\ \mu\text{m}$ の場合、コーティング表面で $1335\ \text{K}$ 、トップコートとボンドコート界面では $1184\sim 1190\ \text{K}$ と多少の温度差があり、ボンドコートと基材界面で $1177\ \text{K}$ 、そして基材内面のメタル温度は $1079\ \text{K}$ である。酸化層が生成しても各部の温度は上記の値とほとんど変化していない。まず、酸化層厚さが $0\ \mu\text{m}$ の場合の熱応力分布を Figure 4-14 に示す。トップコートの界面頂部では引張応力 σ_x およびせん断応力 τ_{xy} が、界面谷部では引張応力 σ_y が発生している。

次に、酸化層が生成した場合の代表例として厚さ $4\ \mu\text{m}$ での熱応力および成長応力から成る応力分布を Figure 4-15 に示す。どの層においても極めて高い応力が発生し、トップコートでは界面頂部で引張応力 σ_x および τ_{xy} と界面から少し離れた位置に最大値を持つ引張応力 σ_y の発生が見られる。酸化層で高い圧縮応力 σ_x と τ_{xy} が発生している。ボンドコートでも界面頂部で引張応力 σ_x 、 σ_y と τ_{xy} が、界面底部で引張応力 σ_x と τ_{xy} の発生が見られる。

酸化層の生成によって高い応力が発生する部位での酸化層厚さによる応力変化の傾向を Figure 4-16 に示す。トップコートで σ_{xc} は酸化層が生成し始めると応力が急増し、厚くなるに従って鈍化するようになるが、 σ_{yc} は σ_{xc} に比べて値は小さいが、ほぼ直線的に増加している。 τ_{xyc1} 、 τ_{xyc2} も σ_{yc} と同様の傾向を示す。酸化層での圧縮応力 σ_{xn} は酸化層の生成で急激に高い圧縮応力となり、酸化層が厚くなるに従って漸増する。NiCoCrAlY コーティング試験材の高温酸化試験で、 $-5700\ \text{MPa}$ の残留圧縮応力が測定されており⁽²¹⁾、実際にも、酸化層は高い圧縮応力場にあることが分かる。ボンドコートではどの部位も酸化層厚さが増加してくると共に、応力も増加してくる。

ガスタービンの起動、停止による熱サイクルと連続運転状態においてコーティングは疲労およびクリープ損傷を受けるが、上記弾性解析で高い応力が発生する箇所はこのような損傷を受け易いことは十分に予想される。

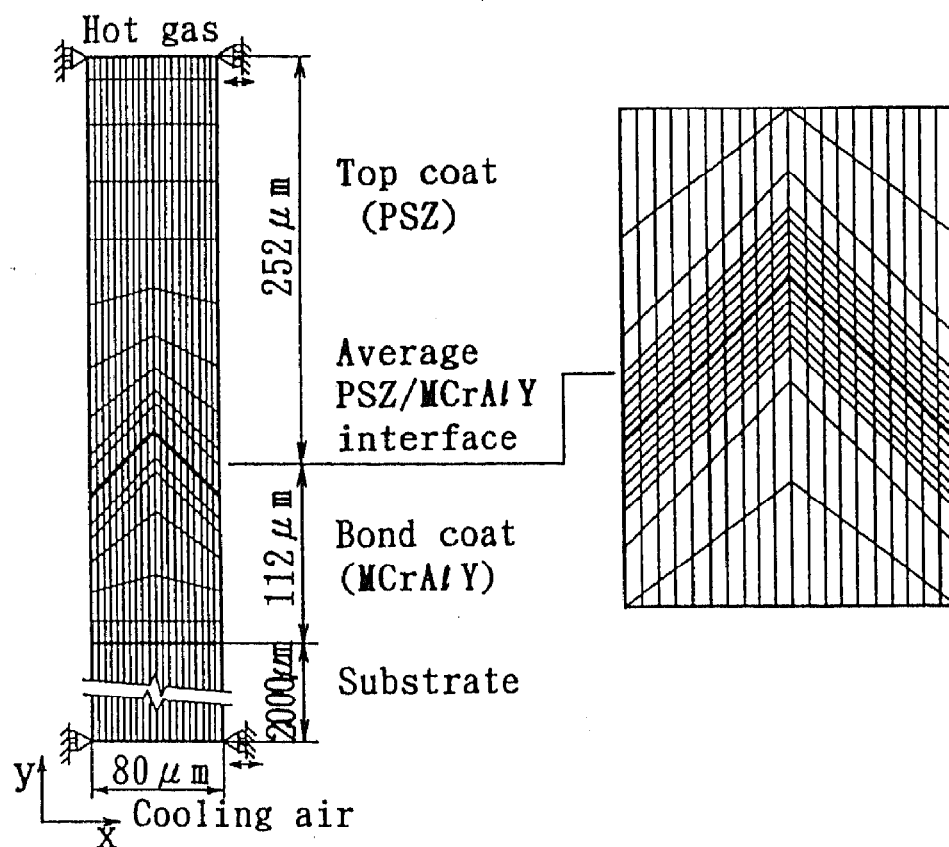


Figure 4-13 Schematic diagram of thermal barrier coatings and boundary conditions

Table 4-4 Physical properties of top coat, bond coat, Al_2O_3 and substrate

	Thermal conductivity (W/mK)	Young's Modulus (GPa)	Thermal expansion co. ($\times 10^{-6}/\text{K}$)	Poisson's ratio (—)
Coating				
Top coat	2.0	20.0	10.0	0.23
Bond coat	15.0	110.0	16.0	0.23
Oxide scale (Al_2O_3)	6.0	240.0	7.9	0.25
Substrate (Co base super alloy)	25.0	140.0	17.0	0.3

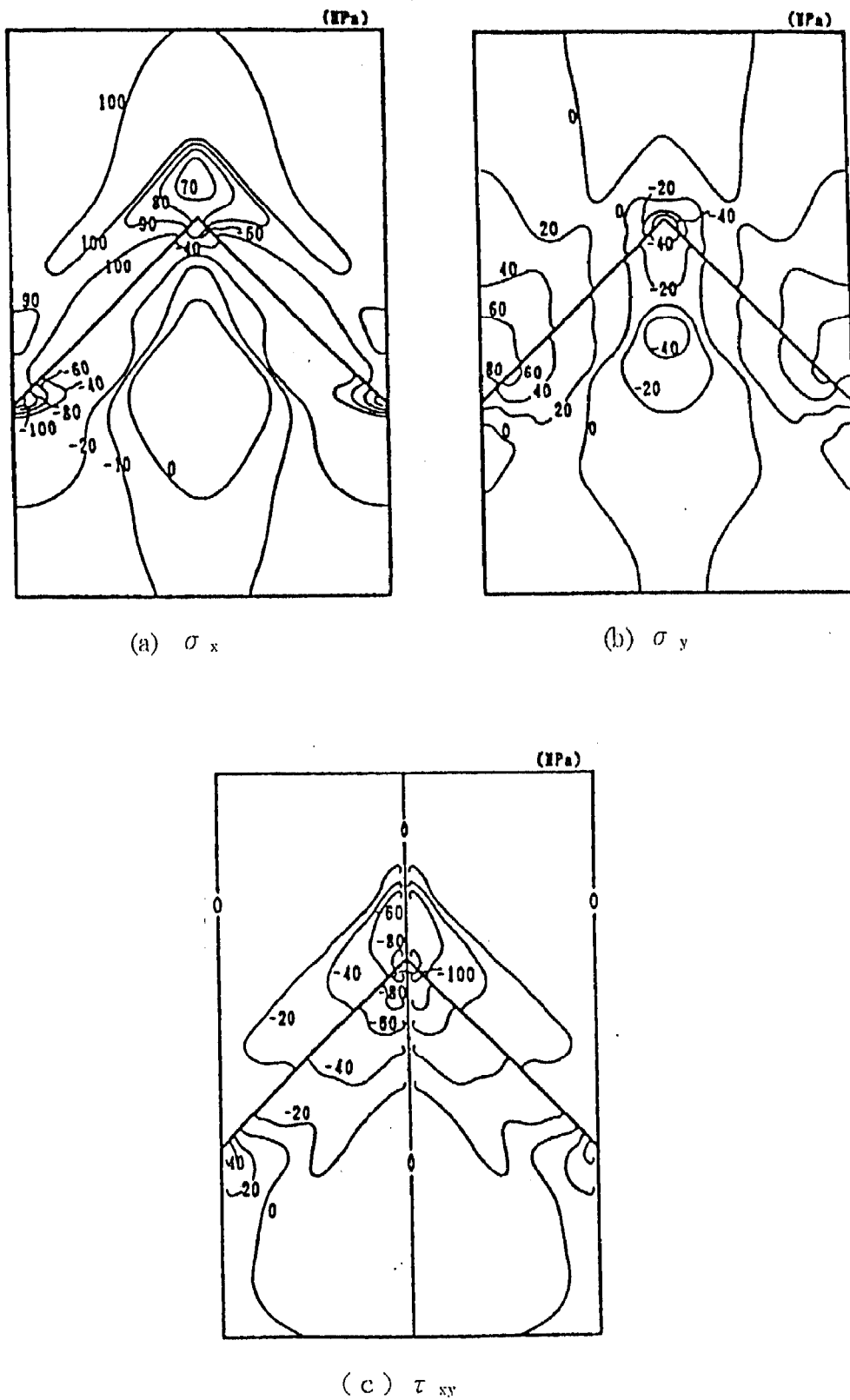


Figure 4-14 Thermal stress distributions in thermal barrier coatings
(thickness of oxide scale : $0 \mu m$)

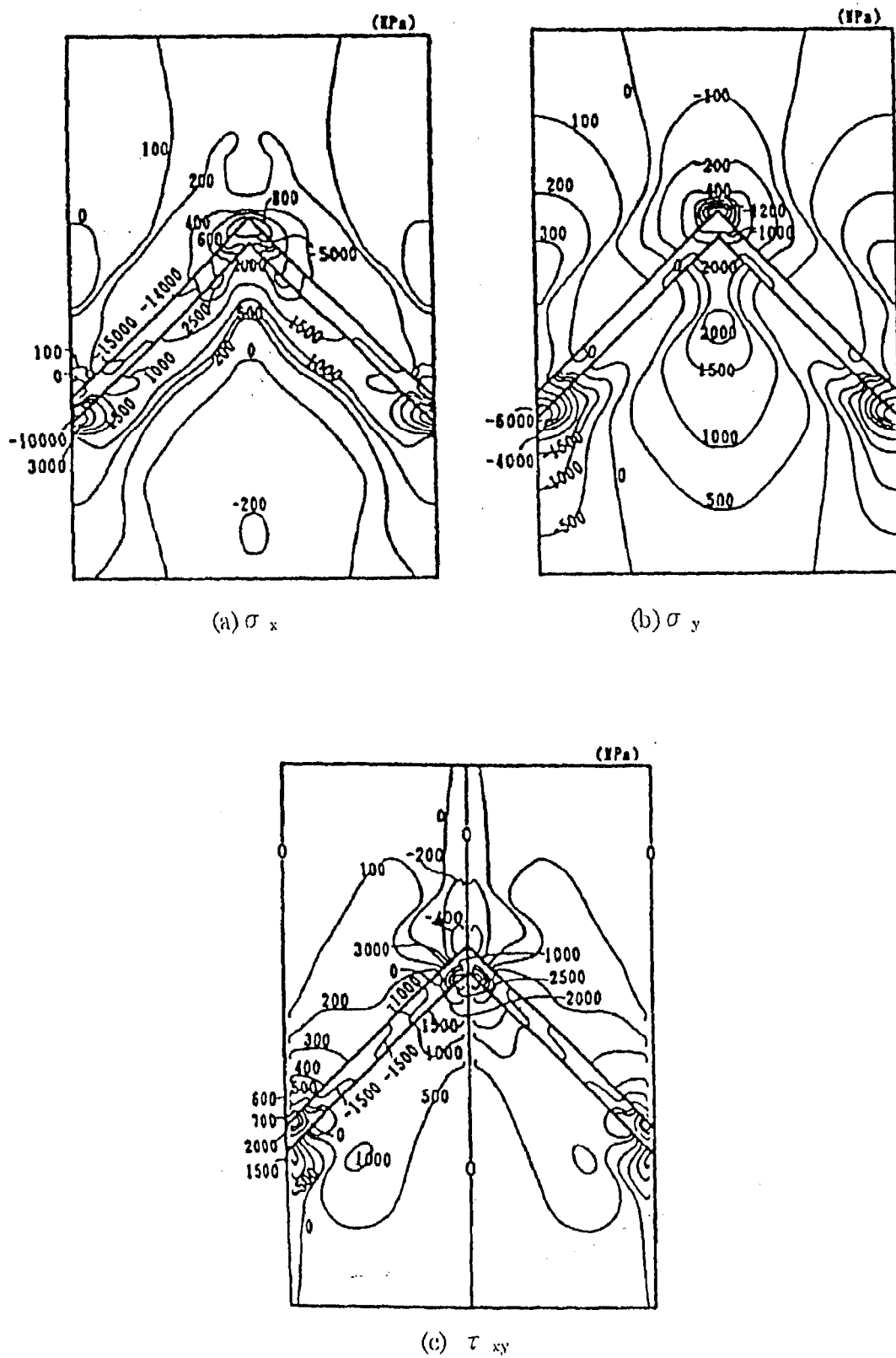
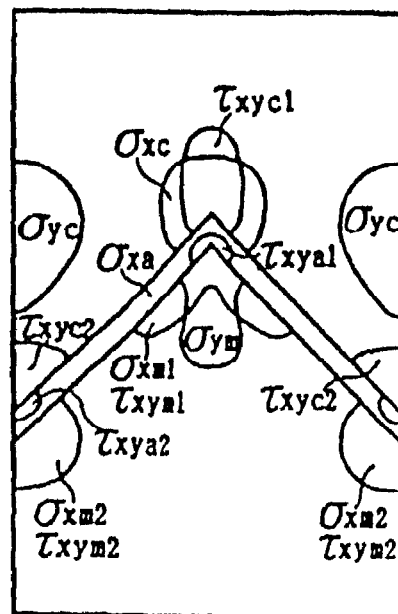
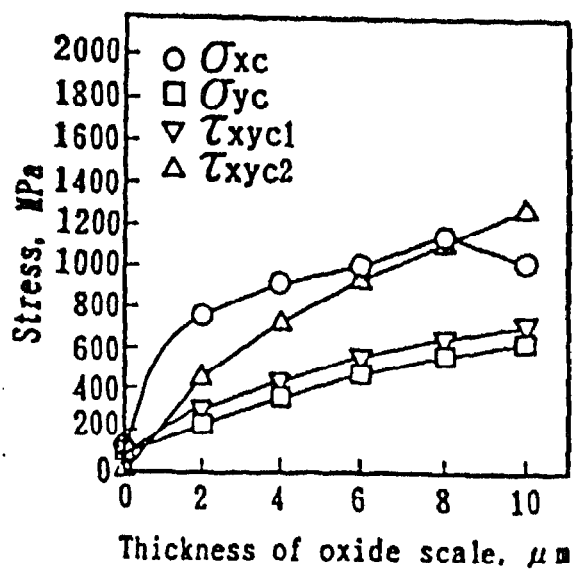
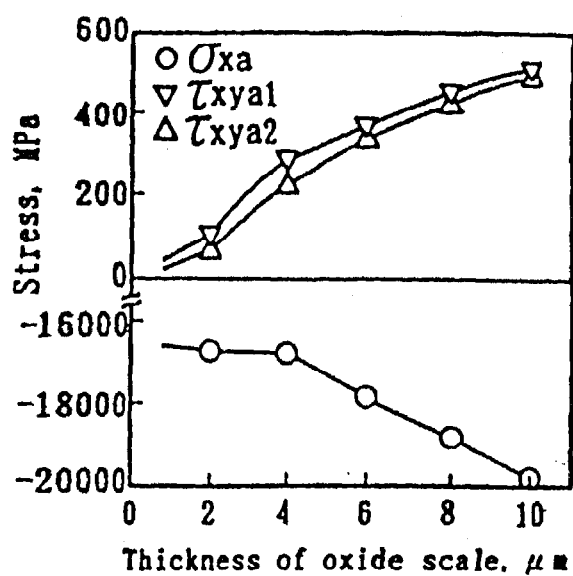


Figure 4-15 Thermal stress and growth stress distributions in thermal barrier coating

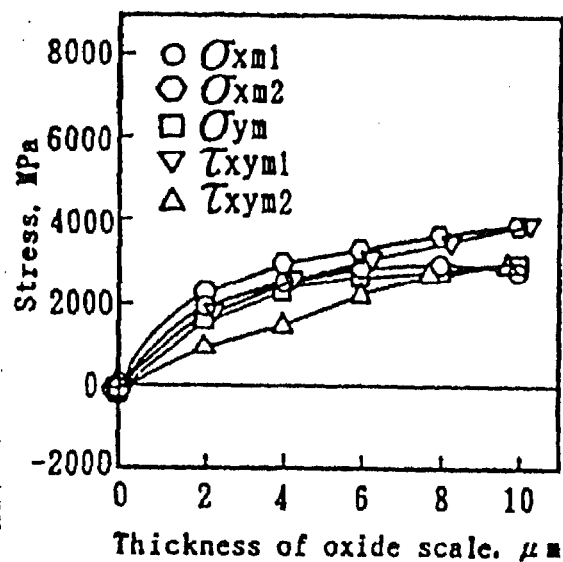
(ditto : $4 \mu\text{m}$)



(a) Top coat



(b) Oxide scale



(c) Bond coat

Figure 4-16 Thermal stress and growth stress vs. thickness of oxide scale

4. 5 ボンドコートの予備酸化による熱応力緩和作用

4. 5. 1 解析方法

高温雰囲気下でのトップコートとボンドコート界面に生成する主な酸化物は Al_2O_3 であり、酸化層としてはこの生成物のみを取り扱う。予備酸化そして運転中に生成する Al_2O_3 酸化層は酸化層とボンドコート界面での反応とする。酸化層を通してイオンの移動が律速過程とすると、酸化層の成長は放物線則に従う。 Al_2O_3 酸化層の生成による熱応力と成長応力の解析では、トップコートとボンドコート界面形状が応力場に大きく影響することが認められたので、本解析においても界面形状は平面ではなく、プラズマ溶射施工時のボンドコート表面の面粗度を模擬した波形形状を採用する。

遮熱コーティングが施工されたタービン冷却翼の計算領域を Figure 4-17 に示す。座標はコーティングの層方向を x 軸、厚さ方向を y 軸とする。トップコート、ボンドコートの平均厚さはそれぞれ $252\ \mu\text{m}$ 、 $112\ \mu\text{m}$ で、基材厚さは 2mm である。ボンドコート表面の波形形状は、面粗度 R_{max} に相当する波状高さ $40\ \mu\text{m}$ で、ピッチは $80\ \mu\text{m}$ としている。最小の要素形状は界面近傍で $1\ \mu\text{m} \times 2\ \mu\text{m}$ である。 $\text{Al}_2\text{O}_3/\text{Al}$ の体積膨脹の比を示す Pilling-Bedworth 比 (PB 比) は 1.28 で、体積膨脹は方向に依存せず等方性としている。

計算は 2 次元弾性解析で、汎用解析コード ABAQUS を使用する。本コードでは熱応力は線膨脹係数を与えて計算されるが、体積膨脹によって発生する成長応力を直接求めることはできない。そこで PB 比に見合った等価な線膨脹係数を別に定義し、この値を使って計算する。予備酸化による Al_2O_3 層の厚さは 0, 2, $6\ \mu\text{m}$ の 3 ケースそして運転によって生成する酸化層との合計厚さが $12\ \mu\text{m}$ まで計算を行う。ガスタービン定格運転条件での翼外面の高温ガス側と翼内面の冷却空気側の温度は 1823, 673K, 熱伝達率は 2500, 3000 $\text{W/m}^2\text{K}$ を与える。計算領域の両端面は断熱で、平面を保ち、かつ、平行に移動、変位できるものとする。計算に用いたコーティング材、基材の物性値は Table 4-4 に示す値を使用する。予備酸化の過程では、トップコートがまだ未施工のため、この状態での応力計算ではトップコートの計算要素に正規のヤング率に比べて低いオーダの値を与えることによって、応力発生は無視できるレベルで、計算グリッドの変形のみを求める。運転中の酸化層が生成する状態での計算には、トップコートに正規のヤング率を与えて、コーティング全体の応力解析を行う。

4. 5. 2 応力緩和作用

予備酸化を行った場合のコーティング層内の応力は、運転に供される前にすでに酸化層とボンドコートで極めて高い応力の発生が見られる。これは予備酸化層の生成による成長応力

の発生に起因している。解析の一例として、予備酸化層厚さが0, 2, 6 μm で、運転によって更に2 μm の酸化層が生成した状態での σ_y の応力分布をFigure 4-18に示す。運転によって酸化層が生成するとトップコート内でも応力が高くなり、酸化層との界面谷部全体に高い引張応力が発生している。しかしながら、界面から離れた領域では応力 σ_y の発生は見られなくなる。一方、酸化層内は全体に高い圧縮応力場にあり、ボンドコートでは頂部で高い引張応力が、谷部で圧縮応力が発生している。トップコートとボンドコート界面が波形でなく、フラットな場合の解析では、応力 σ_x とせん断応力 τ_{xy} の発生は見られず、これら応力は界面形状に大きく依存して発生する。

Figure 4-19に予備酸化層厚さが0, 2, 6 μm で、運転中の酸化層の生成で合計厚さが12 μm の場合について、トップコート内の界面谷部での y 軸に沿った応力 σ_y の状態を示す。予備酸化層厚さが増すると、界面近傍の最大応力値が低下しており、予備酸化によるトップコート内の応力緩和作用が認められる。次に、上記と同様の条件で界面頂部で y 軸に沿ったコーティング層内の応力分布をFigure 4-20に示す。予備酸化層厚さが増加すると、酸化層と界面近傍のボンドコートで応力 σ_y は高い引張応力となる。

引張応力 σ_y はコーティングの層間剥離を誘起する応力であり、予備酸化層が厚くなると、トップコートではこの応力が低減して剥離を抑制する効果がある。酸化層やボンドコートでは逆に応力 σ_y が上昇して、これらの領域を含めて層間剥離を助長する効果がある。遮熱コーティング試験片の熱サイクル試験で予備酸化処理を行った試験片の観測から酸化層とボンドコート界面頂部を起点としたき裂の進展が観測されており、上記解析結果はこの試験結果と同様の傾向を示している。予備酸化層が厚くなり過ぎると、返ってコーティングの耐久性に悪影響を及ぼすことが予想される。

4. 5. 3 遮熱コーティングの剥離損傷機構に関する考察

遮熱コーティング試験片を使った加熱試験や熱サイクル試験で、層内の組成変化やトップコートの剥離損傷挙動を観察した。また、トップコートとボンドコート界面の形状やボンドコート表面の酸化層の生成、あるいは予備酸化による応力発生状況を解析した。トップコートの8% Y_2O_3 - ZrO_2 は高温では延性の特性を示し、強度は不確定であるがジルコニアバルクの引張強さが21 MPa⁽²²⁾と比較的低い値を示している。解析は弾性解析であり、計算結果はかなり高い値を示しており、材料の強度と直接、比較評価することはできないが、定性的な応力状態を把握することは充分可能である。

上記の検討結果から、遮熱コーティングは熱履歴を受けている状態の剥離損傷機構を次の

ように推論する。Figure 4-21 に損傷の進展過程を示す。

- ・ステップ0：遮熱コーティングの施工状態。
- ・ステップ1：ボンドコート表面に酸化層が生成してくる。
- ・ステップ2：酸化が進行して酸化層が厚さを増してくると、トップコートの谷部に微細な横き裂が発生し、頂部でも微細な縦き裂が発生する。酸化層や酸化層との界面近くのボンドコートにも微細なき裂が発生する。
- ・ステップ3：酸化層の酸化が更に進行すると、トップコートの微細な横き裂や縦き裂が連結するようになる。酸化層やボンドコートのき裂も進展する。
- ・ステップ4：酸化層が更に厚くなると、トップコートの横き裂と縦き裂とも、連続したき裂に成長する。また、ボンドコートのき裂部位で酸化が更に進行して侵食領域が拡大する。
- ・ステップ5：酸化層の厚さが10 μm 程度に成長すると、トップコートの横き裂、縦き裂そして酸化層内のき裂が連結してトップコートが剥離する。

このような遮熱コーティングの剥離損傷過程に対して、ボンドコート表面の予備酸化やAl 層の付与は酸化層の成長を抑えることによって剥離寿命を延ばす効果があるものと推測できる。

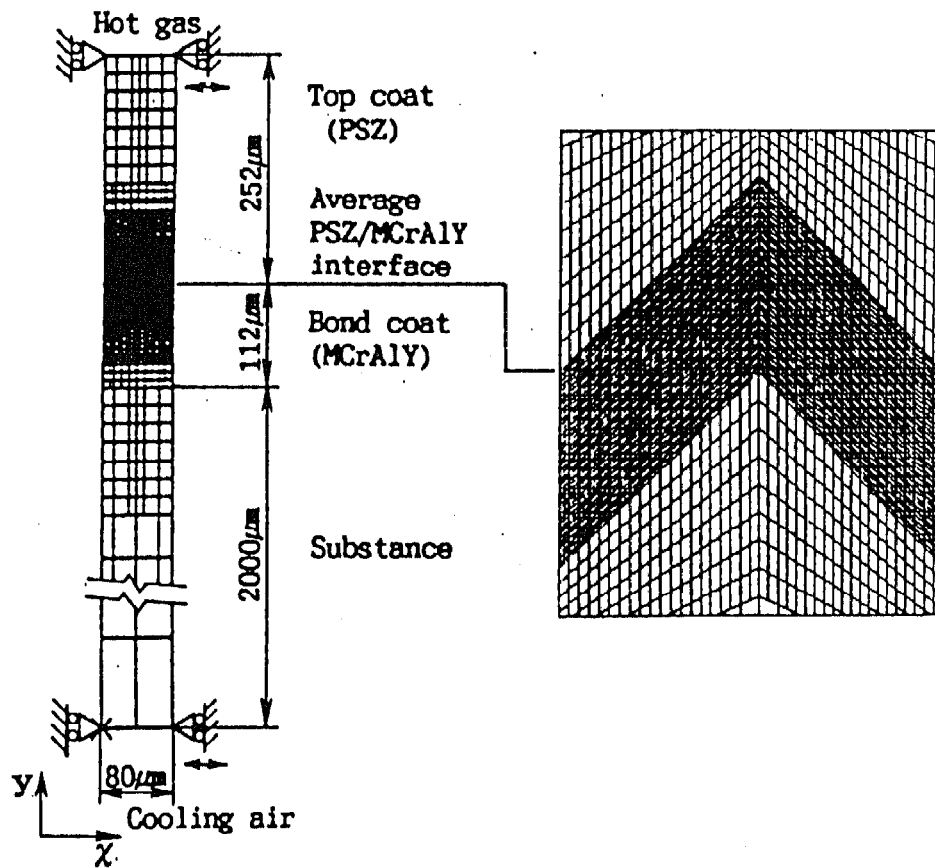


Figure 4-17 Schematic diagram of thermal barrier coatings and boundary conditions

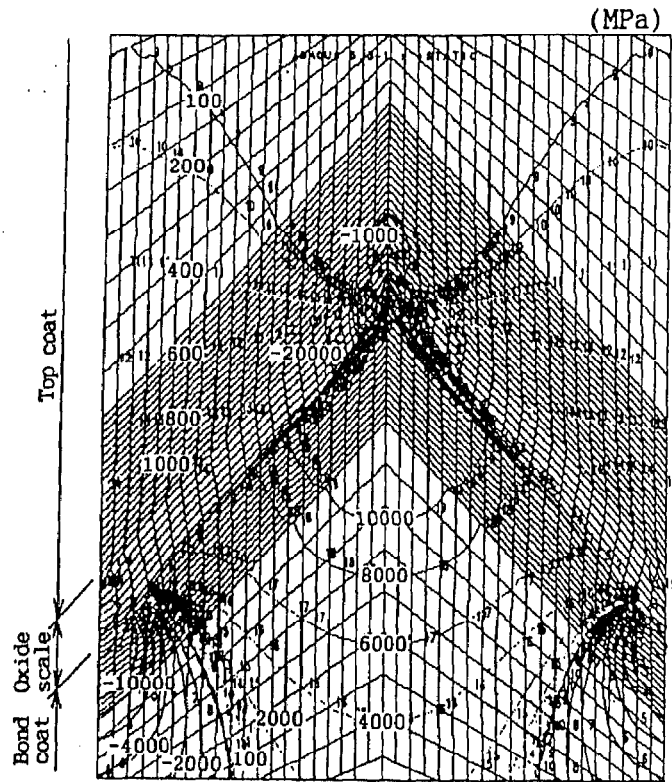


Fig 4-18 Thermal & growth stress distributions in TBC

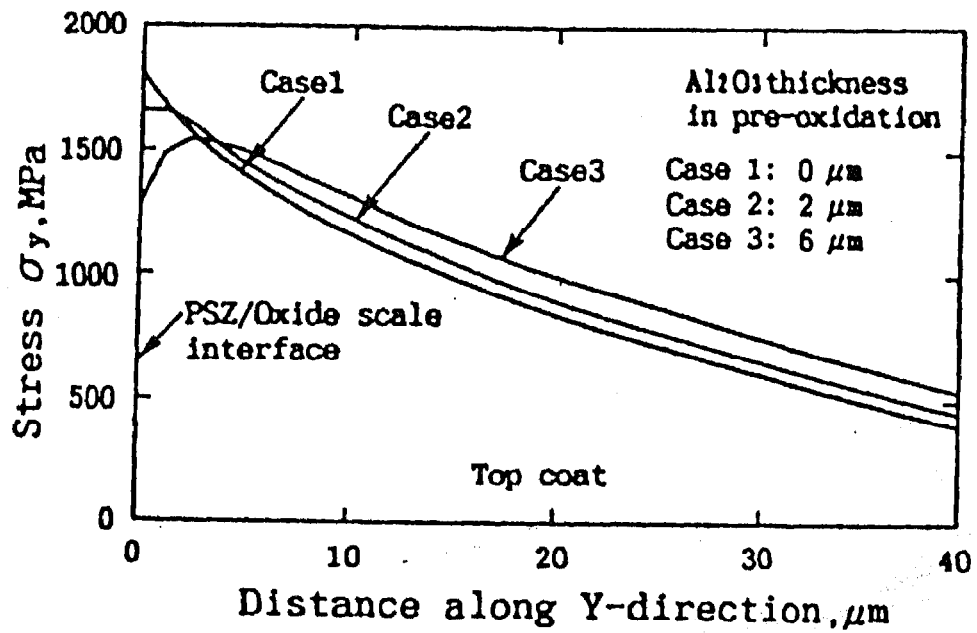


Fig 4-19 Stress distributions in top coat

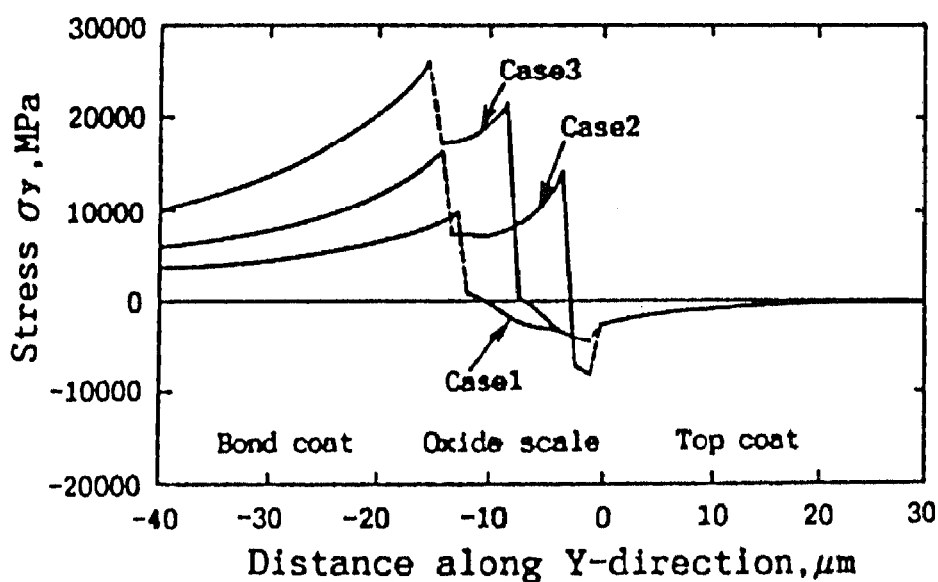
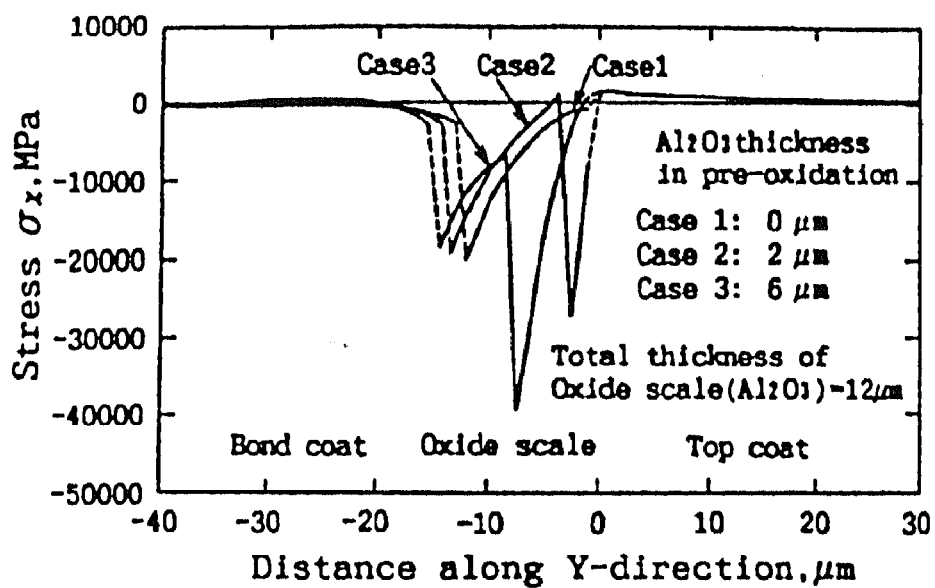


Fig 4-20 Stress distributions in TBC

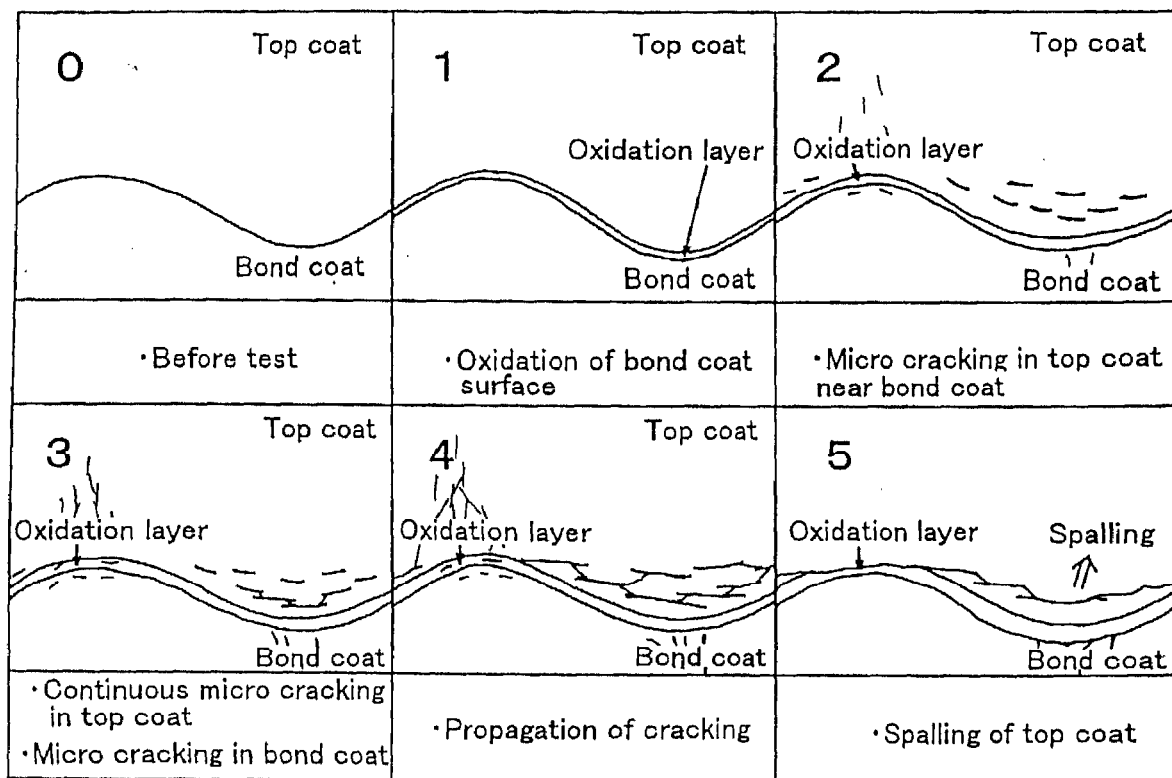


Figure 4-21 Schematic drawing of spalling mechanism of TBC

4. 6 傾斜組成遮熱コーティングのき裂発生機構

4. 6. 1 コーティング層内の形態

IN738LC の基材上に 8%Y₂O₃-ZrO₂（以下 ZrO₂ とする）と CoNiCrAlY（溶射材平均粒径はそれぞれ 19.0 μm, 17.3 μm）を減圧プラズマ溶射によって施工した傾斜組成遮熱コーティングの断面の組織を Figure 4-22 に示す。ZrO₂ と CoNiCrAlY の構成比率が徐々に異なる層が積層されている様子がみられる。溶着粒子の形態を詳しく調べるために、組成比率が大きく異なる部位を電子顕微鏡で観察した。組成比率が ZrO₂/CoNiCrAlY = 20% / 80% の断面の状態を Figure 4-23 に示す。組成比率の低い ZrO₂ が粒子で、組成比率の高い CoNiCrAlY がマトリックスという、粒子とマトリックスの複合状態がみられる。

粒子と見なされる ZrO₂ に注目して、溶着粒子の厚さと長さを計測し、アスペクト比（＝長さ／厚さ）を求めた。組成比率が逆転する場合についても、CoNiCrAlY の粒子について同様の計測を行った。それらの結果を Figure 4-24 に示す。ZrO₂ と CoNiCrAlY の溶着粒子の平均厚さは 5.3 μm, 5.5 μm とほぼ同程度である。アスペクト比の平均値は ZrO₂ で 14.1、CoNiCrAlY で 6.1 である。溶射材の平均粒径および溶着粒子の平均厚さは共に同程度の値であるにもかかわらず、ZrO₂ のアスペクト比が大きい。ここで、溶射材の形状は球状で、かつ、基材に溶着した粒子は偏平な円盤状に変形すると仮定して、溶射材平均粒径と溶着粒子の平均厚さから溶着粒子円盤の直径を求めると、ZrO₂ で 30.1 μm、CoNiCrAlY で 25.0 μm となる。これら直径から求めたアスペクト比はそれぞれ 5.7, 4.5 であり、計測値よりも小さい。この差異の原因として、プラズマ溶射中に溶射材同志の衝突で大きな粒子を形成し、これが溶着しているものと推定される。

4. 6. 2 解析モデルと解析法

傾斜組成遮熱コーティングの形態観察から、次に示すような手順で計算モデルを導いた。Figure 4-25 に解析の流れを示す。

- (a) コーティングを含む基材の計算領域の設定と FEM 解析のメッシュ分割を行う。メッシュ形状は溶着粒子のアスペクト比の観察結果から層方向に長い形状とする。また、メッシュ分割を単純化するために、コーティング内の形状は同一とする。
- (b) コーティング材の ZrO₂ と MCrAlY および基材の物性値を与える。
- (c) コーティング厚さ方向の ZrO₂/MCrAlY の傾斜組成割合を決める。
- (d) ZrO₂/MCrAlY の傾斜組成割合と乱数との関連付けを行う。
- (e) 乱数を発生させてコーティングの計算メッシュに ZrO₂ と MCrAlY をランダムに分散

配列する。

(f) 境界条件としてタービン翼外部の高温ガス側温度 T_g と熱伝達率 α_g および翼内部の冷却空気側も同様に温度 T_a と熱伝達率 α_a を与える。

以下の計算には分散配列したコーティング材の物性値を直接使用する。

(g) 熱伝導解析で温度分布を求める。

(h) 熱応力解析で熱応力分布を求める。

以上のようなコーティング内の計算メッシュに複数のコーティング材を粒子として分散配列させる解析法を「粒子分散モデル」と呼ぶ。

(1) タービン冷却翼の熱応力解析

解析の対象として、Figure4-26 に示すタービン静翼を選定する。翼表面には $ZrO_2/CoNiCrAlY$ の傾斜組成遮熱コーティングが施され、翼外面の高温ガス側からの熱流束を低減している。翼内部に圧縮機吐出空気の一部を導いてインピンジメント冷却が施されている。翼型は背側で凸面、腹側で凹面であり、また、翼の位置によって肉厚に多少の分布があるが、計算においては翼は平面で、かつ均一肉厚として、解析モデルとしては 2 次元部分断面モデルを採用する。

計算領域とコーティング内の ZrO_2 と $CoNiCrAlY$ の分散配列状態の一例を Figure 4-27 に示す。表層のトップコートは 100 % ZrO_2 で厚さ 100 μm 、中間部は 450 μm の厚さで ZrO_2 と $CoNiCrAlY$ が 10 段階に直線的に変化する傾斜組成域であり、その下層のボンドコートは 100 % $CoNiCrAlY$ で厚さ 100 μm 、コーティング全体の厚さは 650 μm である。基材は厚さ 2mm の Ni 基超耐熱合金の IN738LC である。x 軸は高温ガスの流れ方向で、言い換えれば、コーティング層に平行な方向であり、y 軸は翼の厚さ方向で、 $y = 0mm$ の位置はコーティング表面に対応している。x 軸方向の幅は 2mm としており、この方向のメッシュ分割数 20 の場合の傾斜組成分布の設定値と乱数を使って得られた結果との比較を Figure 4-28 に示す。これらは全体にはよく合っているが、一部、一致しない部位がみられるのは、メッシュ分割数に依存しているためである。そのため、組成分布の設定値と計算に採用する分布の違いによる温度分布への影響を調べた。分割数が 5, 10, 20 の 3 ケースで、それぞれのケースで乱数発生を 5 回行って、熱流束とコーティング表面の平均温度のバラツキをみた。分割数が 5, 10 のときは、熱流束と平均温度のバラツキは双方共 $\pm 1.3\%$ と ± 5.5 K であったが、分割数が 20 では、 $\pm 0.55\%$ と ± 2 K と小さくなり、分割数を 20 程度にすることによって、乱数発生で得られる傾斜組成分布と設定値との不一致は、熱流束と温度分布にほとんど

影響しないものと思われる。

つぎに、コーティング内のメッシュ形状を選定する上で、層内の観察結果から溶着粒子の厚さは $5\ \mu\text{m}$ 程度であったが、このサイズでメッシュ分割すると分割数が多くなり過ぎ、実用上からメッシュサイズを大きくする。粒子のアスペクト比が温度分布や熱応力分布に及ぼす影響を調べた結果、アスペクト比が 4 以下では大きな影響があるが、4 以上ではほとんど影響がみられなかった⁽²³⁾。そこでアスペクト比=4 を選んで、メッシュ形状の厚さと幅をそれぞれ $25\ \mu\text{m}$ と $100\ \mu\text{m}$ とした。その結果、メッシュ数はコーティング内で 520、基材で 260、計 780 である。なお、Figure 4-27 のようなモデルでは応力特異場はないため、粒子サイズ $5\ \mu\text{m}$ に対してメッシュサイズ $25\ \mu\text{m}$ でも応力分布はほぼ妥当な値が得られるものと思われる。

計算領域の両端面は断熱で、平面を保ち、かつ平行移動できるものとする。計算は定格負荷条件とコーティングにとって最も過酷な条件であるガスタービントリップの運転状態での非定常解析を行う。解析には汎用有限要素解析コード NASTRAN を使用する。コーティング材の物性値は文献⁽¹¹⁾ を参考にして高温の使用状態を想定して設定している (Table 4-5)。計算条件として、ガスタービンの定格運転状態でのタービン翼ガス側、冷却側の条件を Table 4-6 に示す。ガスタービン起動前の常温時には、翼基材およびコーティング内の残留応力は発生していないとしている。

(2) 単独分散粒子の熱応力解析

本解析法の有効性を調べるために、単独の粒子がその粒子と異なる物性値を持つマトリックス中に配置された単純な粒子分散パターンについて詳細な熱応力解析をおこなう。計算領域を Figure 4-29 に示すように、粒子はサイズが $25\ \mu\text{m} \times 100\ \mu\text{m}$ 、アスペクト比=4 の CoNiCrAlY で、マトリックスは ZrO_2 である。この粒子分散パターンはコーティング表層に近い ZrO_2 リッチな傾斜組成域を想定している。さらに、これとは逆の分散パターンである ZrO_2 を粒子として CoNiCrAlY リッチなボンドコートに近い傾斜組成域を想定した計算もおこなう。

計算メッシュはタービン翼の解析に比べて、特に、粒子を含めた近傍でほぼ 1 桁低い 18 に細分化されている。コーティング材の物性値および計算条件はタービン翼と同じとして解析を行った。計算領域は左右対称なので、中心から半分のみを対象としている。

4. 6. 3 解析結果

(1) タービン冷却翼

Figure 4-27 のコーティング内の ZrO_2 と $CoNiCrAlY$ の分散配列状態にあるタービン静翼の定格負荷条件での温度分布の計算結果を Figure 4-30 に示す。コーティング表面の最高温度は 1353K で、基材との界面でほぼ 1173K であり、熱流束は 1.05 MW/m^2 である。温度分布はコーティング内で単に厚さ方向（y 軸）だけでなく、コーティング層に平行な方向（x 軸）にも見られる。この x 軸方向の温度分布は ZrO_2 と $CoNiCrAlY$ 粒子の分散配列の影響を受けている。翼基材では x 軸方向の分布はほとんどなくなっている。

この温度分布状態での定常熱応力の計算結果を Figure 4-31 に示す。図中には全ての計算メッシュの応力値がプロットされている。熱応力はコーティング内で厚さ方向（y 軸）と同時にコーティング層に平行な方向（x 軸）に非常に広い分布を持っている。

まず、応力 σ_x については、コーティング内の ZrO_2 と $CoNiCrAlY$ で発生する応力は明らかに二つの領域に分れて分布している。 ZrO_2 の応力は全て引張応力であり、100% ZrO_2 のトップコートでは 60~110 MPa で、傾斜組成域では内部に進むにしたがって応力レベルが高くなって、最大 125 MPa 程度の値を示している。一方、傾斜組成域の $CoNiCrAlY$ で発生する応力はほとんどが高い圧縮応力と低い引張応力の範囲にあり、ごく一部、 ZrO_2 と同レベルの引張応力の発生もみられる。圧縮応力は最大 -200 MPa に達する部位がある。100% $CoNiCrAlY$ のボンドコートの応力はほとんどが 0 MPa 近傍に集中している。基材内では、応力は x 軸方向にはほとんど不均一な分布はみられず、翼外面側で圧縮、内面側で引張で直線的に分布している。

応力 σ_y は σ_x と同様に、 ZrO_2 と $CoNiCrAlY$ で領域を二分して発生している。コーティング表層の ZrO_2 での応力はほぼ 0 MPa で、傾斜組成域での ZrO_2 では最大 110MPa 程度の高い引張応力から低い圧縮応力の範囲で分布している。 $CoNiCrAlY$ では逆に -160 MPa 程度の高い圧縮応力から低い引張応力の範囲で分布している。ボンドコートでは 0 MPa を中心に低い応力レベルにあり、基材では応力の発生はみられない。x 軸方向の全計算メッシュの平均応力はコーティング、基材全域にわたって 0 MPa である。せん断応力 τ_{xy} は、コーティング表層とボンドコートで 0 MPa を中心に低い応力レベルにあり、傾斜組成域では ZrO_2 、 $CoNiCrAlY$ を問わず、ほぼ $\pm 50 \text{ MPa}$ の範囲で分布しており、基材全域で応力の発生はみられない。平均のせん断応力は σ_y と同様、全域で 0 MPa である。

次に、定格負荷からのガスタービントリップにおける過渡運転状態での代表的な部位の σ_x の時間変化の計算結果を Figure 4-32 に示す。この計算条件は翼外部のガス温度が急激に低下する最も厳しい運転条件である。コーティング表面の ZrO_2 の応力はトリップ開始か

ら約 2 秒後にわずかにピーク値をとり、その後減少していく。傾斜組成域の $\text{ZrO}_2/\text{CoNiCrAlY} = 50\%/50\%$ の部位の ZrO_2 の応力はピーク値を持たずに減少する。基材の外面と内面の圧縮および引張応力もピーク値を取らずに減少している。また、応力 σ_y , τ_{xy} も σ_x と同様の過渡変化特性を有している。ガスタービン定格運転の定常解析による熱応力はガスタービンにとって最も過酷とされる定格負荷からのトリップでの過渡状態での熱応力と同等とみなせるので、熱応力の値としてガスタービン定格運転での解析結果を用いても支障がないと考えられる。

本解析法と複合則によって求めた物性値を使用する計算法とを比較するために、同じ計算条件で複合則によるタービン翼の計算をおこなった。複合則は単純なモデルである直列および並列配置モデルを採用して、物性値を次式によって求めた。

$$p^n = v_c p_c^n + v_m p_m^n \quad (4.7)$$

ここで、 p は物性値、 v は体積分率、添字 c は ZrO_2 、 m は CoNiCrAlY を示す。指数 $n = 1$ は並列配置モデルであり、このモデルは物性値の上限を与え、 $n = -1$ は直列配置モデルで、これは物性値の下限を与える。定格負荷条件での定常熱応力の計算結果を Figure 4-33 に示す。応力 σ_x の分布は両モデル共ほぼ同様の傾向を示しており、傾斜組成域で並列配置モデルの応力が直列配置モデルの場合よりも高い値となっている。マトリックス中に粒子が分散したモデルを採用した場合の応力分布は両者の中間的な分布を示すことが予想される。粒子分散による本解析法で求めた応力分布 (Figure 4-31) と比較すると、コーティング内の応力は複合則を使った方がやや高めの値を取っており、基材での応力は両方法ともほとんど同じ値であることが分かる。一方、本解析では、応力 σ_y , τ_{xy} はコーティング内で σ_x と同程度の高いレベルの分布を示しているが、複合則を使った方法ではこれらの応力は計算されていない。この点で両方法の計算結果に大きな違いがある。しかしながら、本解析での応力 σ_y , τ_{xy} の x 軸方向の平均応力は 0 MPa であることから、複合則による方法は粒子分散モデルによって得られる平均応力を計算していると考えてよい。

(2) 単独分散粒子

CoNiCrAlY を粒子、 ZrO_2 をマトリックスとした Figure 4-29 の計算モデルにおいて、タービン静翼の定格負荷条件と同じ計算条件での熱応力の計算結果を Figure 4-34 に示す。まず、 σ_x の応力分布において、 CoNiCrAlY 粒子内で高い圧縮応力が発生し、粒子中心部で最大 -200 MPa に達している。マトリックスの ZrO_2 領域では、粒子周辺で高い応力状態にある。特に、粒子の高温ガス側と冷却空気側では引張応力がみられ、最大 70 MPa 程度であ

る。粒子端面側では最大 50 MPa 程度の圧縮応力であり、粒子から離れた領域では応力は低減する。応力 σ_y については、粒子内で最大 -60 MPa 程度の圧縮応力の発生がみられる。ZrO₂ の領域では粒子の高温側と冷却側で -20 MPa 程度の低い圧縮応力であるが、粒子端面側で最大 50 MPa 程度の高い引張応力の発生がみられ、粒子から離れた領域では応力は低減する。せん断応力 τ_{xy} は粒子の角部を中心にピークを持って、粒子およびマトリックスの領域で分布しており、角部から遠ざかると応力は急激に減少している。

粒子分散のパターンが上記と逆の場合における計算結果は、粒子とマトリックスでの応力発生が上記パターンと引張、圧縮が全く逆転している。ただし、応力レベルは同程度である。応力 σ_x 、 σ_y は粒子の ZrO₂ では引張であり、マトリックスの CoNiCrAlY では圧縮が支配的な分布を示した。

タービン翼の熱応力解析結果と単分散粒子のより詳細な解析結果を比較検討する。まず、応力 σ_x については、単分散粒子の解析結果 (Figure 4-34) は全体にタービン翼の応力レベルに比べて圧縮応力側にシフトしている様子がみられる。この理由として、単分散粒子の計算領域は翼基材のない単純化したパターンであるため、ZrO₂ の線膨脹係数が基材よりも小さいことによってコーティング内の x 軸方向に発生する引張応力が付加されていないためである。

応力 σ_y 、 τ_{xy} は、 σ_x のように基材とコーティング材の線膨脹係数の違いによる影響を受けないので、単分散粒子とタービン翼の解析結果を直接比較することができる。応力 σ_y は両者の解析で、CoNiCrAlY で圧縮応力が、ZrO₂ では高い引張と低い圧縮応力が発生している。 τ_{xy} は両解析とも、CoNiCrAlY、ZrO₂ を問わず、同程度の応力発生がみられる。このようにタービン翼の傾斜組成遮熱コーティングの解析結果を単分散粒子の詳細な解析結果との比較によって、両者は応力発生パターンの類似性と同レベルの応力値を持つことがわかる。

4. 6. 4 考察

傾斜組成遮熱コーティングの熱疲労試験で生じた損傷の観察結果を Figure 4-35 に示す。試験試料は基材厚さ 5mm、直径 ϕ 25 の 1N738LC で、コーティングは厚さ 600 μ m の ZrO₂ と CoNiCrAlY の直線的傾斜組成分布を持つ。試験条件は大気雰囲気中で 1273K~523K の温度範囲で繰り返し加熱、冷却される。コーティングの損傷形態として、一つは表層部のき裂の発生と進展による縦割れがあり、もう一つは、層内で横方向にき裂が発生、進展する層間割れがある。縦割れは 100% ZrO₂ のトップコートで発生している (Figure 4-35(a))。別の

レーザ照射による熱衝撃試験の結果⁽¹³⁾では、傾斜組成域の ZrO_2 リッチな領域までき裂の進展が観測されている。さらに内部の MCrAlY リッチな領域ではき裂の発生は見られない。

一方、層間割れはトップコートの領域ではみられず、その内部の ZrO_2 リッチな領域で発生しており、 CoNiCrAlY リッチな領域では層間割れの発生はみられない (Figure 4-35(b))。これら縦割れと層間割れは別の部位で個別に発生しており、相互に独立した現象であることが分かる。熱サイクル数が増えると、き裂がさらに進展して縦割れと層間割れが結合することは容易に予想される。

温度条件や MCrAlY 、基材の物性値等が多少異なるが、このような熱疲労試験でのコーティング損傷の要因を上記の解析結果から以下のように推論する。

- (a) 縦割れはトップコートおよび ZrO_2 リッチな傾斜組成域で、 ZrO_2 内の引張応力 σ_x に起因して発生、進展する。より内部の CoNiCrAlY リッチな領域でも ZrO_2 で高い引張応力が発生しているが、周辺のマトリックス状の MCrAlY が圧縮応力場であり、この領域までき裂進展は起こりにくい。
- (b) 層間割れは ZrO_2 リッチな傾斜組成域で、 ZrO_2 内のせん断応力 τ_{xy} あるいは引張応力 σ_y に起因して発生、進展する。トップコートでは応力 σ_y は 0 MPa であり、層間割れは発生しない。内部の CoNiCrAlY リッチな領域では ZrO_2 に高い引張応力が発生しているが、上記の縦割れと同様の理由でこの領域でのき裂進展は起こりにくい。

複合則を使った解析法では、応力 σ_x は計算で求められているが、 σ_x と同レベルの高い応力 σ_y 、 τ_{xy} は得られておらず⁽¹¹⁾⁽²²⁾、斜組成遮熱コーティングの損傷形態との整合性は充分ではなかった。本解析法を使った熱応力計算の結果、層間割れの要因と考えられる応力の発生が認められた。 ZrO_2 での応力 σ_x 、 σ_y および τ_{xy} は ZrO_2 バルクの引張強さ 21 MPa を越える引張およびせん断応力が発生していること、 CoNiCrAlY で応力 σ_x 、 σ_y は高い圧縮あるいは低い引張応力状態にあり、IN738LC への減圧プラズマ溶射による CoNiCrAlY の密着強度が 100 MPa 前後であり⁽²⁴⁾、 CoNiCrAlY 自身の強度はさらに高いと考えられることから、傾斜組成遮熱コーティングの縦割れおよび層間割れの発生と進展は ZrO_2 内で選択的に生じていると推定される。

傾斜組成遮熱コーティング施工の中空内部冷却試験片による熱サイクル試験で、AE センサを使ってき裂発生の計測が行われている⁽¹⁰⁾。加熱によって設定条件に達した時に多数のき裂が検出されており、これは温度上昇によって熱応力が増大して、き裂が発生、進展することを示唆している。

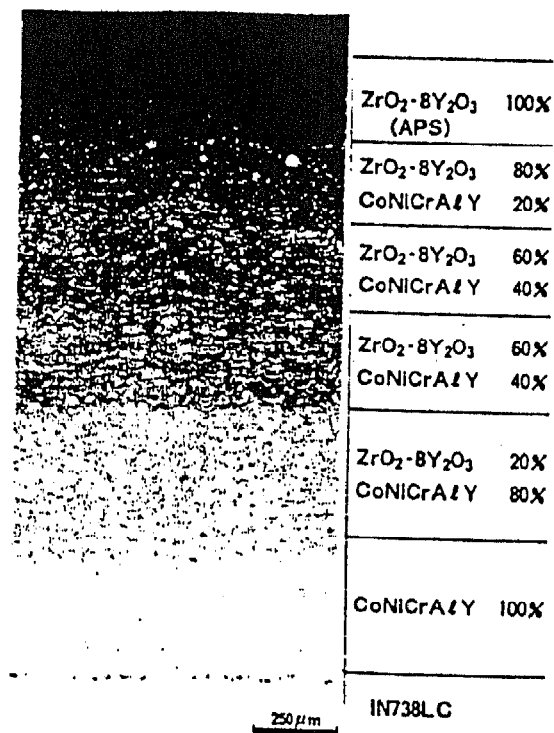
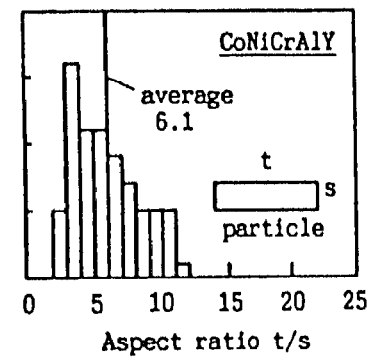
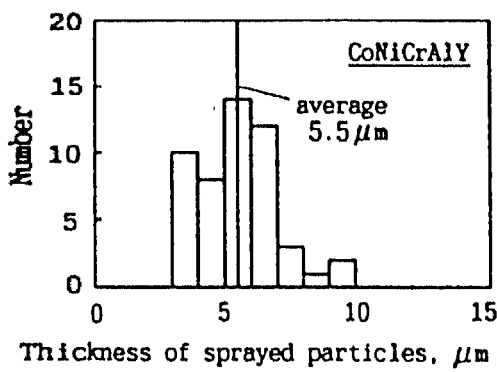
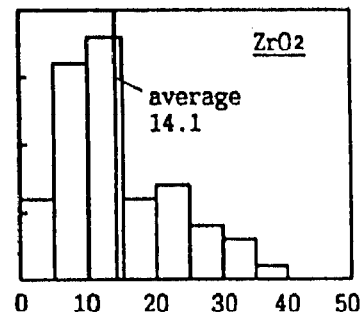
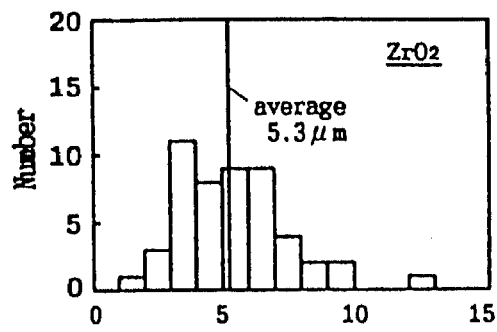


Figure 4-22 Microstructure of graded thermal barrier coating



Figure 4-23 Conditions of graded thermal barrier coating observed by SEM

(ZrO₂/ CoNiCrAlY = 20% / 80%)



(a) Thickness

(b) Aspect ratio

Figure 4-24 Thickness and aspect ratio of particle of ZrO₂ and CoNiCrAlY

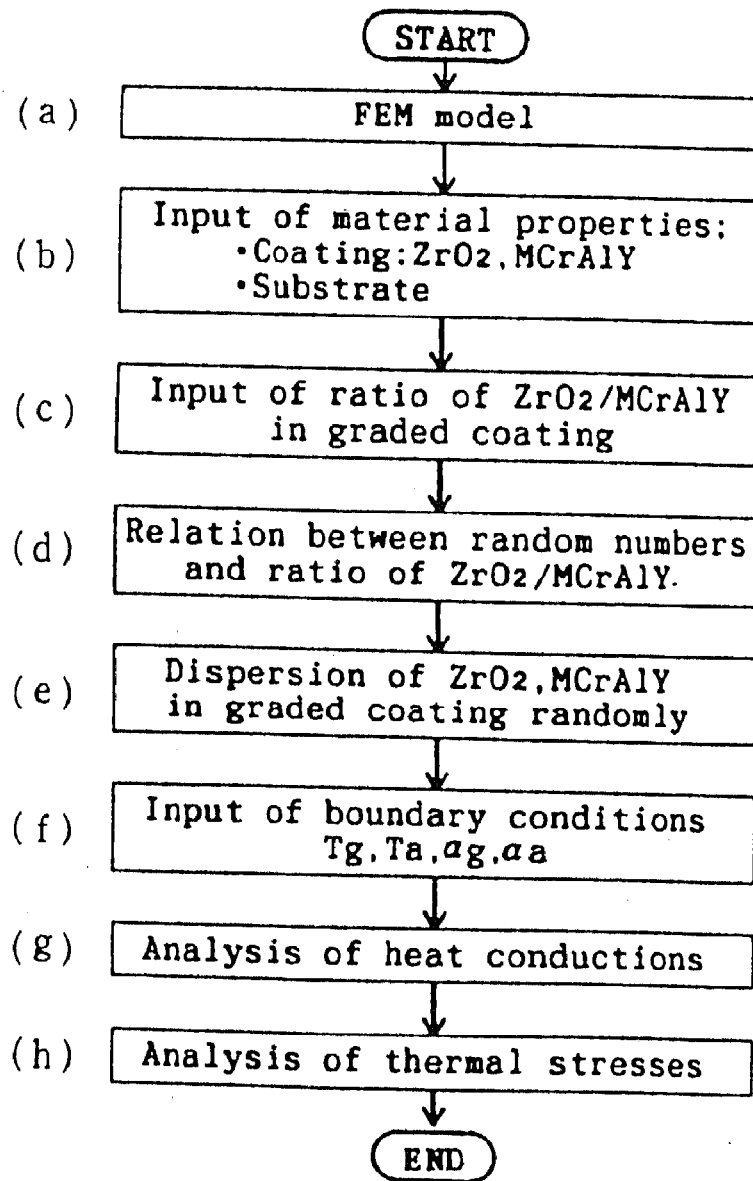


Figure 4-25 Flow chart of thermal stress analysis

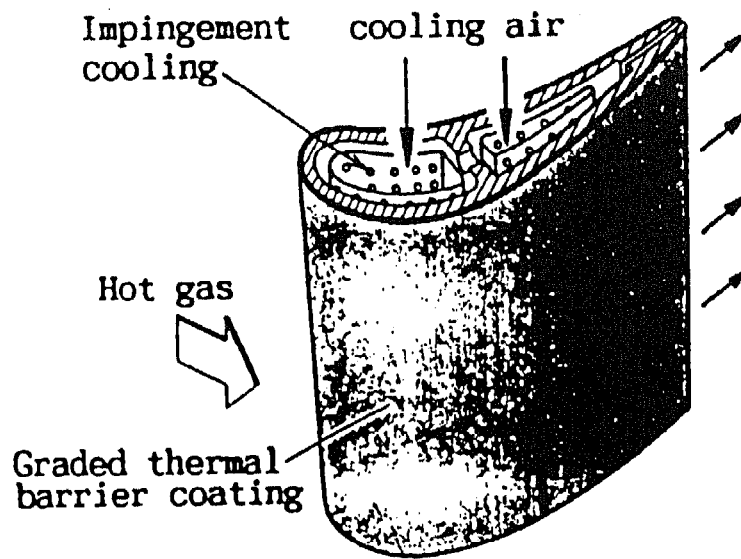


Figure 4-26 Turbine stator vane

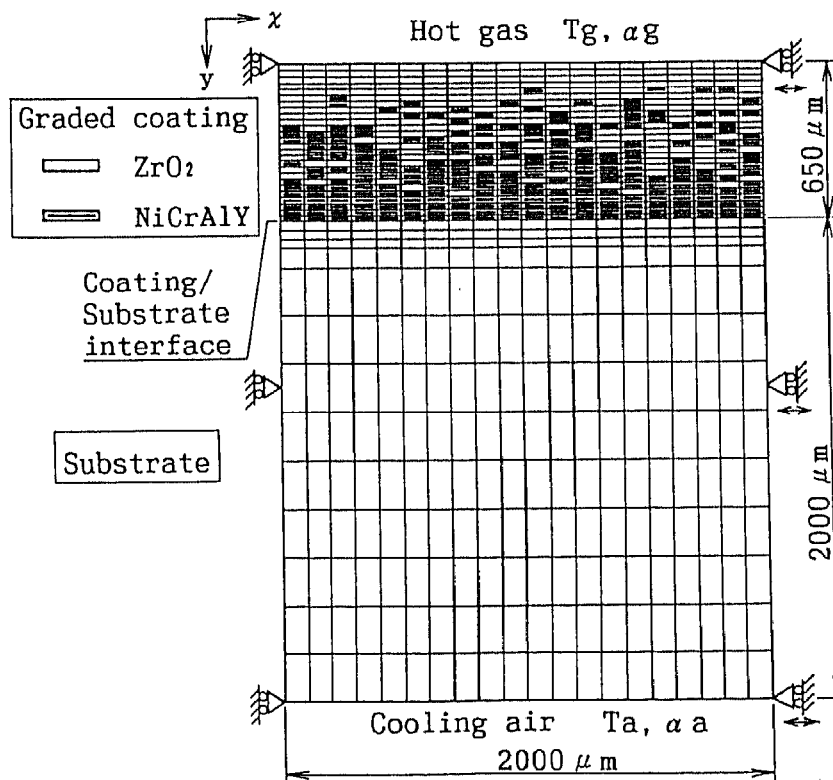


Figure 4-27 Analysis model of graded thermal barrier coating on turbine stator vane and
a example of dispersion of ZrO_2 and $CoNiCrAlY$

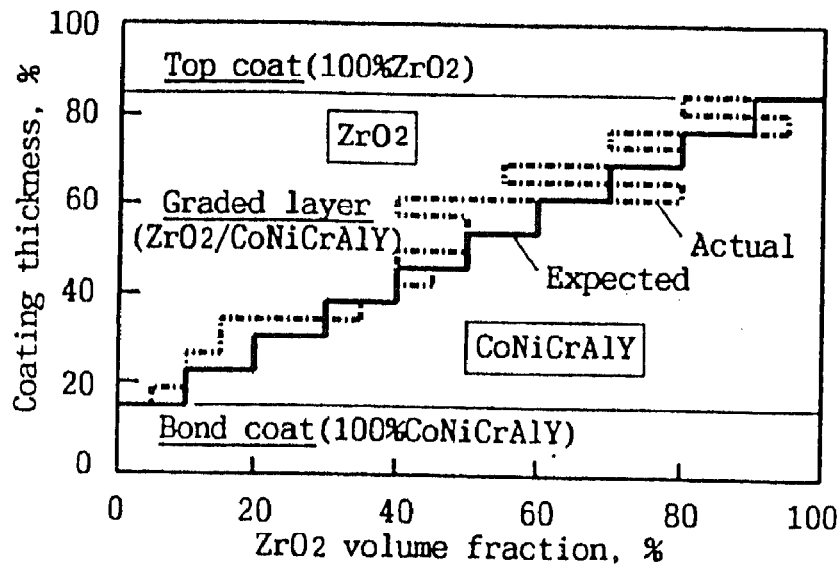


Figure 4-28 Distribution of ZrO_2 and CoNiCrAlY in graded thermal barrier coating

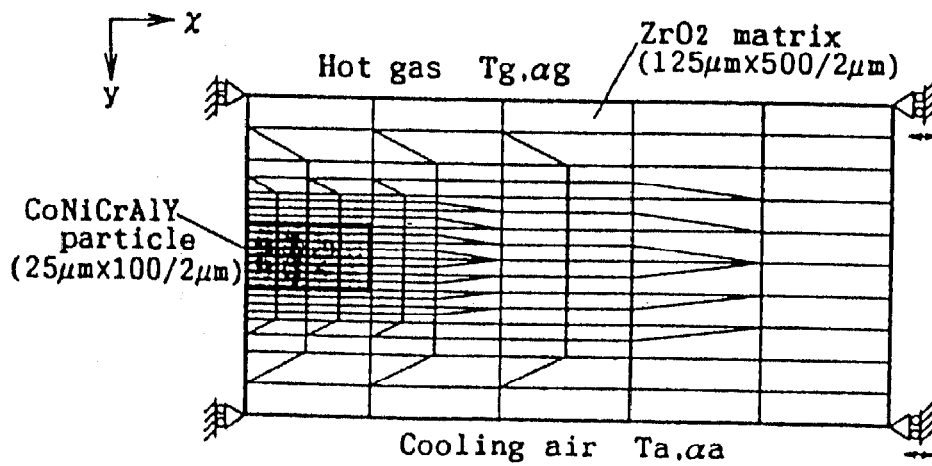


Figure 4-29 Mesh of single dispersion particle

Table 4-5 Physical properties of coatings and substrate

	Thermal conductivity (W/mK)	Young's modulus (GPa)	Thermal expansion co. ($\times 10^{-6}/K$)	Poisson's ratio (-)
<u>Coating</u>				
ZrO ₂ -8%Y ₂ O ₃	2.0	20.0	10.0	0.23
CoNiCrAlY	15.0	110.0	16.0	0.23
<u>Substrate</u>				
Ni base superalloy	25.0	140.0	17.0	0.30

Table 4-6 Calculating conditions

	Temperature (K)	Heat transfer coefficient (W/m ² K)
Hot gas side	1823	2500
Cooling air side	673	3000

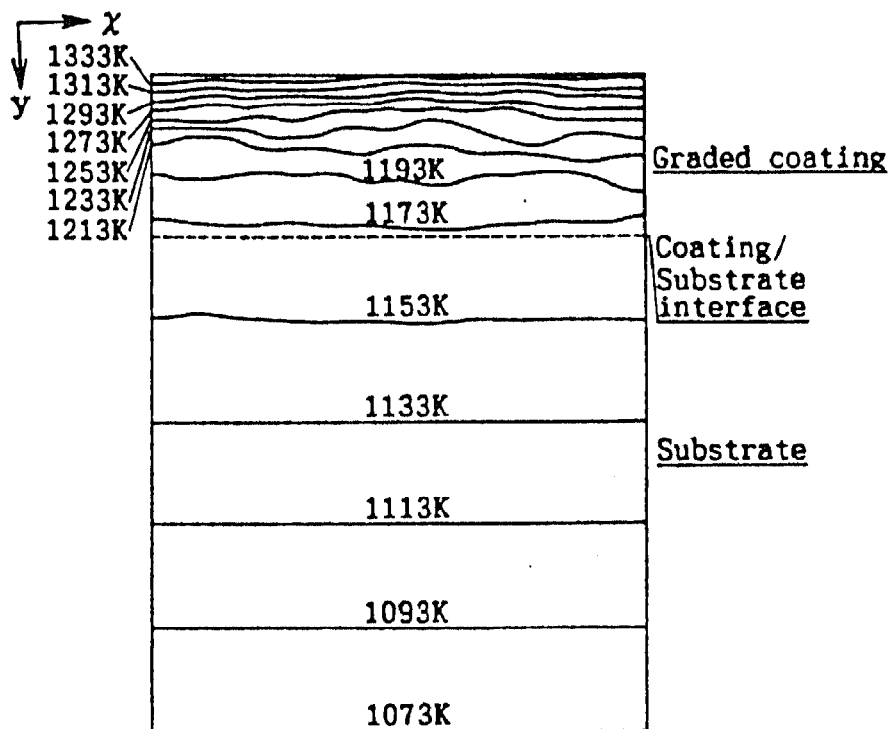
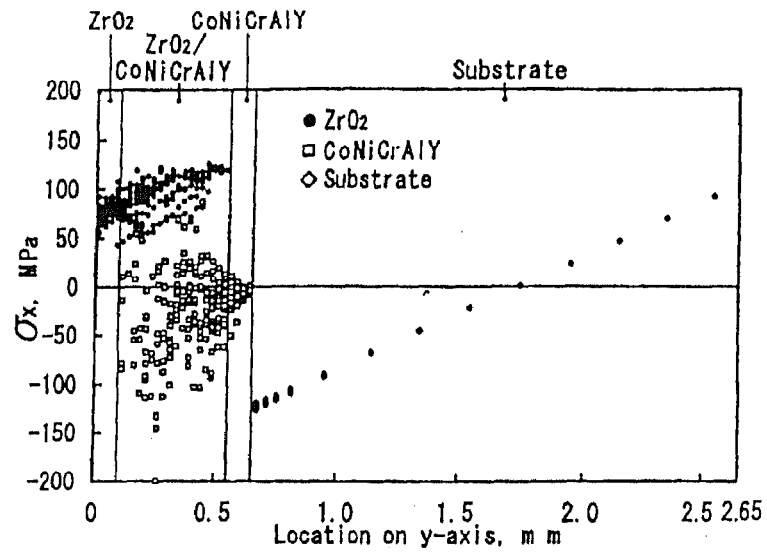
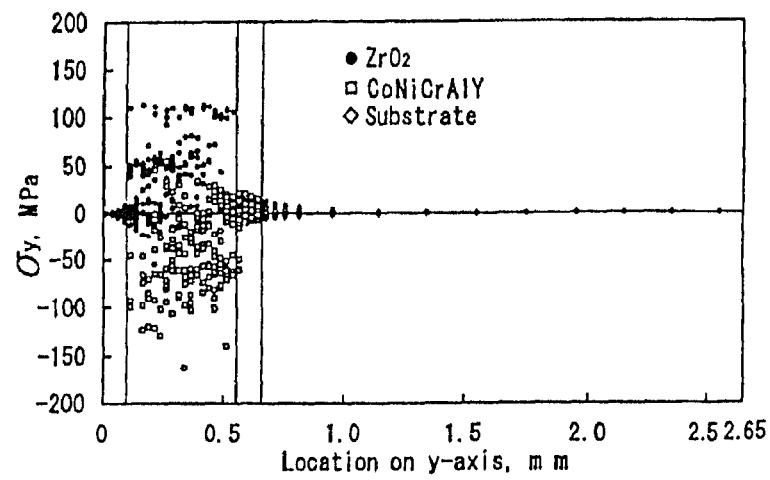


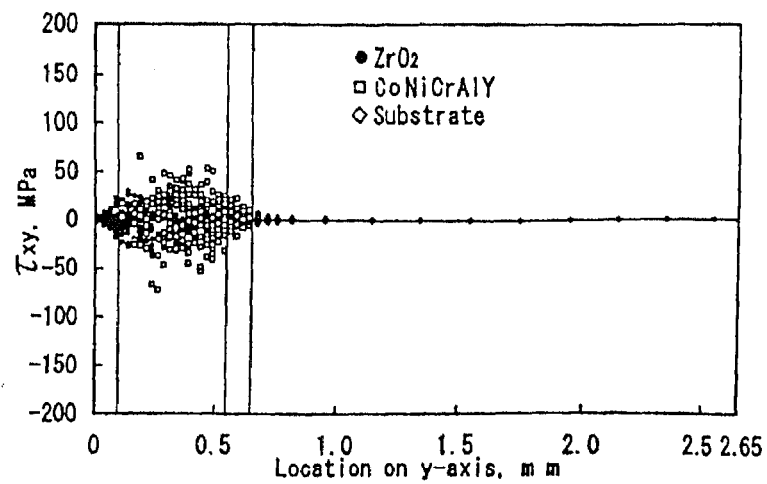
Figure 4-30 Steady state temperature distribution in graded thermal barrier coating in turbine stator vane



(a) σ_x



(b) σ_y



(c) τ_{xy}

Figure 4-31 Steady state thermal stress distribution of graded thermal barrier coating in turbine stator vane

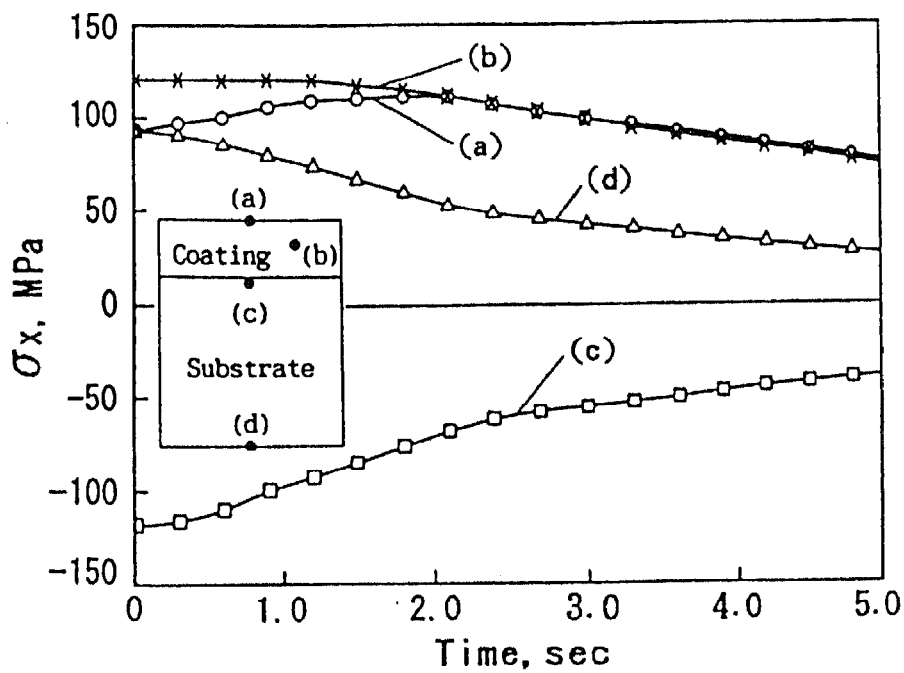


Figure 4-32 Transient thermal stress distribution of graded thermal barrier coating during full load gas turbine trip

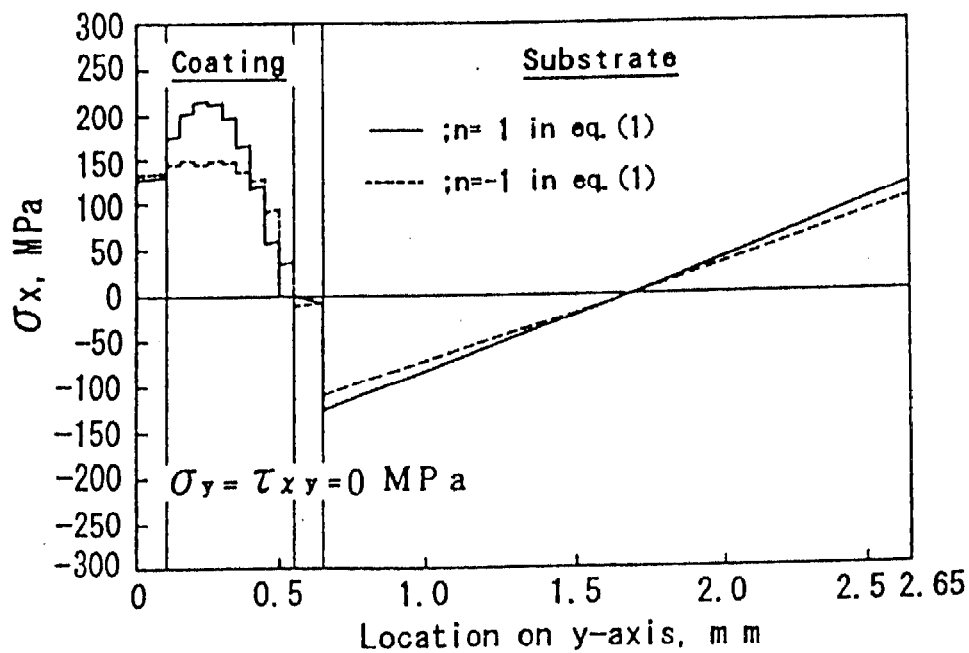
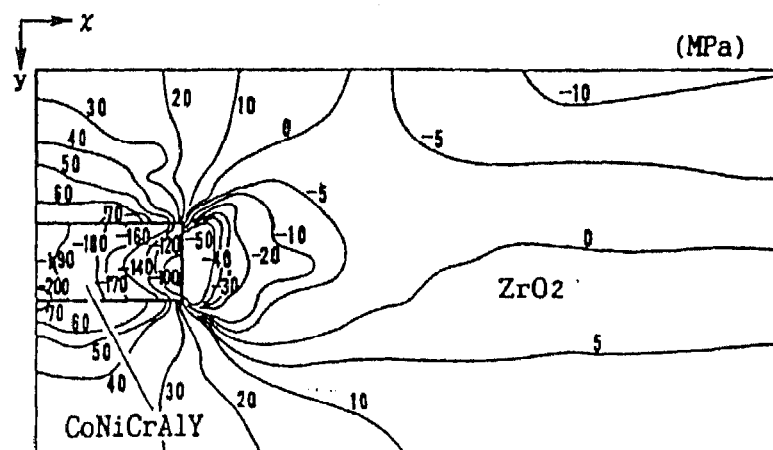
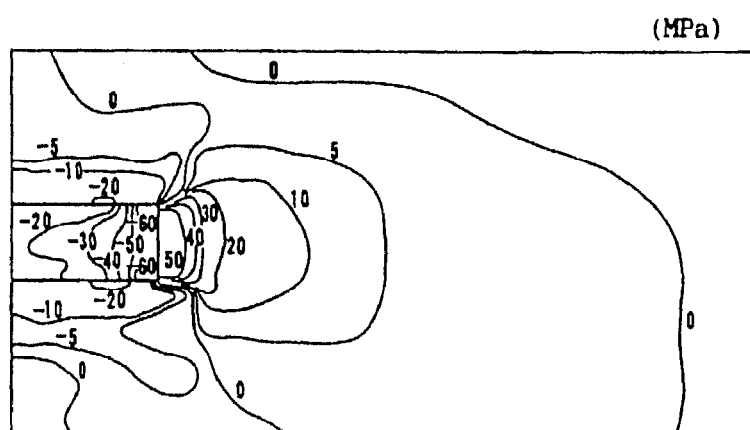


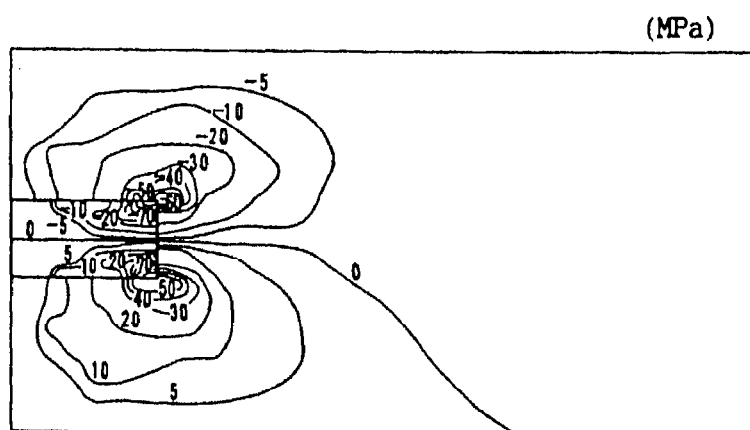
Figure 4-33 Steady state thermal stress distribution on gas turbine full load operation



(a) σ_x

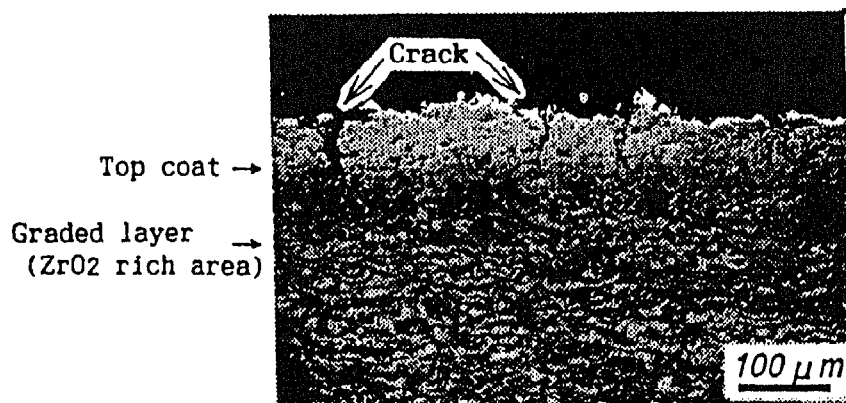


(b) σ_y

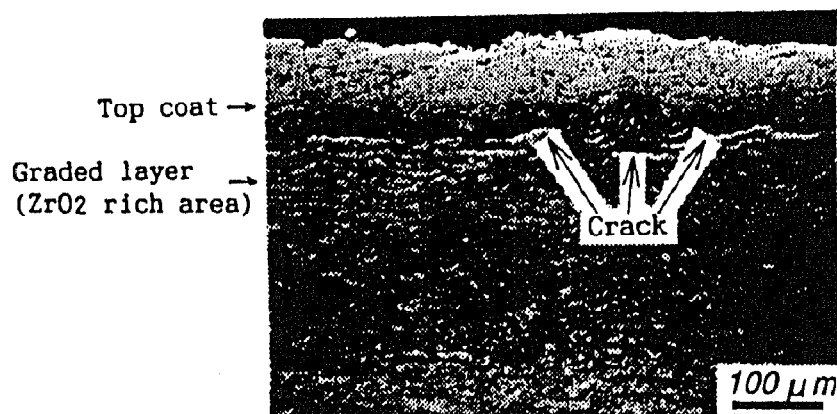


(c) τ_{xy}

Figure 4-34 Steady state thermal stress distribution in condition of single particle ZrO_2 dispersed in CoNiCrAlY matrix



(a)



(b)

Figure 4-35 Typical crack in graded thermal barrier coating
after thermal cycle fatigue test

4. 7 タービン冷却翼の遮熱コーティングによる遮熱効果

4. 7. 1 遮熱コーティング翼の高温タービン試験

2章で示した高温タービン試験機での1300℃級タービン冷却翼の冷却性能試験で、遮熱コーティングを施工した初段静翼をこの試験機に組み込んで遮熱特性を調べた。遮熱コーティングは、トップコートが8%Y₂O₃-ZrO₂で厚さが0.2mm、ボンドコートがNiCrAlYで厚さが0.1mmである。翼の冷却性能の試験結果をFigure 2-30に示す。コーティング施工翼は未施工翼に比べて、冷却効率の向上は翼の部位によって異なるが、0.025～0.035向上した結果が得られた。

4. 7. 2 遮熱特性の評価

冷却効率の向上分からガス温度の上昇分を換算するために、以下の検討を行う。この時、遮熱コーティングを施工した冷却翼のメタル温度はコーティングなしの場合と同じとする。冷却効率の定義式である(2-22)式から、ガス温度 T_g は次式となる。

$$T_g = (T_m - \eta_c T_c) / (1 - \eta_c) \quad (4.8)$$

η_c を独立変数として、 T_g を η_c で微分すると、次式が得られる。

$$dT_g / d\eta_c = (T_m - T_c) / (1 - \eta_c)^2 \quad (4.9)$$

ガス温度上昇分を ΔT_g 、冷却効率の向上分を $\Delta \eta_c$ とすると、上式より近似的に、

$$\Delta T_g = (T_m - T_c) / (1 - \eta_c)^2 \cdot \Delta \eta_c \quad (4.10)$$

ここで、試験条件および結果から、 $\Delta \eta_c = 0.025 \sim 0.035$ 、 $T_m = 800^\circ\text{C}$ 、 $T_c = 405^\circ\text{C}$ 、 $\eta_c = 0.67$ とすると、 ΔT_g は次の範囲の値を取る。

$$\Delta T_g = 90.7 \sim 126.9^\circ\text{C} \quad (4.11)$$

以上のように、高温タービン試験機に組込まれた遮熱コーティング翼の試験結果から、遮熱コーティングはタービン入口温度を100℃程度の高温度化が達成できることを実証した。そして、この値は遮熱コーティング翼の熱伝導計算によるガス温度上昇の予測値とほぼ同じ値であり、遮熱コーティングの効果が予測可能であることを示している。

4. 8 結言

遮熱コーティングの剥離損傷や特性改善のための多層構造の採用と層内に発生する応力との関連性を把握するために応力解析を実施した。まず、ボンドコート表面の面粗度を模擬した計算モデルを導入して熱応力解析を行い、以下の点を明らかにした。

(1) ボンドコート表面に面粗度があると、ボンドコートとの界面近くのトップコートの谷部で横き裂に関連するコーティング層と垂直方向の高い引張応力とせん断応力が発生し、また、同部位の頂部で縦き裂に関連するコーティング層と平行方向の引張応力が増加する。

(2) コーティング層と垂直方向の応力はボンドコート表面の面粗度が小さいときは、低い引張応力の部位が多いが、面粗度が大きくなるに従って高い引張応力の部位が増加する。

次に、遮熱コーティング試験片の加熱試験や熱サイクル試験で見られるトップコートとボンドコート界面の酸化層の生成と損傷過程の観測、並びに、剥離損傷に対するボンドコート表面の予備酸化の効果を調べるために、解析モデルを考案して応力解析を行い、次の点を明らかにした。

(1) トップコートとボンドコート界面を波形形状でモデル化し、酸化層の生成に伴う成長応力の解析を行い、ボンドコートとの界面近くのトップコートで横き裂を誘起する引張応力とせん断応力の発生が見られた。

(2) 予備酸化をモデル化した応力解析の結果から、予備酸化層の生成はトップコート内の応力緩和の作用があり、予備酸化が剥離損傷に対して有効なことを確認した。また、予備酸化層厚さの増加に伴い、酸化層、ボンドコート内の応力が増大することから、トップコートの剥離損傷に対する最適な予備酸化層厚さが存在することが推測される。

(3) 遮熱コーティングの熱サイクル履歴による剥離損傷において、酸化層の成長に伴う応力の増加で界面近くのトップコート谷部の横き裂と頂部の縦き裂の発生と進展が起こることによって生じる損傷の機構を示した。また、ボンドコート表面の予備酸化は酸化層の成長を抑えて、遮熱コーティングの剥離損傷を延命する効果を持つ。

最後に、減圧プラズマ溶射によって形成される ZrO_2 と $CoNiCrAlY$ の傾斜組成遮熱コーティングの熱応力解析法に関し、コーティング内の形態観察を行い、これに基づく計算モデルの導入を図った。これをタービン翼と単独分散粒子パターンの解析に適用した。そして熱疲労試験でコーティングの損傷形態とその要因について検討を行い、以下の点を明らかにした。

(1) 傾斜組成遮熱コーティングの熱応力解析に全ての計算メッシュに複数のコーティング材

料の物性値を乱数を使ってランダムに分散配列する「粒子分散モデル」を採用した結果、複合則を使った熱応力解析では得られない応力発生状態を明らかにした。

(2)タービン静翼の定格負荷条件でのコーティング層と平行方向の熱応力は、トップコートおよび傾斜組成域の ZrO_2 では引張応力であり、 $CoNiCrAlY$ では圧縮応力である。一方、コーティング層と垂直方向の熱応力はトップコートでは 0 Mpa で、傾斜組成域の ZrO_2 で引張応力であり、 $CoNiCrAlY$ では圧縮応力である。せん断応力は傾斜組成全域で発生する。ボンドコートではコーティング層と並行および垂直方向の応力 およびせん断応力はトップコートに比べて低いレベルにある。

(3)傾斜組成遮熱コーティングの熱疲労試験で受ける縦き裂と横き裂の損傷要因を次のように推測する。トップコートおよび ZrO_2 リッチな傾斜組成域の縦き裂はコーティング層と平行方向の引張応力 に起因する。そして ZrO_2 リッチな傾斜組成域の横き裂は ZrO_2 内のせん断応力あるいはコーティング層と垂直方向の引張応力に起因する。 $CoNiCrAlY$ リッチな傾斜組成域では ZrO_2 内でき裂が発生しても、周辺の圧縮応力場にある $CoNiCrAlY$ にはき裂は進展しにくい。

(4)コーティング内の溶着粒子の平均厚さは ZrO_2 , $CoNiCrAlY$ 共、5 μm 程度であり、溶着粒子のアスペクト比は双方共広い範囲に分布しているが、その平均値は ZrO_2 で 14.1, $CoNiCrAlY$ で 6.1 である。

高温タービン試験機に遮熱コーティングを施工したタービン初段静翼を組み込んで、1300℃級の高温場での運転試験を行い、遮熱効果について以下の点を明らかにした。

(1)遮熱コーティングを施工したタービン静翼の冷却効率、施工しない翼に比べて 0.025～0.035 向上する。

(2)上記の冷却効率の向上分は、翼のメタル温度が同じ条件でガス温度を 90～127℃上昇できることに相当し、遮熱コーティングは 100℃程度の高温化への効果があることを実証した。

参考文献

- (1)N. Czech, W. Esser and F. Schmiz, Materials Science and Technology, Vol.2, (1986), p.245.
- (2)M. Tamura, M. Takahashi, J. Ishii, K. Suzuki, M. Sato and K. Shimomura, Multi-Layered Thermal Barrier Coating for Land-Based Gas Turbine, (1997).

- (3) M. Takahashi, Y. Itoh and M. Miyazaki, Thermal Barrier Coatings Design for Gas Turbine, Proceedings of Thermal Spraying, ITSC'95, (1995), p.83.
- (4) R. A. Miller and W. J. Brindley, Plasma Sprayed Thermal Barrier Coating on Smooth Surfaces, International Thermal Spray Conference & Exposition (1992), p.493.
- (5) W. Lih, E. Chang, C. H. Chao and M. L. Tsai, Oxidation and Metals, Vol.38, Nos. 1/2 (1992), p.99.
- (6) 齊藤正弘, 伊藤義康, 岡村隆成, 熱応力に注目したコーティング設計システムの開発, 日本ガスタービン学会ガスタービン秋期講演会講演論文集, (1993), p.285.
- (7) 岡村隆成, 古閑昭紀, 伊藤義康, 高橋雅士, 本多啓三, ガスタービン翼遮熱コーティングの剥離損傷メカニズムの推定, 日本機械学会第 71 期通常総会講演論文集, (1994), p.325.
- (8) 岡村隆成, 古閑昭紀, 高温酸化による遮熱コーティングの剥離損傷における力学モデル, 日本機械学会第 72 期全国大会講演論文集, (1994), p.1335.
- (9) 岡村隆成, 土方常夫, 伊藤義康, 高橋雅士, 遮熱コーティングの予備酸化による応力緩和作用, 日本機械学会第 72 期通常総会講演会講演論文集, (1995), p.506.
- (10) M. Taki, Y. Fujisawa, Y. Sofue and T. Yoshida, Int. Gas Turbine Cong., 91-YOKOHAMA-IGTC-42, (1991).
- (11) 加藤, 橋田, 高橋, 機論, 57-542, A 編 (1991), p.2427.
- (12) 石川幹, 橋田俊之, 高橋秀明, 藤井弘二, ガスタービン翼用傾斜機能セラミックコーティングの耐熱衝撃/熱疲労評価, 傾斜組成機能研究会第 5 回傾斜機能材料シンポジウム, (1992), p.173.
- (13) 福島明, 永田佐登司, 静藤晋一郎, 吉田康之, 傾斜機能材料のレーザ照射熱疲労損傷メカニズム, 傾斜組成機能研究会第 5 回傾斜機能材料シンポジウム, (1992), p.255.
- (14) 奥川大輔, 高橋秀明, プラズマ・アークによる傾斜機能材料のエロージョン/コロージョン特性評価技術の開発に関する研究, 傾斜組成機能研究会第 5 回傾斜機能材料シンポジウム, (1992), p.263.
- (15) 伊藤義康, 高橋雅士, 岡村隆成, 豊田, 傾斜組成遮熱コーティングの熱応力緩和特性, 機論, 61-583, A 編, (1995), p.122.
- (16) 林毅 編集, 複合材料工学, (1977), p.27.
- (17) 平野徹, 山田智彦, 寺木潤一, 傾斜機能材料の基本設計と多目的最適化, 傾斜組成機能研究会第 4 回傾斜機能材料シンポジウム, (1991), p.199.

- (18)岡村隆成, 小林隆裕, 伊藤義康, 高橋雅士, ガスタービン翼用 $\text{ZrO}_2/\text{MCrAlY}$ 傾斜組成遮熱コーティングの物性値の推定と熱応力解析, 傾斜組成機能研究会第6回傾斜機能材料シンポジウム, (1993), p.255.
- (19)岡村隆成, 小林隆裕, 伊藤義康, 高橋雅士, 粒子分散モデルによる傾斜組成遮熱コーティングの熱応力解析, 機論, 62-602, A 編, (1996), p.124.
- (20)N. Birks and G.H. Meier (西田,成田訳), 金属の高温酸化入門,丸善 (1998) p.124
- (21)P. Choquet and R. Mevrel, Material Science and Engineering, A120 (1989), p.153.
- (22)Y.R. Takeuchi and K.Kokini, ASME Paper 92-GT-318 (1992).
- (23)岡村隆成, 小林隆裕, 伊藤義康, 高橋雅士, 日本機械学会第71期全国大会, A (1993), p.73.
- (24)千田格, 本多啓三, 布施俊明, 伊藤昌行, 杉山繁, 溶接学会全国大会, (1994), p.310.

第5章

セラミックスのガスタービン高温部品への 適用技術と損傷挙動

第5章 セラミックスのガスタービン高温部品への 適用技術と損傷挙動

5. 1 緒言

ガスタービンはタービン翼等の高温部品に冷却技術と超耐熱合金の採用で高温化が進められ、プラント性能の向上が図られてきた。冷却には圧縮機吐出の空気が冷却媒体として供給されており、この流量を低減することで更に性能向上を図ることができる。高温部品に耐熱性に優れたセラミックスを適用することができると、冷却媒体の流量が大幅に低減されるので、プラント性能の向上が期待できる。本章では、まず、ガスタービン高温部へのセラミックスの適用について概念的な構造計画を行って冷却媒体流量の低減の見込みを立て、これに基づいたプラント性能を予測する。

そこで、 Si_3N_4 や SiC 等のモノリシック材を高温部位へ適用するための評価を実施している。特に、タービン動翼と静翼への適用評価を取り上げて、その設計思想を示すと共に、ホットスピンテストや高温風洞試験を実施した結果とその問題点を指摘している。

セラミックスをガスタービンに取り入れる場合、セラミックスは金属との嵌合や接合によって構成されるため、このような構成部位は両者の物性値や材料強度特性が著しく異なることによって、チッピングや折損等の損傷が生じやすい。従って、セラミックスを適用する上で、この部位の取り扱いが極めて重要である。ここでは、タービン静翼を構成するセラミックス部品が金属部品との接触部で生じるチッピングのシミュレーション解析を実施して、その生成過程と要因を明らかにしている。

モノリシック材は金属に比べて破壊じん性が極めて低く、部品適用に当っては信頼性の面で難点がある。そのため、損傷許容性に優れた特性が期待できるセラミック基長繊維複合材（Ceramic Matrix Composite：CMC）を取り上げて、材料特性とタービン静止部の高温部品であるシュラウドセグメントへの適用技術評価を示す。そして、セラミック部品の運転信頼性を確保するために、ガスタービンの定常運転と起動停止の過渡的な運転状態を考慮して、セラミック部品の耐熱性と作用応力による負荷の最小化を図ることを目的とした「弱冷却設計法」を提案している。

5. 2 セラミックスの適用と課題

5. 2. 1 セラミックスの適用とガスタービン性能

ガスタービンにセラミックスを適用することによって、冷却空気流量低減や圧損低減による熱効率向上と燃焼局所高温域の低減による低 NO_x 化を図ることができる。ガスタービンのサイクル性能の基準温度である初段動翼入口温度を固定して考えると、動翼や第2段静翼以降そしてシュラウドセグメントへのセラミックス適用は熱効率向上に寄与し、初段静翼や燃焼器への適用は低 NO_x 化に寄与している。セラミックスの適用は、使用環境からまずは静止部品であるシュラウドセグメント、燃焼器、タービン静翼そしてタービン動翼の順が妥当と考える。ガスタービン高温部の燃焼器、タービンの組立断面図を Figure 5-1 に示す。Figure 5-2 に 1500℃級ガスタービンのセラミックスの適用範囲とガスタービンおよびコンバインドサイクルの熱効率の改善を示す。

5. 2. 2 セラミック高温部品の設計概念と課題

ガスタービンは高温部品に Ni 基や Co 基の超合金の採用と冷却技術の進歩によって高温化が図られ性能向上が進められてきた。Si₃N₄ や SiC セラミックスは耐熱強度に優れており、これら材料を高温部品として採用できるようになると、冷却空気流量の大幅な低減を行うことができ、ガスタービンの性能向上に大きな寄与が期待できる。ガスタービンにセラミック部材を組込むには、金属材料との接合あるいは嵌合によって構成される。物性値や機械的特性が異なるセラミックと金属材料の異種材料を信頼性を損なわずに使用できることが、セラミック材料のガスタービン部品への適用に当たって大きな課題である。

後述する出力 15MW の 1300℃級空冷ガスタービンの高温部品の一部をセラミック部品に置き換えて、冷却空気流量の低減を図ることによってガスタービンの性能向上を計画している。このようなセラミック適用研究において、タービン翼としては、動翼にはセラミックスリーブと金属芯金からなるハイブリッド構造を採用して、ホットスピンテストなどの信頼性検証を行いながら開発を進めている⁽¹⁾⁽²⁾⁽³⁾。一方、タービン初段静翼は、有効部がセラミック、内外輪が金属ホルダの嵌合方式を採用している。高温風洞による健全性の検証試験を実施して、セラミック翼の健全性を検討している⁽⁴⁾⁽⁵⁾。

しかしながら、試験翼の一部にセラミック翼と金属ホルダ接触面でチップングの発生が見られるなどの問題が生じている。一般に、チップングはセラミック部材のエッジ近傍で発生する現象であるが、その発生要因とき裂進展形態についてはまだ十分に理解されていない。セラミック部材をガスタービンに適用する上で、チップングの発生機構を明らかにすることによって、その発生条件を把握することが重要な課題である。

ここでは、セラミック静翼の高温風洞試験で発生したチップングの発生状況を調べ、セラ

ミック翼に作用する負荷条件を求めて、チップングのき裂進展過程についてシミュレーション解析を試みている。解析モデルに接触部の圧縮荷重と共に摩擦力の導入とシミュレーション解析での FEM 要素の削除による繰り返し計算法を検討している。以上のように、セラミック静翼の高温風洞試験による検証と共に、チップングの生成機構を検討している⁽⁶⁾。

一方、モノリシック材は FOD などによるぜい性破壊を来す難点があるため、運転信頼性の面で課題を抱えているため、損傷許容性が期待される CMC の開発が強く求められている。現在、CMC の特性発現や損傷挙動に関する研究が行われており⁽⁷⁾、一部に部品適用化の研究も見られるようになって来た⁽⁸⁾⁽⁹⁾。

ここで、CMC 材のガスタービンへの適用に当たって、要求される材料特性や構造設計の面からガスタービンの高温部品として使用の可能性を検討している⁽¹⁰⁾⁽¹¹⁾。

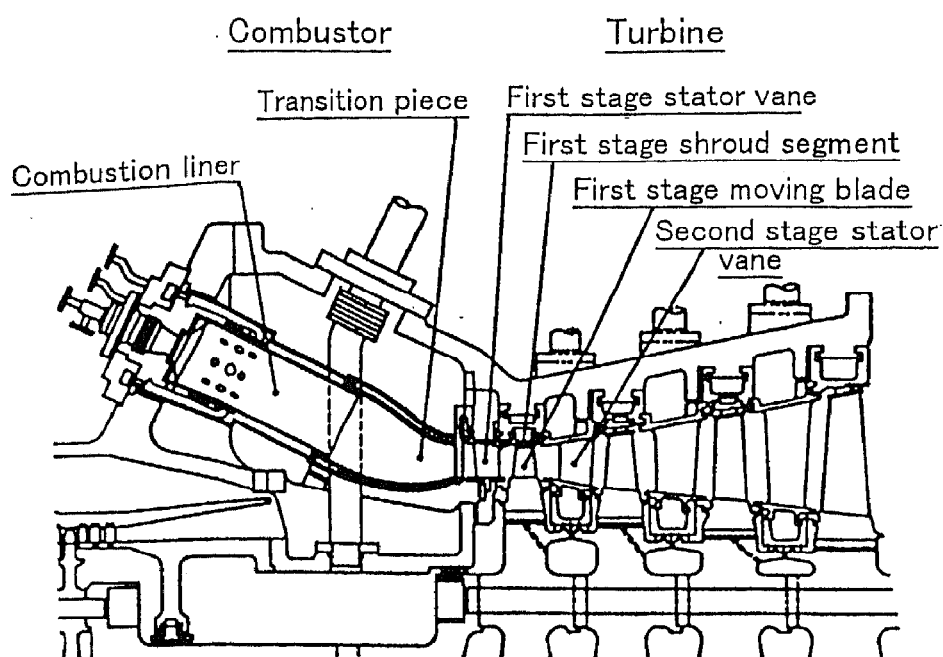


Figure 5-1 Cross-section of gas turbine hot section ; combustor and turbine

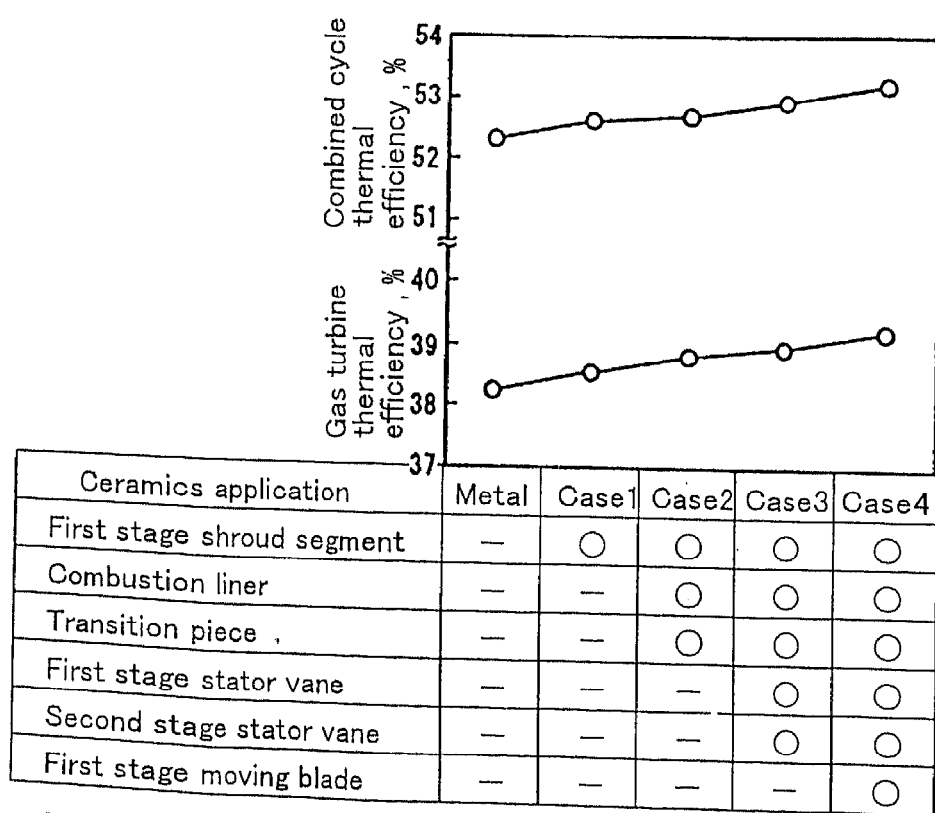


Figure 5-2 Application of ceramics for gas turbine and effects to thermal efficiency of gas turbine and combined cycle

5. 3 モノリシック材のタービン翼適用評価

5. 3. 1 材料の機械的特性と強度評価法

セラミックスをタービン翼に適用する上で、目標とする材料特性を Figure 5-3 に示す。機械的特性として高温強度や破壊じん性値そして耐高温酸化特性などは、基準となる水準を満たしていることが必要がある。高温強度は設計裕度を含めて 700 MPa 程度を目標としている。タービン翼は高温高速ガス流に晒され、高温酸化に対しても厳しい条件にあり、また、タービン内に異物の混入を想定すると、タービン翼は高速で衝突する異物による損傷 (Foreign Object Damage : FOD) を受ける可能性がある。その時、タービン翼が壊滅的な損傷を受けてガスタービンに大きな被害が及ぶことは許されない。そのためには、タービン翼の損傷を最小限に抑える上で、材料の破壊じん性値の目標を $6 \text{ Mpa}\sqrt{\text{m}}$ 以上に設定している。また、大型ガスタービンの初段動翼長さは 200mm 程度あるので、このような大きな翼にセラミックスを適用する場合、同じ応力レベルの条件でワイブル係数は 20 以上が要求される。しかしながら、大型ガスタービン部品にセラミックス材料を適用するために要求される機械的特性の目標をまだ満足するまでには至っていない。

セラミックス材料として、 Si_3N_4 系 (TSN-08) と SiC 系 (TSC-01) があり、また、最近開発されたサイアロン (SiN-E) の 3 種類がある。これらの材料の機械的特性を Figure 5-4 に示す。TSN-08 は自動車用ガスタービンエンジンへの適用研究が行われており、破壊じん性に優れている反面、高温強度や耐酸化特性に劣る面がある。TSC-01 は燃焼器ライナー部品への適用研究を進めており、ガスタービンと同じ燃焼温度や圧力条件での燃焼試験を実施してきた。この材料は高い耐酸化特性を有しているが、破壊じん性と高温強度の面でやや難点がある。 SiN-E は Al_2O_3 と Hf が添加されて時効後、ヒップ処理が施されており、高温強度が高く、破壊じん性値は TSN-08 に続いて高く、耐酸化特性は TSC-01 に続いて良好な特性を示している。Figure 5-5 にこれら 3 種類の酸化特性を示す。 SiN-E は TSC-01 に比較的近い特性を示している。このような材料評価から、タービン翼に適用するセラミックス材料としては、 SiN-E が適していると考ええる。

次に、強度評価法を示す。Figure 5-6 に SiC 材の統一評価法による破壊強度と破壊確率を示す。実線は強度の予測であり、短時間および長時間試験データとよく一致している。

5. 3. 2 セラミック動翼の設計概念と評価

(1) セラミック動翼の設計概念

セラミック動翼の構造を Figure 5-7 に示す。翼有効部を形成するセラミックスリーブ

とその内部に金属の芯金が組込まれたハイブリッド方式を採用している。芯金頭部はスリーブを芯金に挿入した後、芯金と拡散接合によって結合されてタービン翼を構成している。セラミックスリーブは高い遠心力を受けるが、芯金頭部で保持されており、そのためスリーブは運転中圧縮応力を受けることになる。通常のセラミック一体型の翼では、高い引張応力を受ける構造が採用されているが、圧縮応力を負荷させることによって、破壊に対する信頼性を大幅に改善している。芯金の中心部には植込部から翼先端にかけて冷却孔が設けられ、最小限の冷却空気を供給して先端部から主流ガス中に吹出して芯金の冷却を行っている。

セラミックスリーブは基本的には圧縮応力場であるが、芯金頭部との接触部で熱伸び差と熱伝導の影響を受けるので、スリーブの熱および機械的な応力解析が必要であり、ガスタービンの定格負荷運転状態と全負荷トリップでの応力解析を実施した。その結果、定格運転および全負荷トリップの双方の条件で、芯金との接触部の後縁近くで、定常状態で200 MPa、過渡状態の最大応力250 MPaの引張応力の発生が計算された。定常状態の運転時間を 10^5 h、トリップ回数を50回とした強度評価の結果を Figure 5-8に示す。これらの運転状態での応力値は材料の0.1%の破壊確率に対して2倍以上の裕度を持っていることが分かる。

(2) 高温スピン試験と評価

Figure 5-9 に示す高温スピン試験装置にセラミック動翼を組み込んで試験を実施した。ロータディスクに植込まれたセラミック動翼を Figure 5-10 に示す。1300℃級のガス温度および回転条件で 10 回の試験を行った。セラミック動翼の回転上流側に保護翼を取り付けていない状態での試験で動翼背側に異物衝突によるき裂が見られたが、き裂は衝突部位近傍に限られていた。その要因として、スリーブは全体的に圧縮応力場にあるため、き裂伝播が全体的に起こらなかったと推測している。このことから、セラミックスを圧縮場で使用する翼構造を採用した設計概念が有効であることを示している。その後、ガス温度+50℃と110%過速運転試験を実施し、試験装置を分解して動翼を取り出し、セラミックスリーブの蛍光探傷検査を行って、き裂の発生等の異常のないことを確認した。

以上の高温スピン試験の結果から、ガスタービンのような燃焼を伴う回転機械では、燃焼器内の炭化物の堆積物の飛来や大気からの異物の混入あるいは分解点検時にケーシング内に残留した異物など、FOD の要因となる可能性は残されている。したがって、セラミックスリーブを圧縮場で使用することの有効性は認められたものの、異物の衝突による損傷が増加し

てくると、スリーブの全壊による重大トラブルの可能性があり、ガスタービンの運転上、安全性に改善の余地を残していると言える。今後、ガスタービン高温部品へのセラミックスの適用を図る上で、材料の破壊じん性の向上が大きな課題となる。

5. 3. 3 セラミック静翼の設計概念と試験評価

(1) セラミック静翼の設計概念

セラミック初段タービン静翼の仕様を Table 5-1 に、構造を Figure 5-11 に示す。本静翼はセラミックの翼有効部と遮熱板および金属の内輪、外輪ホルダからなる組合せ構造である。翼有効部はコンパウンドリーンの薄肉板形翼形状を採用しており、非定常時の翼肉厚方向の温度勾配によって発生する熱応力の低減を図っている。セラミック材は Sialon が供試されている。セラミック翼／金属ホルダの嵌合状態を安定して保持するために、金属ホルダには両者の熱伸び差を吸収するためのバネ構造を採用している。

また、セラミック翼と金属ホルダの間には、断熱性と耐熱性に優れた繊維強化セラミック複合材であるニカロセラム（日本カーボン(株)製）の遮熱板を挟んで、金属ホルダの温度上昇防止とセラミック翼内の温度勾配の低減による熱応力緩和を図っている。金属ホルダのセラミック翼との接触面には、セラミックへの緩衝効果と金属ホルダの遮熱のために、トップコートが厚さ 0.4mm の $8\%Y_2O_3 \cdot ZrO_2$ 、ボンドコートは厚さ 0.1mm の NiCrAlY からなる遮熱コーティングが施工されている。そしてセラミック翼自身は無冷却であるが、金属ホルダにはインピンジメント冷却とホルダ下流側からの冷却空気吹出しによって、所定のメタル温度を確保している。このような構造によって本静翼の冷却空気流量はガス温度が同レベルの従来のメタル静翼に比べて約 1/3 まで低減されている。

(2) 高温風洞試験と評価

高温風洞試験装置は高温ガスを発生するための燃焼器が設けられ、燃料はメタンを主成分とする 13A ガスが使用される。静翼翼列は 4 枚から構成される。試験は平均ガス温度 1573K の定格試験および定格からの燃料遮断によるトリップ試験を実施した。静翼入口圧力は空気供給側の制約により実機条件 1.55 MPa に対して 1.18 MPa と多少低い条件である。しかしながらトリップ試験では、燃料遮断で空気供給系は一定運転としているので、翼周りの熱伝達率は高い状態で維持されるために、本装置でのトリップ試験で発生するセラミック翼の熱応力は、実機のトリップで発生する熱応力とほぼ同等である。

風洞試験は 2 回に渡って実施し、初回試験での燃焼運転時間は 19h で、この内、定格運転時間は 4h である。第 2 回試験での燃焼運転時間も同様に 19h で、定格運転時間は 4.5h で、

総燃焼運転時間は 38h、総定格運転時間は 9.5h である。定格運転からのトリップ試験は初回試験で 1 回、第 2 回試験で 3 回実施している。試験中は翼後方からビデオモニターによって翼の状態を常時監視している。定格運転およびトリップ試験終了ごとにセラミック静翼が試験装置に組立てられた状態で静翼の上流、下流側から目視点検と染色浸透探傷検査を行い、異常の有無を確認しながら試験を進めた。そして初回、第 2 回試験終了後にセラミック静翼を分解して詳細な点検調査を実施した。

全試験終了後に実施した静翼の染色浸透探傷検査の状態を Figure 5-12 に示す。全てのセラミック有効部にはき裂などの損傷は認められず健全であった。分解点検の結果、4 枚のセラミック翼の内、3 枚の翼には損傷は認められなかったが、1 枚の翼に Figure 5-13 に示すように内輪側の接触部でチップングが発生していた。トリップ試験後のチップング破面の観察の結果、破面には燃焼ガスが通過した痕跡があり、チップングはトリップ試験前の定格運転時にすでに発生していたことが確認された。チップングの発生部位は、チップングの部位と相対する金属ホルダ側の遮熱コーティングの表面には圧痕が観測された。接触部の計画寸法は幅 3.0×長さ 45.0mm であるが、圧痕寸法は幅 0.3×長さ 1.25 mm で運転時に局所的な片当りが生じていた。セラミック静翼の定格条件での温度分布を計算した結果、熱歪によって当該部位で片当りが生じ易いことが分かった。

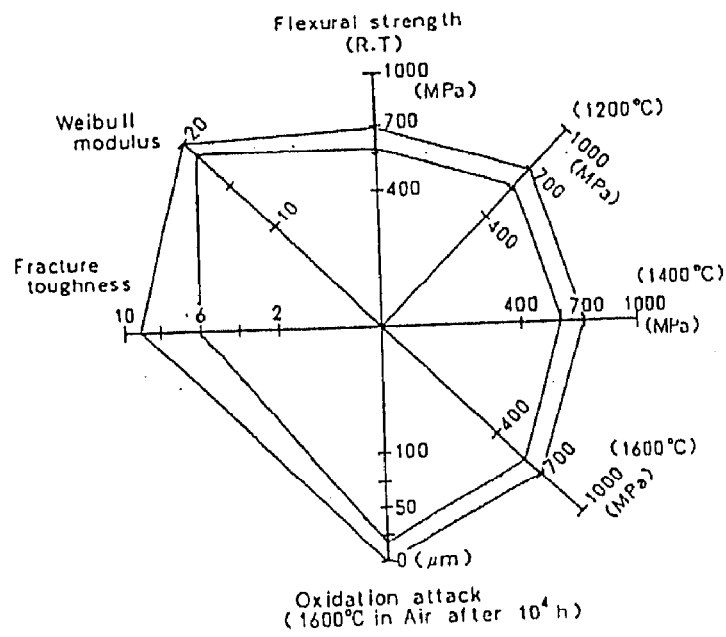


Figure 5-3 Target of ceramic characteristics

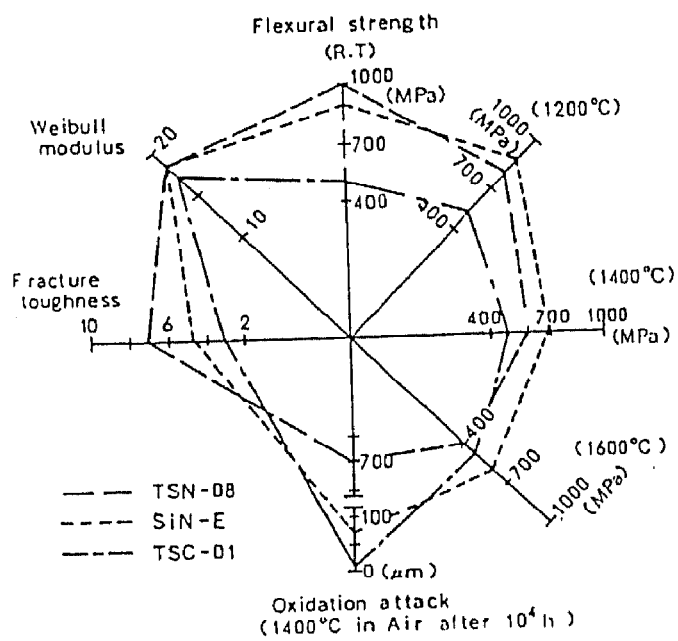


Figure 5-4 Mechanical properties of Si_3N_4 , SiC and Sialon

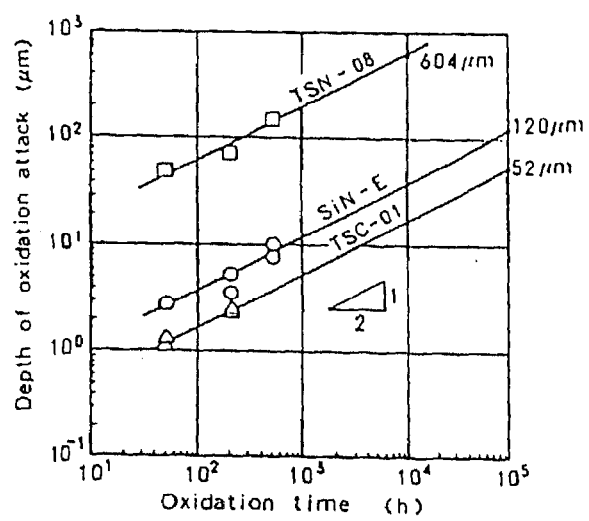


Figure 5-5 Oxidation characteristics of Si_3N_4 , SiC and Sialon

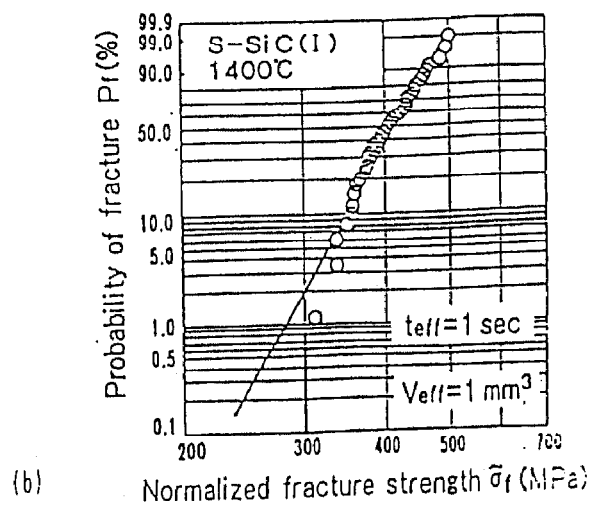
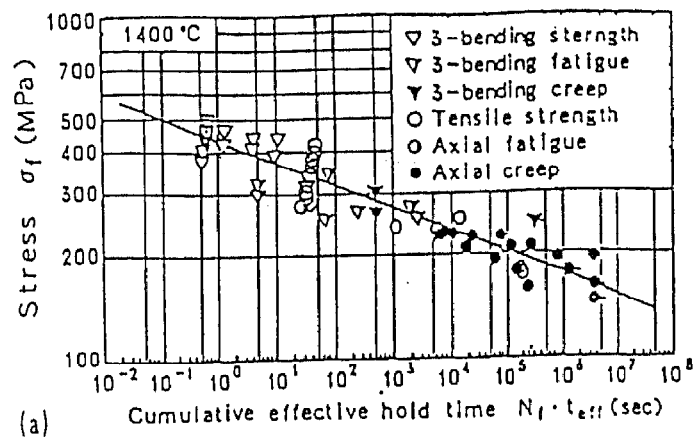


Figure 5-6 Delayed fracture strength and Weibull distribution of sintered silicon carbide

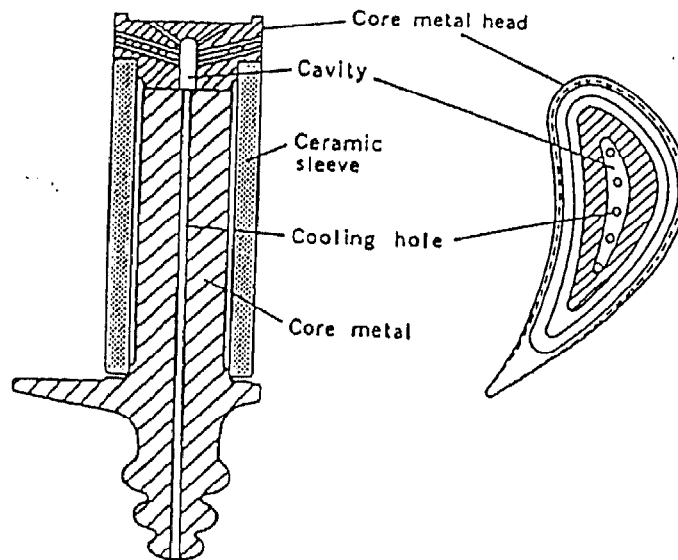


Figure 5-7 Hybrid type ceramic sleeve moving blade

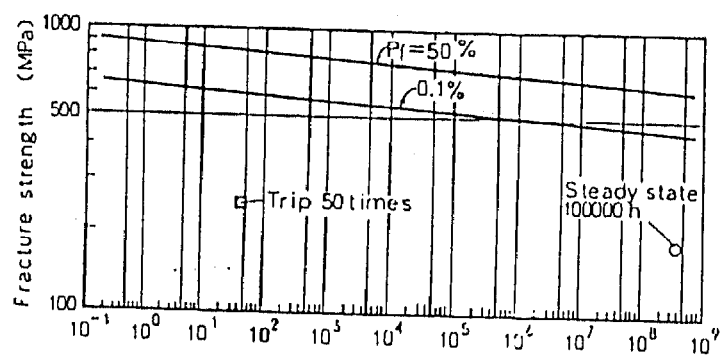


Figure 5-8 Evaluation of fracture probability based on unified estimation method for ceramic strength

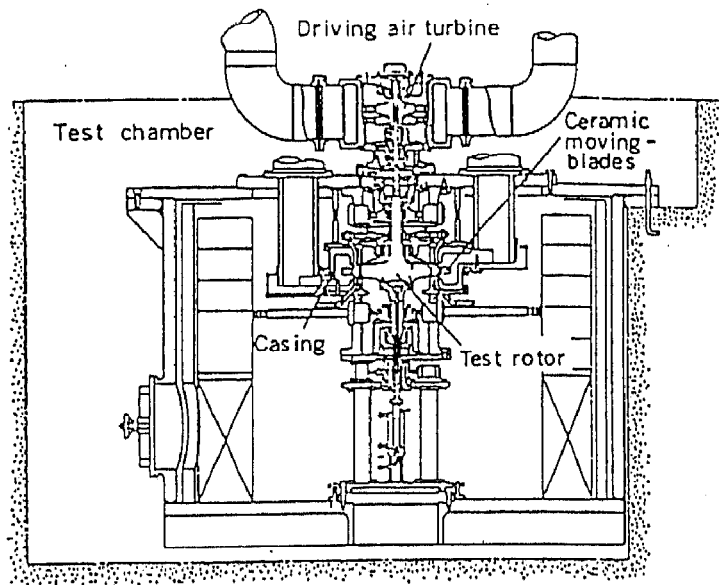


Figure 5-9 Cross section of hot spinning test equipment

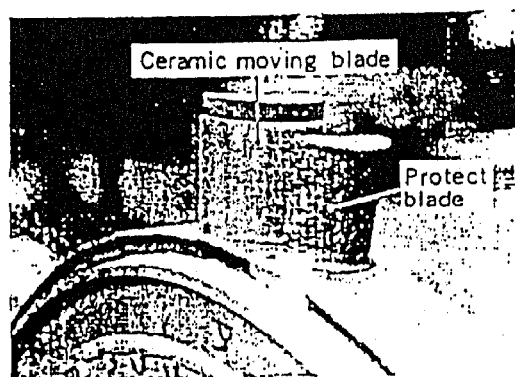


Figure 5-10 Appearance of test disk with ceramic moving blade

Table 5-1 Specifications of ceramic turbine stator vane

ガスタービン出力	16	MW
タービン入口温度	1573	K
タービン入口圧力	1.55	MPa
タービン入口流量	43.6	kg/s
セラミック静翼		
翼高さ	63.2	mm
翼コード長	59.1	mm
翼肉厚	3.9	mm
翼型	コンパウンドリーンプ板型翼	

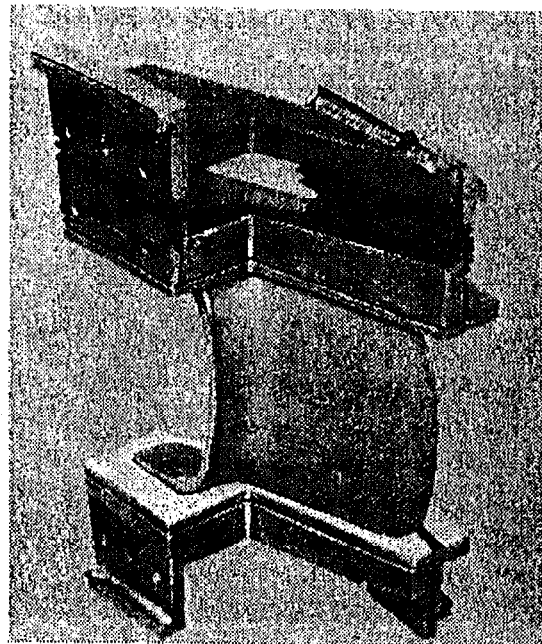


Figure 5-11 Ceramic turbine stator vane

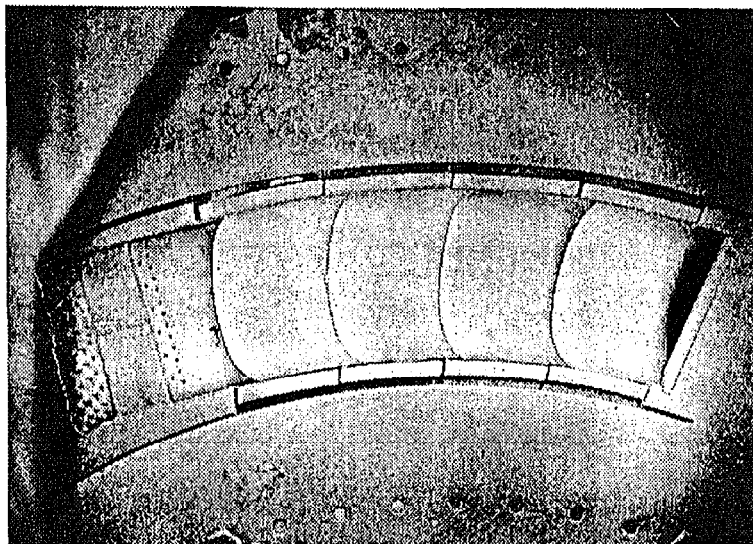


Figure 5-12 Penetration dye check of turbine stator vane
(View from down stream)

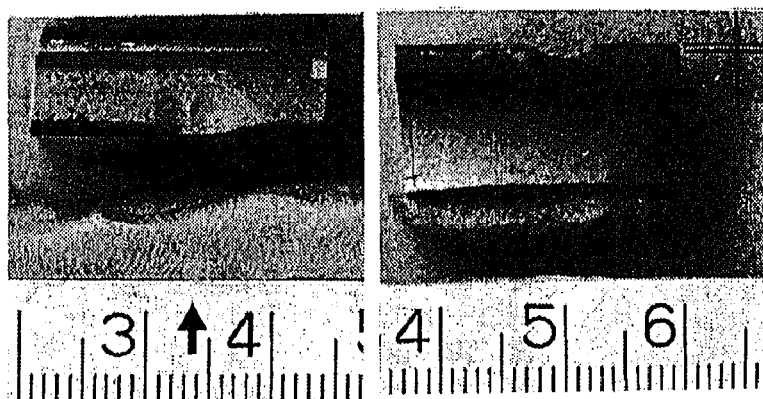


Figure 5-13 Chipping of ceramic turbine stator vane

5. 4 セラミック静翼の金属接触部におけるチッピング生成過程

5. 4. 1 解析モデル

セラミック翼の金属ホルダとの接触部に発生したチッピングをシミュレーション解析するためのモデル化を行う。定格試験条件でのセラミック翼の荷重状態を Figure 5-14 に示す。

(a) セラミック静翼への主流ガスフォース F ($=495\text{ N}$) の反力は内、外輪ホルダで $F/2$ ずつ分担し、内輪ホルダとの接触部で遮熱コーティングに残された圧痕と同じ範囲で集中的な圧縮荷重 $F/2$ を受ける。

(b) 内輪ホルダの上流側の支持部には熱変位を吸収するための間隙が設けてあり、内輪ホルダはセラミック翼からの軸方向の荷重によって、▼印を支点としてモーメントの作用によって矢印の方向に変位する。このとき、セラミック翼の接触部に圧縮荷重に起因する下向きの摩擦力が発生する。

この摩擦力はセラミック翼の応力状態に影響を及ぼすことが予想されるので、Sialon 材と遮熱コーティング材である $8\%Y_2O_3\text{-}ZrO_2$ 間の摩擦係数を褶動試験によって計測した。褶動の初期では摩擦係数は 0.5 程度であるが、褶動回数の増加と共に急激に増大し、0.9 を上回ってほぼ一定となる。ここでは摩擦係数は 0.92 を採用する。なお、外輪ホルダは下流側でホルダサポートと面接触しているので、内輪ホルダのように主流ガスフォースによる傾きの変位は生じにくい。したがって、外輪側ではセラミック翼と金属ホルダとの接触部での摩擦力は、内輪側に比べて小さいと考えられる。

チッピングシミュレーションの解析領域を Figure 5-15 に示すチッピングは局所的な現象なので、解析領域としてセラミック翼全体を取り扱うと解析範囲が広範になり過ぎるため、チッピング発生領域近傍に限定して、寸法は厚さ 4 mm $\times$ 幅 14 mm $\times$ 奥行き 20 mm の立方体とする。3 次元要素分割は形状と荷重条件の対称性から $1/2$ としている。金属ホルダとの接触部近傍の要素分割を細かくし、要素の最小形状は $0.25 \times 0.21 \times 0.25\text{ mm}$ で、全要素数は 5685、節点数は 6233 である。計算の荷重条件は、金属ホルダの遮熱コーティングの圧痕形状から $1.25\text{ mm}/2 = 0.625\text{ mm}$ 長さの範囲で、要素に等分布荷重となるように節点に圧縮荷重と摩擦力を与える。

5. 4. 2 解析方法

チッピングのシミュレーション解析の流れを Figure 5-16 に示す。解析領域と境界条件が与えられ、[A] き裂発生有無判定の解析と [B] き裂進展過程の解析は次の通りである。

[A] き裂発生解析：き裂発生に関し、統一的評価法⁽³⁾で定義される基準化応力がセラミッ

ク材料の 50%破壊確率強度を越えるか否かによって判別する。基準化応力は累積有効荷重時間と有効体積に換算した応力であり、この応力が材料強度を越える場合は、き裂の発生が起こると判定する。そのとき、要素の中で最大の応力値を示す要素 1 個を削除する。基準化応力が材料強度を下回る場合は、き裂の発生が起こらないとして計算を中止する。

〔B〕き裂進展解析：き裂進展に関しては、上記と同じ荷重条件の下で応力解析を行い、削除された要素と接し、かつ、最大主応力が材料の 50%破壊確率強度を上回る要素はき裂が進展すると判定して、この要素を削除する。ただし、1 回の計算で削除する要素数は最大 2 個までとする。最大主応力がこの条件を満たさない場合は、き裂先端部の要素の応力拡大係数が材料の破壊じん性値を越えると、き裂は進展すると見なしてその要素を削除する。応力拡大係数における引張応力は最大主応力を取り、き裂長さは対象となる要素から荷重点表面までの距離としている。以下、チップングが完了するまで繰り返し計算を行う。繰り返し計算の途中で最大主応力と応力拡大係数双方とも判定基準を満たさない場合は、き裂はそれ以上進展しないとみなして計算を中止する。

上記解析においては、セラミックスの破断形態に関する検討で破断は最大主応力で起こることが示された結果⁽¹²⁾を基にして、最大主応力が材料の初期き裂の発生と進展をもたらすものとして、この応力を採用する。

このように、き裂進展過程のシミュレーションに応力解析を繰り返し行って要素を削除する方法を採用する。〔A〕、〔B〕での応力計算には、汎用解析コード NASTRAN を使用して、3 次元弾性解析を行う。上記のような方法は、金属材料の接着継手の引張負荷に対する破壊挙動の解析で採用され、実験結果とのよい一致が報告されている⁽¹³⁾。定格試験時のセラミック翼解析対象部の温度は温度解析および計測からおよそ 1000℃である。計算に必要な Sialon 材の物性値および強度特性を Table 5-2 に示す。

5. 4. 3 解析結果

セラミック翼におけるき裂発生に関する解析結果を Figure 5-17 に示す。応力の発生は荷重がかかる部位のごく近傍表層に限定されている。最大主応力が最も高い部位は荷重点に隣接して、解析対称面に接する要素であり摩擦力の作用方向に 1207 MPa の高い引張応力が発生している。Figure 5-18 に応力が最も高い要素の基準化応力と材料破壊強度との関係を示す。基準化応力は 857 MPa であり、この値は材料の 50%破壊確率強度 650 MPa を越えているので、き裂が発生すると判定してこの要素 1 個を削除する。摩擦力を考慮しない場合の

解析では、基準化応力は材料強度以下となり、き裂発生は起こらない。

次に、き裂進展の解析結果について述べる。削除要素数と最大主応力の変化を Figure 5-19 に示す。き裂の入った要素を削除していくと、き裂の進展に伴って最大主応力が変動しながら変化している様子が見られる。これら最大主応力はき裂面にほぼ垂直方向の引張応力である。削除数がまだ少ない状態では最大主応力は削除数の増加と共に徐々に低下している。削除数が4～100程度の間では、ほとんどの応力値が破壊強度 650 MPa を下回っている。しかしながら、この範囲の応力拡大係数は材料の破壊じん性値を上回っており、き裂が進展するものとみなすことができる。削除数が28で最大主応力は440 MPa の最小の値を取るが、この状態での応力拡大係数は $43 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ で、破壊じん性値 $4.5 \text{ MPa}\sqrt{\text{m}}$ を大きく上回っている。削除数100当りから、最大主応力は増加傾向を示し、削除数120当りで応力は1000 MPa に達し、更に、削除数300当りでは応力は10000 MPa に至り、その後、急激な応力増加が起こって、削除数338でき裂は完了して破片が本体から分離する。

要素が削減されてき裂が進展していく様子を Figure 5-20 に示す。き裂進展の初期段階(削除数10)では、き裂は荷重面に対して垂直に内部方向に深く進展して行く様子が見られ、更に内部方向と横方向に進展が見られるようになる(削除数90)。そしてき裂は剥離片が薄くなる方向と表面の方向にも進展が見られるようになる(削除数190)。最終段階(削除数330)では、き裂は更に内部方向と表面で進んで、本体部分と分離した剥離片の形成が明確になる。

き裂進展解析による破面形状とセラミック静翼の実破面(点線で示す)との比較を Figure 5-21 に示す。実破面では、き裂発生点で剥離片の厚さが最も厚く、そこから周囲に破面が進展するにつれて徐々に薄くなっており貝殻形状を呈している。一方、解析での破面形状は、き裂の内部方向への進展過程で階段状となり、滑らかさに欠ける面がみられる。破面の表面での厚さはよく一致しているが、奥行きは実破面よりもやや大きく、逆に幅はやや狭くなっている。全体的には解析で得られた破面形状は実破面とよく一致していると思なすことができる。

5. 4. 4 考察

チップングの発生に摩擦力が大きく影響していることが、前述のシミュレーション解析の結果で明らかにされた。摩擦力の関与をさらに明確にするために、単純なセラミック試験片を使ったチップングの試験を実施した。この結果と上記シミュレーション解析の結果から、チップングの発生とその破壊機構に関して考察する。

まず初めに、単純なセラミック試験片を使ってチップングの試験を実施した結果を述べる。

チップング試験の要領を Figure 5-22 に示す。セラミック試験片は静翼と同じ Sialon で、金属と接触する端面には面取り c を施し、 $c=0.2, 0.5\text{mm}$ の 2 種類がある。金属面にはこれも静翼同様に、トップコートには厚さ 0.4mm の $\text{ZrO}_2\text{-}8\%\text{Y}_2\text{O}_3$ とボンドコートには厚さ 0.1mm の NiCrAlY の遮熱コーティングが施されている。セラミック試験片の端面と金属面との傾きは 3° で、セラミック片は金属面と面取りのコーナで接触している。治具に取付けられた試験片には上部から垂直に圧縮荷重がかけられる。セラミック片と接触する金属片には水平方向に荷重がかけられるようになっており、セラミック片の接触部で摩擦力を与えることができる。試験の結果を Table 5-3 に示す。面取り $c=0.2\text{mm}$ の場合、圧縮荷重のみではチップングが発生するまでに 8700 N の荷重を要しているが、圧縮荷重に摩擦力が加わると、圧縮荷重が 2250 でチップングが発生している。この値は圧縮荷重のみの場合の $1/4$ 程度であり、摩擦力が作用すると低い荷重でチップングが発生することが分かる。次に、面取りを $c=0.5\text{mm}$ と大きくした場合、 $c=0.2\text{mm}$ と同じ荷重状態でチップングの発生はみられない。このことはセラミック静翼の高温風洞試験において、当初、セラミック翼端面のコーナ R が 0.5mm で現寸法の 1mm よりも小さく、セラミック翼のチップング発生頻度が現行よりも高かったこととよく対応している。

以上の結果から、荷重がセラミック部材に作用したときのチップングの発生について考察する。まず初めに、圧縮荷重のみが負荷された場合について述べる。セラミック試験片の荷重点の周辺にはヘルツ応力が分布する。荷重点直下の領域には圧縮応力が分布し、荷重点から少し離れた領域には引張応力が分布する。試験片が無限平板の場合には、ヘルツ応力は荷重点を中心として円周方向に均一に分布するが、本試験片のように半無限平板で端面に近い領域に荷重点がある場合は、平板の変形能が異なるためヘルツ応力は円周方向に不均一な分布を持つようになる。このため、引張応力は端面から最も遠い個所で最大値を取る。上記の領域で最大主応力が材料の有効体積を考慮した破壊強度よりも大きくなったところで初期き裂が発生する。この初期き裂が発生した後は、Figure 5-23 (a) に示すように、圧縮荷重は初期き裂に対して面内せん断モードであるモード II として作用することになり、この荷重がき裂伝播に必要な値を超えた場合にき裂が進展してチップングが発生する。

次に、圧縮荷重に摩擦力が作用した場合について述べる。この場合、摩擦力が試験片の端面方向に付加されているものとする。このとき、荷重点廻りの応力分布は、圧縮荷重の場合の試験片端面から最も遠い引張応力が最大になる個所が更に高い引張応力を示すことになる。一方、端面に最も近い引張応力の低い個所は更に低い応力を示すことになる。先程と同様、

最大主応力が材料の破断強度を超えた場合に初期き裂が生じるものとする、圧縮荷重の場合に比べて低い圧縮荷重で端面から最も遠い個所で初期き裂が発生することになる。そして、その後のき裂伝播は、Figure 5-23 (b) に示すように、圧縮荷重によるモードⅡと摩擦力による開口モードであるモードⅠの混合モードとして作用する。このモードⅠとⅡの混合モードは、モードⅡに比べて同じ初期き裂状態で応力拡大係数が大きくなるので、き裂進展が起こりやすい。

このように、荷重状態によって初期き裂の発生とき裂進展に与える影響が異なる。圧縮荷重に摩擦力が加わる場合は、圧縮荷重単独の場合に比べて低い荷重で初期き裂の発生とその後のき裂進展が起こり、チッピングが発生しやすいことが理解できる。

セラミック部材の面取りを大きくすると、荷重点がセラミック試験片の端面から遠ざかるために、セラミックの変形能が低減して負荷荷重部での応力が低くなる。そのため、同じ負荷荷重条件であれば初期き裂の発生が起こりにくなり、チッピングは発生しないか、あるいは抑えられると考えられる。

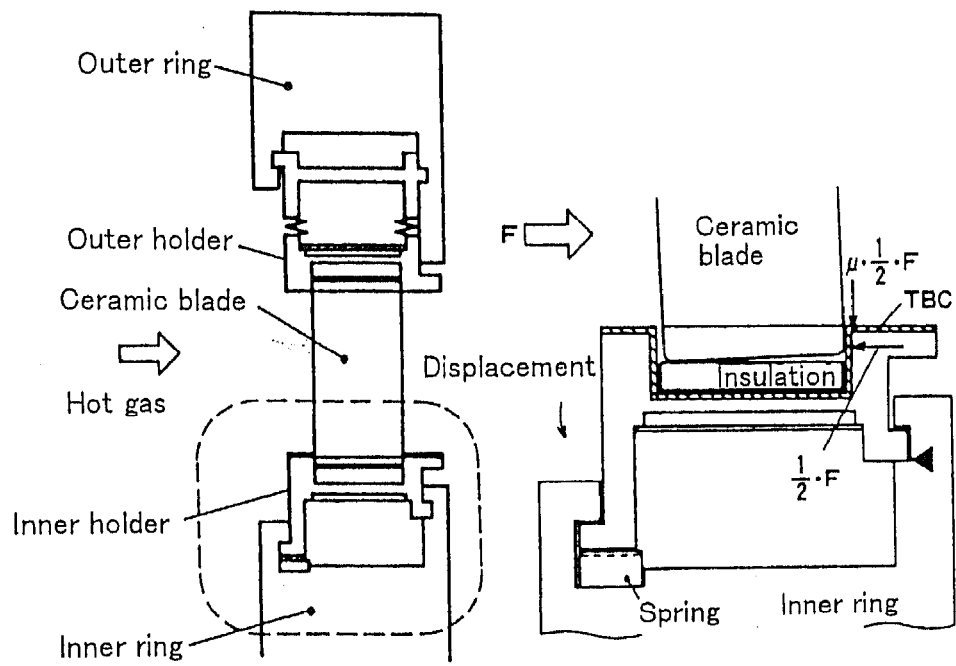


Figure 5-14 Force conditions to ceramic turbine stator vane

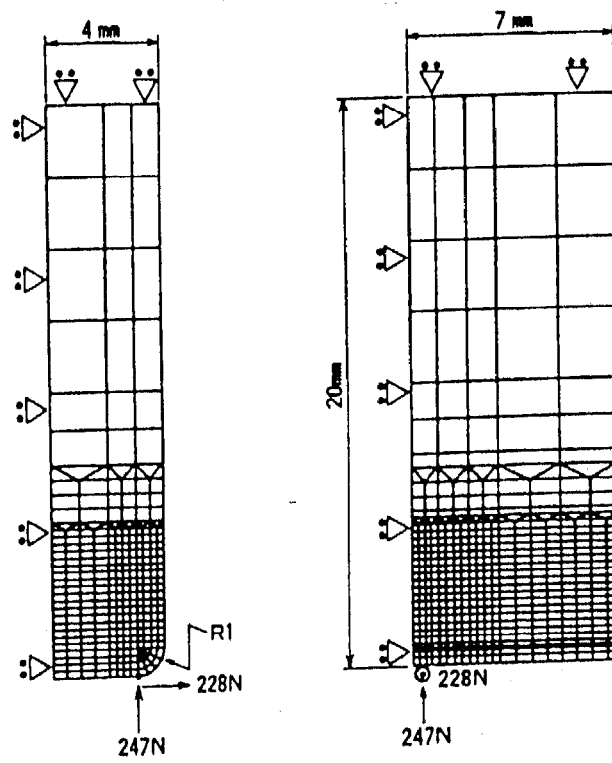


Figure 5-15 Analytical region

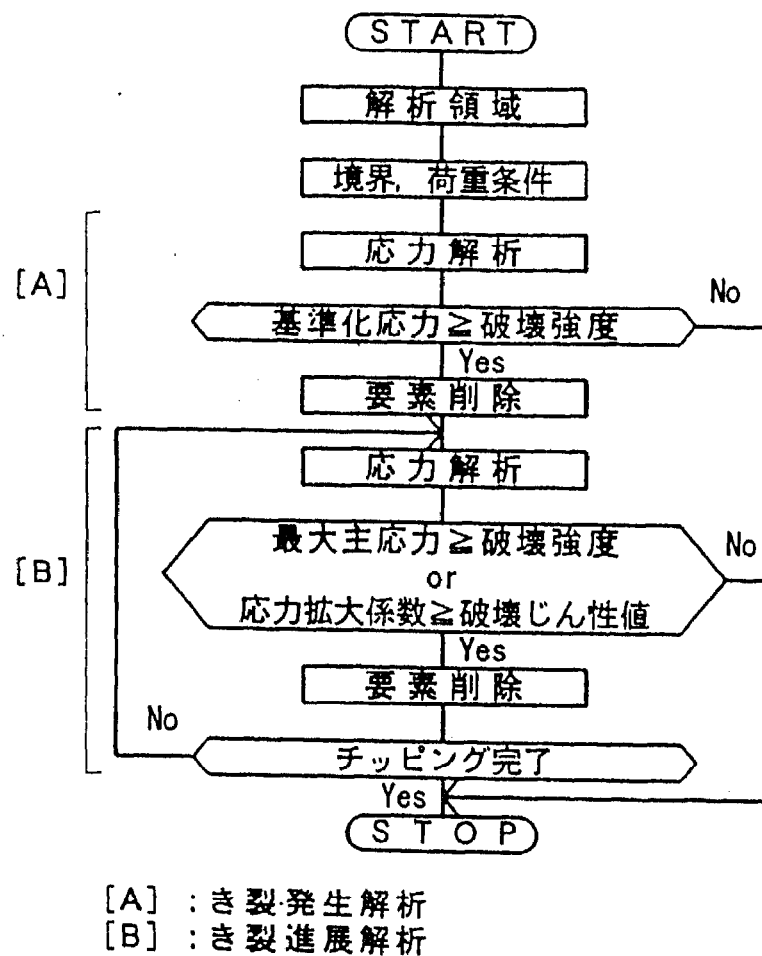


Figure 5-16 Flow chart for simulation of chipping analysis

Table 5-2 Physical properties and strength characteristics of ceramics used for turbine stator vane

• Material	: Sialon	
• Young's modulus	: 304G Pa(1000°C)	
• Poason's ratio	: 0.28	↑
• Bending strength	: 637MPa	↑
• Crack growth rate index	: 82.4	↑
• Wibull modulus	: 20	↑
• Fracture toughness	: 4.5MPa√m	↑

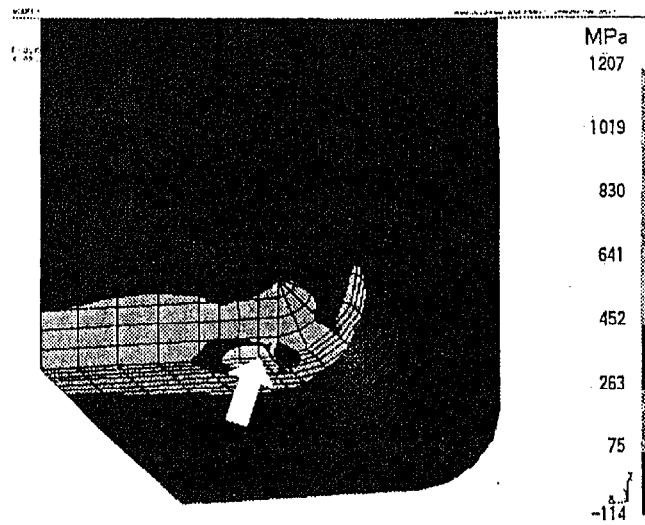


Figure 5-17 Stress distribution near forced load

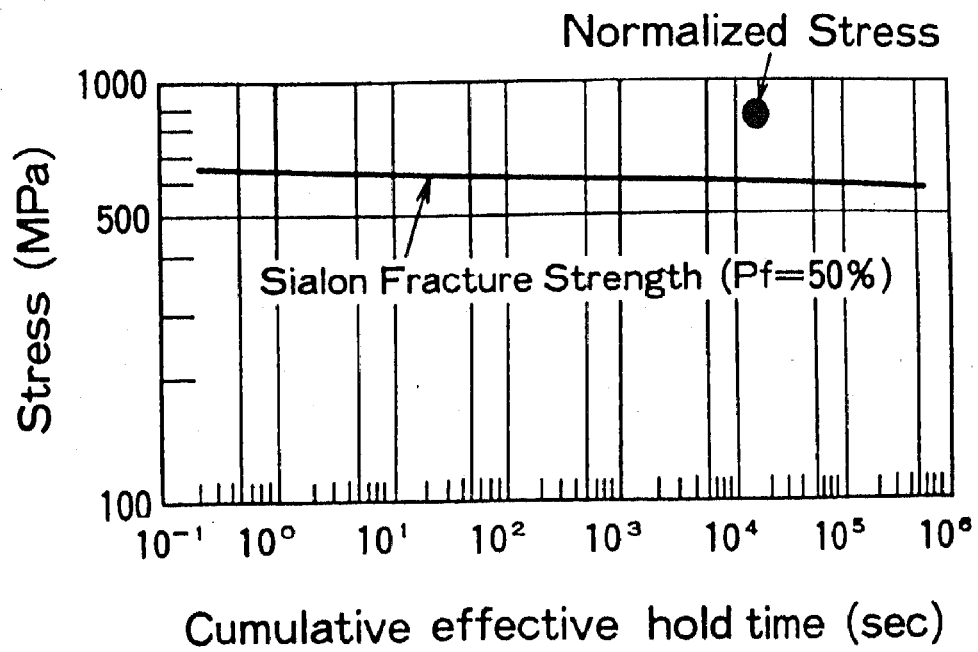


Figure 5-18 Analytical results of crack initiation

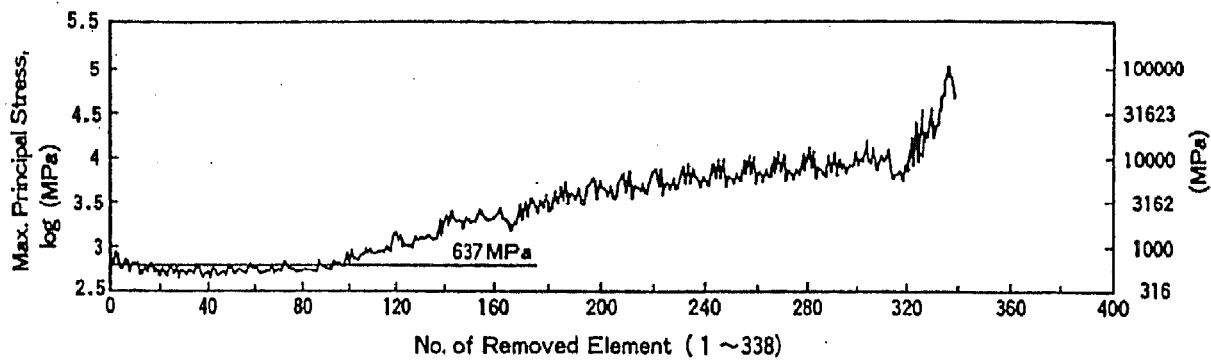


Figure 5-19 Change of maximum principal stress during crack propagation

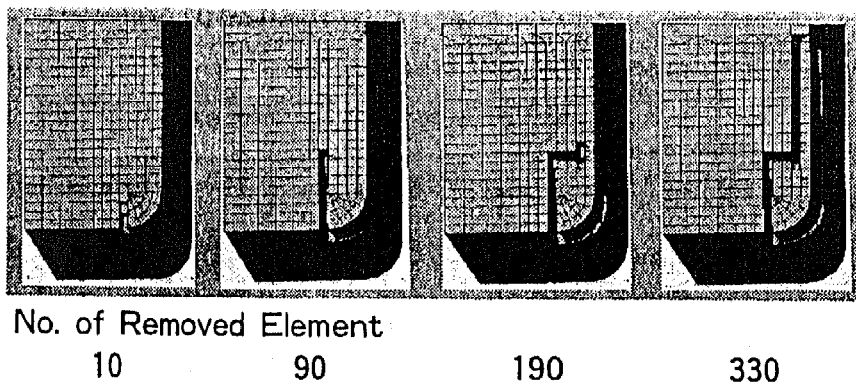


Figure 5-20 Process of crack propagation

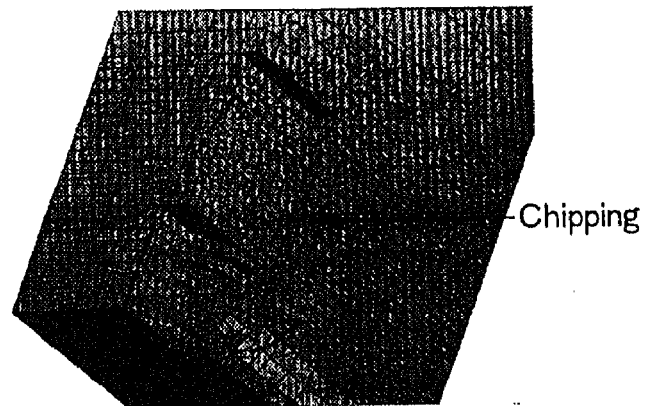


Figure 5-21 Comparison of analytical fracture surface of chipping and actual one

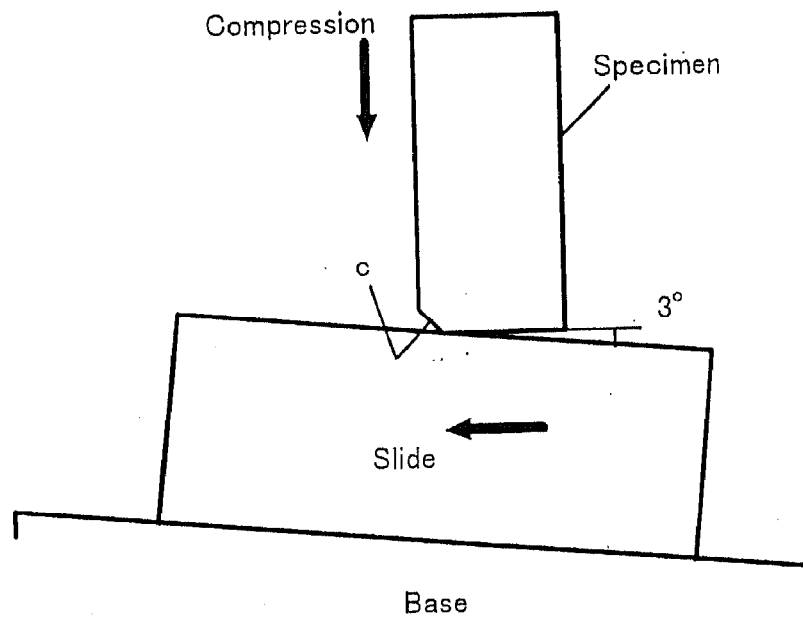


Figure 5-22 Chipping test specimen and test conditions

Table 5-3 Test results of chipping

Test condition	Specimen	
	c=0.2 mm	c=0.5 mm
Compression only	failure	no failure
	compression 8700 N	
Compression + Friction force	failure	no failure
	compression 2250 N	

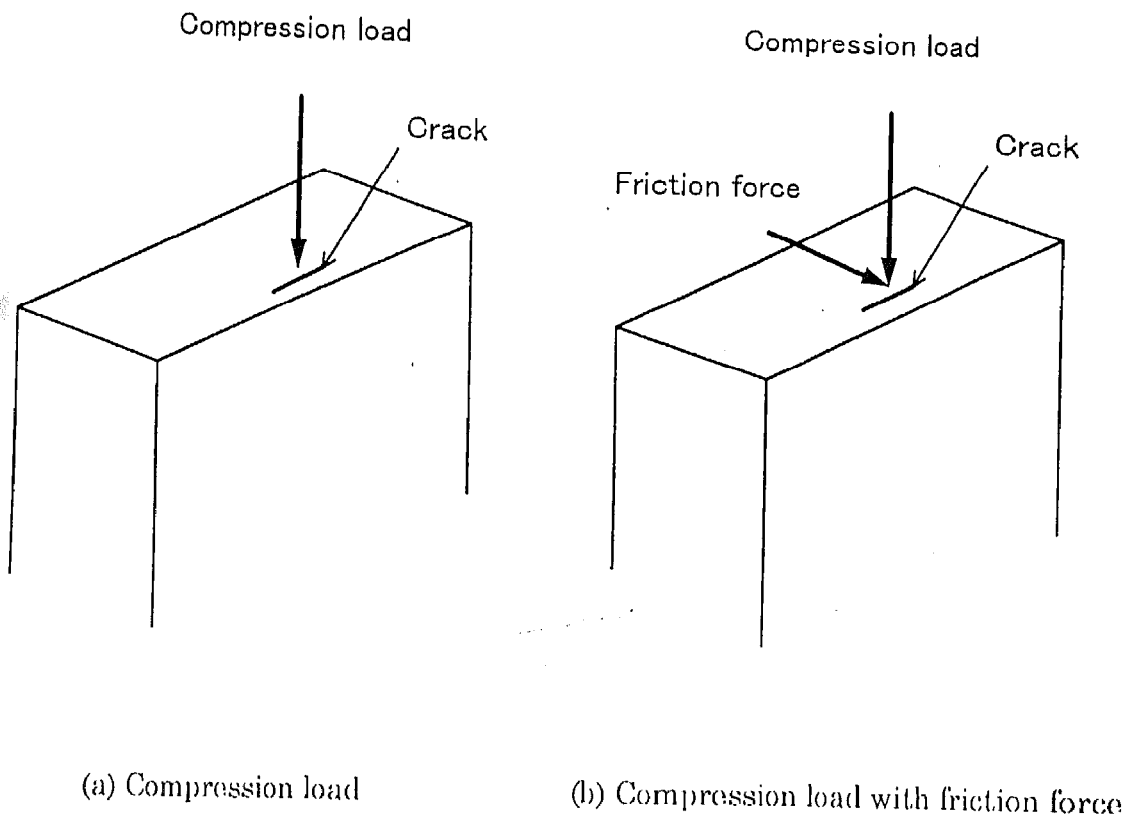


Figure 5-23 Mode of crack surface displacement with various loads

5. 5 セラミックス基長繊維複合材の高温部品への適用検討

5. 5. 1 材料に要求される強度特性

CMCの基本構成はセラミックスの長繊維とマトリックスから成り、使用される繊維やマトリックス材料の種類、繊維間へのマトリックス含浸のための反応焼結法、CVI法、プリカーサー法等の製造方法そして繊維の配向や製織方法等によって多岐に渡っている。現在、CMCは特性発現のためのメカニズムや損傷挙動に関する研究段階にある。CMCの期待される材料特性を引き出すには、繊維、マトリックス界面制御が極めて重要である。

界面の制御方法が異なる4種類の試験片を製作して3点曲げ試験を実施した。試験片は繊維がハイニカロン（日本カーボン(株)製）でボロンナイトライド（BN）コートが施されており、反応焼結法によって製作されている。試験の結果をFigure 5-24に示す。材料の強度特性として初期破壊強度とその後の最大強度で整理しており、各試験片の代表的な応力-変位線図も示した。A材は初期破壊強度は200-300MPa程度で最大強度は極めて低く、破壊じん性は低くモノリシック材に近い特性を示している。B、C材は初期破壊強度はA材と同程度で、最大強度は初期破壊強度よりも高く、破壊じん性の向上がみられる。D材は初期破壊強度はB、C材と同レベルで最大強度が高く、そして破壊抵抗が極めて高い特性を示しており、CMCとして期待される破壊じん性の大幅な改善が図られている。

Figure 5-25に強度特性が大きく異なるA材とD材のSEM観察による破面の状態を示す。A材では繊維とマトリックスがほぼ同一面で破断しており、一方、D材の破面では繊維の引き抜けがみられ、繊維とマトリックス界面のすべりによって破壊じん性が向上していることを示している。FOD特性もセラミックスにとって重要な特性であり、上記4種類と同じ試験片で実施した試験結果の一例として、A材とB材の小球衝突による損傷状態をFigure 5-26に示す。小球はφ1.58の鋼球で、衝突速度は113m/sと160m/sの2ケースを選定した。A材はモノリシック材と同様、衝突速度に関わらず、貫通孔と放射状のき裂が発生している。B材では低い衝突速度で、鋼球が衝突した面の一部が欠損するだけで、速度が高くなると貫通孔のみでき裂の発生は見られず、FOD特性の改善が見られた。このように繊維とマトリックス間の界面制御によって望ましい強度特性を持つことが可能になった。

応力-変位特性やFOD特性で期待できる特性が得られるようになり、これら特性の一層の改善を含め、今後、クリープ破断強度、低サイクル・高サイクル疲労強度、耐酸化性、耐摩耗性等の実使用に必要な材料特性を評価する段階に入って来た。

5. 5. 2 構造設計からの部品開発のアプローチ

現在、長繊維/マトリックス構造のミクロな応力解析手法やモデリングについての研究が盛んに行われている状況であり、材料の強度評価法や設計法はまだ整備されていない。しかしながら、CMCは異方性の高い材料で、かつ、繊維の配向や製織法によって形状成形にも制限を受けるため、部品開発には、「構造設計」側が材料特性を十分に把握して、「材料設計」や「製造技術」の分野と並行して進めることが重要と考える。

CMC部品に機械的あるいは熱的負荷が作用した場合に、応力状態は極めて複雑な三次元分布を示すことは容易に想像される。ミクロ解析は繊維とマトリックスで構成される内部の応力状態を調べたり、マクロ解析の異方性物性値を予測するため重要である。設計に際しては、応力解析レベルとしてミクロ解析よりも材料の強度評価と解析レベルを一致させる必要性からマクロ解析が妥当と考えられる。異方性材料のマクロ解析にも段階があり、ここでは、3方向の物性値を計測から得られた値を使って解析するレベルで検討を進める。ここに、シュラウドセグメントと燃焼器を例にとって述べる。

CMC材で製作したシュラウドセグメントの全体構造をFigure 5-27に示す。この部品は金属保持部に組み込むためのフックを有し、円周方向には冷却空気をシールするためにセグメント同士が嵌合する構造が取られている。繊維は平織の積層構造でステッチングされており、反応焼結法によって製作して機械加工で仕上げている。高温風洞で平均ガス温度1400℃の定格および全負荷トリップの試験を実施した。シュラウドセグメントの表面温度は1200℃の高温状態で、冷却空気流量は金属製の50%の計画値に対して35%程度まで低減できることを確認した。冷却空気流量を低減する際、高温ガスがシュラウドセグメント内部に逆流して金属保持部の温度上昇を起こさないことが条件となっている。

次に、部品形状が熱応力の発生に与える影響について検討した結果を述べる。上記シュラウドセグメント形状を基にして、外形寸法は同じで厚さを50%に薄くした場合の2種類について、定常とトリップ時の非定常の熱応力解析を同じ境界条件で実施した。代表的な部位の解析結果をFigure 5-28に示す。オリジナル形状では定常応力は低いが非定常で高くなる。50%厚さ形状ではこの逆の傾向にあり、また、金属と接触する部位の定常応力が高くなっており、断熱構造の必要性がうかがわれる。

次の例として燃焼器ライナーについて述べる。材料の耐熱温度からの制限や定常および非定常状態を通じて発生する熱応力の最適化を検討する。燃焼器ライナ形状とメッシュ図を

Figure 5-29に、解析モデルをFigure 5-30に示す。頭部に燃料噴射弁用の穴があり、門周部には燃料の予混合管用の穴が設けられている。ライナー外側には燃焼用空気が頭部に向かって流れており、この外面の空気流れの状態、即ち、熱伝達率を変化させた場合の熱応力解析を行う。この場合、放射の影響も考慮に入れる。熱伝達率は空気流れのない断熱の状態から金属製と同等の強制冷却を行った状態までの範囲で解析を行った。

熱応力解析の結果をFigure 5-31に示す。強制冷却を行わない熱伝達率 $0\text{W/m}^2\text{K}$ で定常熱応力は低く、熱伝達率が増加するに連れて高くなる。この応力はクリープ破断強度に対応した応力である。一方、非定常熱応力のピーク値は、定常時とは逆に熱伝達率 $0\text{W/m}^2\text{K}$ で最も高く、熱伝達率が高くなるに連れて減少する。これの応力は低サイクル疲労強度に対応した応力である。ガスタービンの運転時間と起動回数やトリップ回数の運転パターンが決まると各応力状態での負荷時間が算出される。このような条件から、空気側熱伝達率の値に従ったクリープおよび低サイクル疲労損傷を求めることができると、燃焼器ライナーの損傷が最小となる熱伝達率を決めることができる。

この解析から定常と非定常熱応力が同レベルの強制冷却がほとんど行わない熱伝達率の範囲が最適条件と言える。また、CMC内に存在する未反応の固溶 Siの溶解温度から材料の上限温度は 1300°C 程度であり、この上限温度を満足するように冷却を行う。このようにセラミックスに軽い冷却を施す、いわゆる「弱冷却設計法」が今後のセラミックスの適用化に必要な考え方と思われる。この場合、過大な熱応力の発生を抑えた均一な冷却が前提である。その他に、定格運転時およびトリップ時に燃焼器の内外圧力差によって発生する応力の評価も行なう。

クリープ破断や熱サイクル疲労に対する設計応力基準はCMCの強度特性を十分に把握した上で決めることになるが、一次設計の段階としては、応力値は初期破壊強度以下であることを目安として、これに安全係数を考慮した設計が妥当と思われる。ある応力負荷状態で局所的に初期破壊強度を越える部位で、微少き裂の発生と進展によって高損傷許容性が発揮されることが期待される。一般に、CMCの初期破壊強度はSiCやSi₃N₄等のモノリシック材の破壊強度に比べてかなり低いレベルにあるため、高応力状態に長時間晒される部品には不向きとも言える。また、金属とセラミックスあるいはセラミックス同志の接触部や嵌合部はモノリシック材で過去に多くの損傷の経験をしており、接触応力の発生を抑えるような緩衝構造の採用を念頭に置いた設計上の配慮が望まれる。

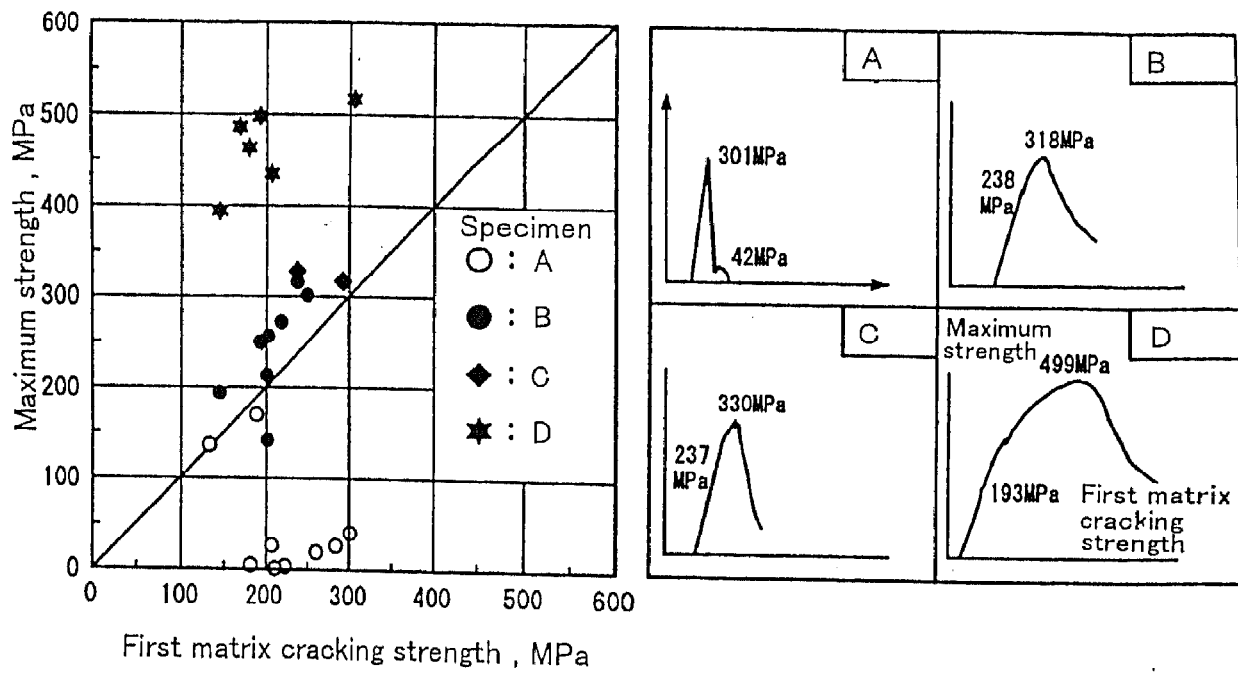


Figure 5-24 Results of 3 point bending test for 4 kind specimen

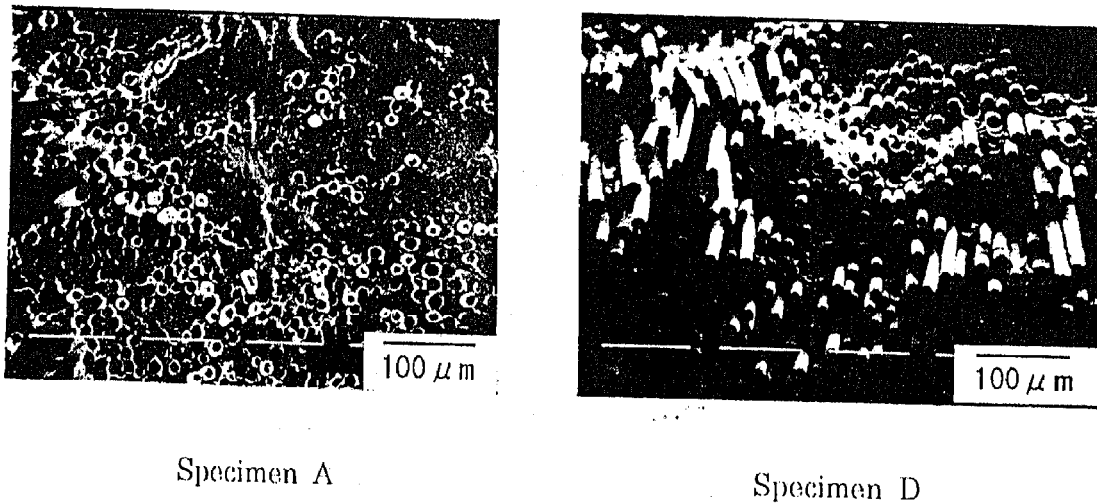
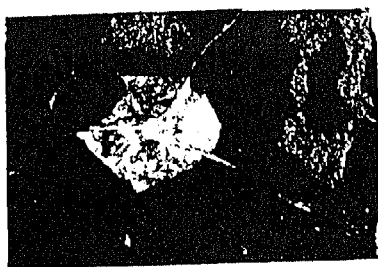


Figure 5-25 SEM microphotographs of fracture surface of specimen for 3 point bending test



Diameter = ϕ 1.58 velocity 113m/s



113m/s



160m/s

Specimen A



160m/s

Specimen B

Figure 5-26 Results of FOD test for CMC specimens

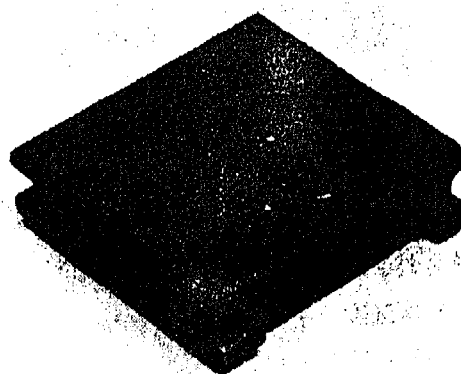


Figure 5-27 Shroud segment after high temperature tunnel test

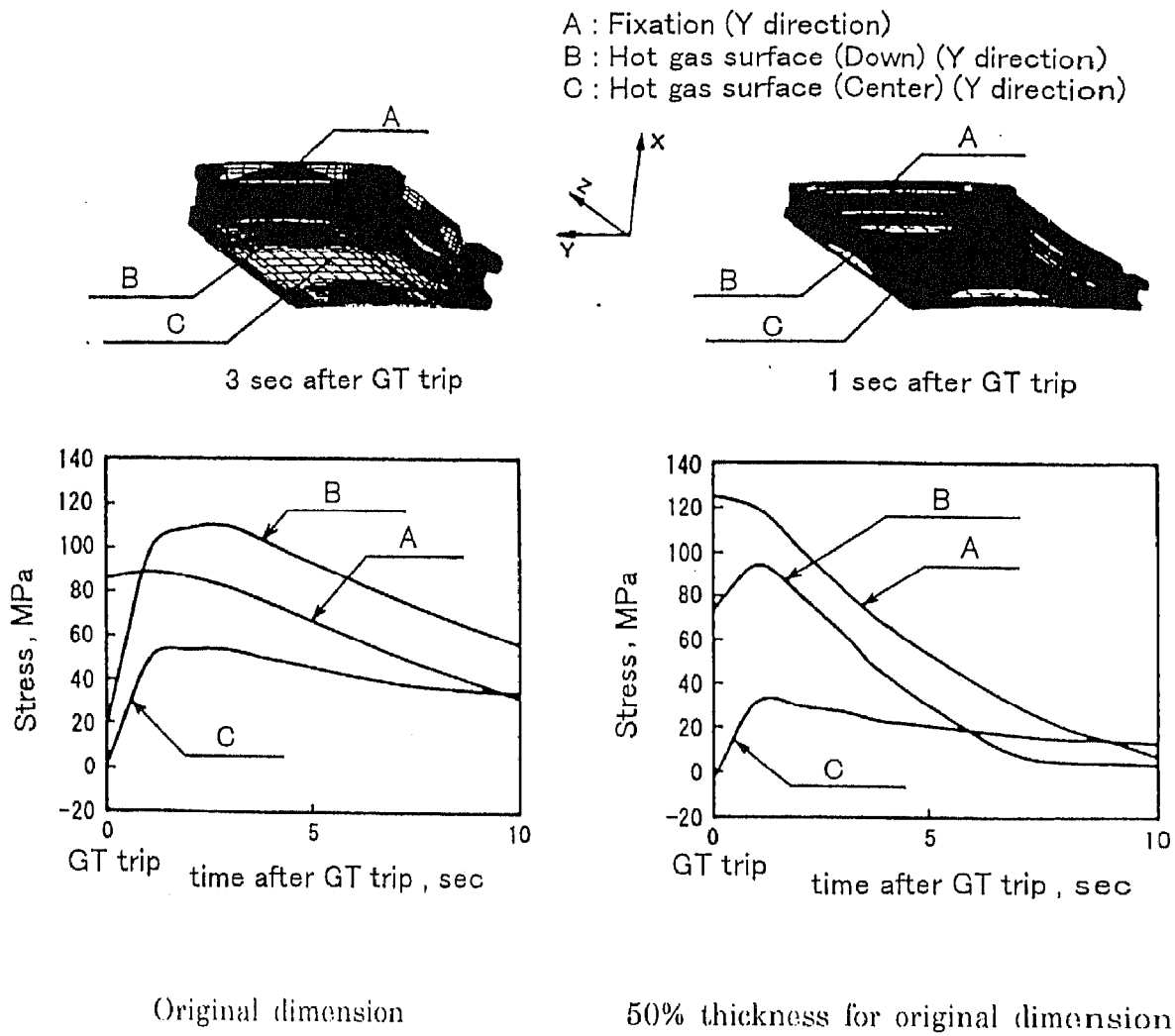


Figure 5-28 Relation of dimension and thermal stress in shroud segment.

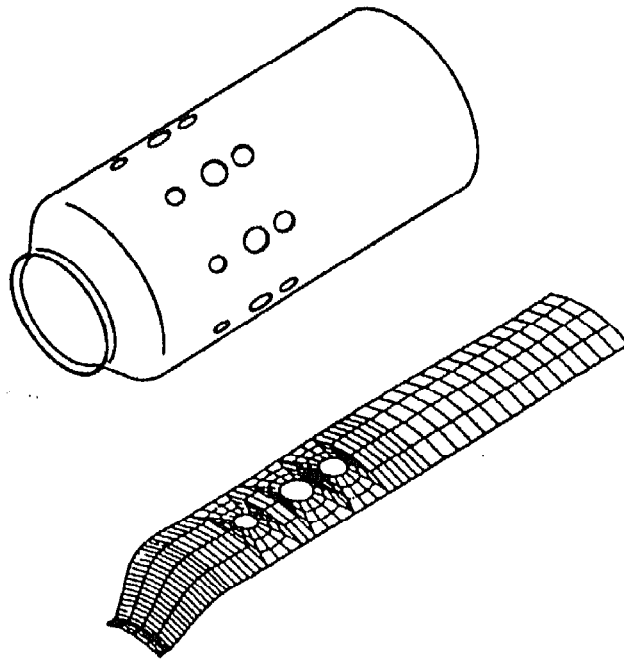


Figure 5-29 Combustion liner and mesh in FEM analysis

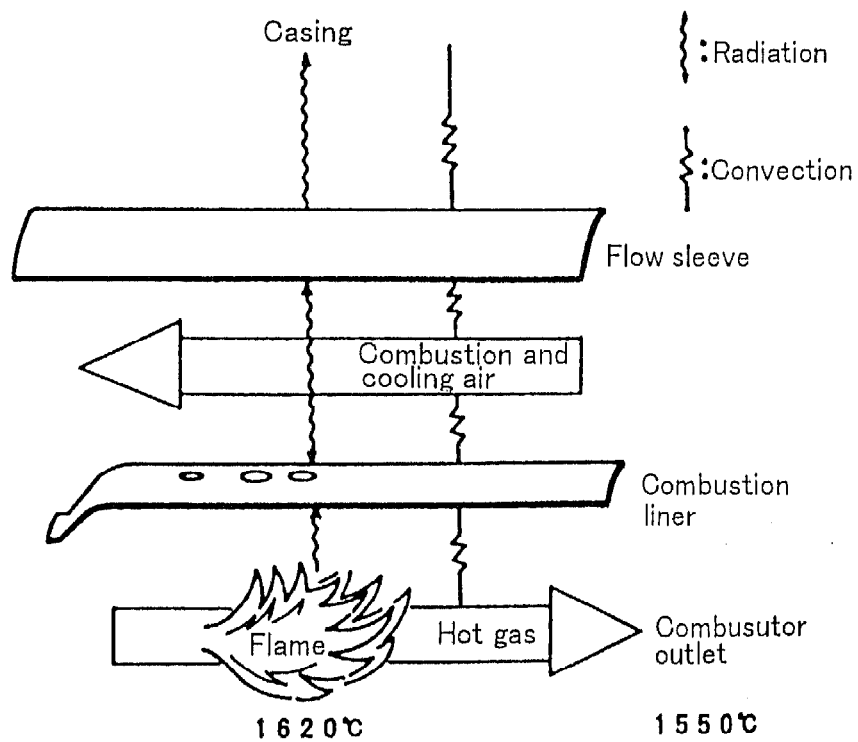


Figure 5-30 Analytical model

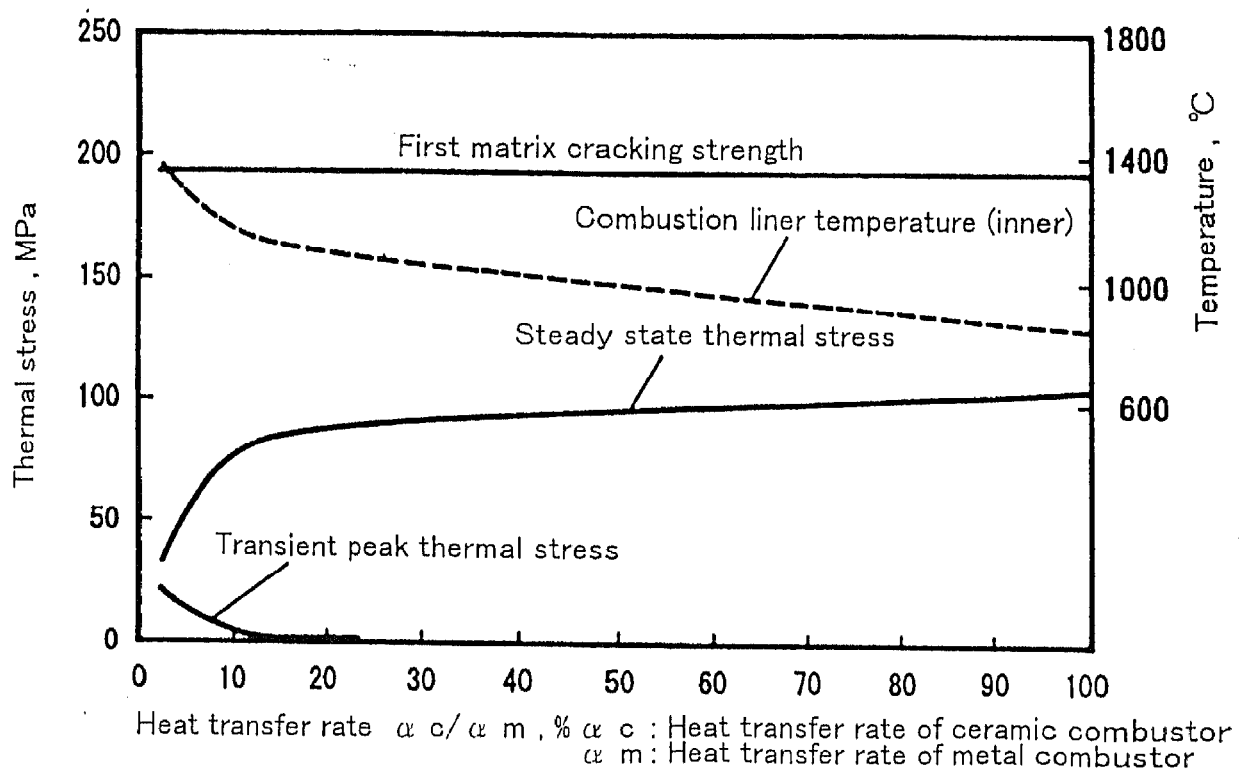


Figure 5-31 Thermal stress in combustion liner

5. 5. 3 ガスタービン高温部品の試作と適用評価試験

(1) 試験供試体

ガスタービン高温部品である燃焼器ライナとタービン高温ガス通路部の遮熱部品であるシュラウドセグメントの二つ部品を SiC 基の CMC で製作して大気圧の熱サイクル試験を行う。この試験において、材料のき裂の発生並びにその後の進展とサイクル数との関係を調べてき裂進展挙動を観察し、部品としての損傷許容性を検証する。

燃焼器ライナとシュラウドセグメントの試験体を Figure 5-32, -33 に示す。これらは SiC 繊維（ハイニカロン：日本カーボン製）と SiC のマトリックスからなり、繊維の製織はフィラメントワインディング法を採用して、反応焼結法によって製作した。繊維の含有率は 30% である。材料の仕様を Table 5-4 に示す。前項で示したシュラウドセグメントはクロス積層一体角型形状から金属のそれと同じ形状に削り出して製作したものに比べて、スリーブ形状からサポート植込部を加工して製作しており、製造性の改善を図っている。

CMC 部品を適用するガスタービンは出力 15MW の発電用を想定している。開発段階の第 1 ステップとして、燃焼器は実機の縮小サイズであり、形状は長さ 232×内径 ϕ 105×厚さ 4(mm)である。ライナ頭部には燃料噴射弁と燃焼用空気を導くスワラを組込むための内径 ϕ 52 の穴とライナ周上に 6- ϕ 8,10 の燃焼空気用の小孔を備えている。シュラウドセグメントは比較的小型であるため実寸法としており、形状は縦 70×横 72×高さ 17×厚さ 4(mm)で、金属壁に組込むために両側 L 字形状としている。

両試験体共、試験中にき裂が発生し易い条件を与えるために多数の切欠きを設けており、切欠きサイズは長さ 8(5)×幅 0.2(mm)で、その個数は燃焼器ライナで 6 個所、シュラウドセグメントで 6 個所である (Figure 5-34)。また、アルメル-クロメルの線径 ϕ 0.5 シース線の熱電対を各所に取り付けて、定格状態並びに燃料遮断時の温度変化状態を観察している。これら計測された温度は試験体の定常および非定常の温度解析と熱応力解析を行う際の試験体表面の熱伝達率の予測に使用している。

(2) 熱サイクル試験装置と方法

大気圧の熱サイクル試験装置の全体概観を Figure 5-35 に示す。試験装置は予燃焼器、主燃焼器、高温ガス発生部および排気管の主要部からなり、これらは同軸上に構成されている。燃料は灯油を使用して、予燃焼器と主燃焼器に供給され、燃焼用空気は別置き空気供給装置から導かれる。予燃焼器で 400℃まで昇温された予燃焼ガスは主燃焼器に導かれる。この主燃焼器の位置に本試験の供試体である燃焼器ライナが設置されている。燃焼器ライナの外

側には金属製の遮熱スリーブが設けられており、これらの間隙に少量の冷却空気を下流方向に流してライナを軽い対流と遮熱スリーブへの熱輻射による冷却を行っている。この冷却方式としては、材料の耐熱性と定常および非定常熱応力による材料強度に対する損傷が最小限になるような弱冷却方式を採用している。

主燃焼器下流側の高温ガス発生部には、アルミナ系の断熱材で矩形形状の高速ガス通路が形成されており、燃焼ガス 1500℃におけるガス流速は 153m/s である。この通路面にもう一つの試験体であるシュラウドセグメントを設置している。シュラウドセグメントには、金属壁とで形成される空隙内部への高温ガスの侵入を防止するために、冷却を兼ねたシール空気を供給している。高温ガス発生部を通過した燃焼ガスは、後方に配置された排気管に入り、ここで水噴射によって冷却された後、大気に排出される。熱サイクル試験は、予燃焼器への燃料と燃焼用空気の供給量を一定として、主燃焼器への燃料流量を定格/遮断を繰り返すことによって実施した。

(3) 実験結果

熱サイクル試験は 1300℃/400℃で 51 回、1500℃/400℃で 166 回、合計 217 回実施した。試験条件と結果を Table 5-5 に示す。1500℃/400℃熱サイクル試験における燃焼ガス、燃焼器ライナおよびシュラウドセグメントの温度パターンの計測例を Figure 5-36 に示す。燃焼ガス温度が 1500℃の条件での試験サイクルは 30 分周期である。試験供試体の温度はそれぞれ 1200℃前後を示しており、ほぼ計画通りの温度レベルにある。

燃焼器ライナは、切欠きを起点としたき裂の発生は見られなかったが、燃焼用空気孔エッジを起点とした周方向のき裂の発生と進展が見られた。き裂の発生の要因として、空気孔にポアなどの材料欠陥が内在していたことが予測される。一方、シュラウドセグメントには、燃焼ガス上流側のコーナ部に設けた切欠き(Notch 1)を起点としたき裂の発生と進展が見られた。サイクル回数が 132 回における Notch 1 (ガス流れ側)のき裂進展状態を Figure 5-37 に示す。そして、き裂の進展状況を Figure 5-38 に示す。1300℃/400℃と 1500℃/400℃の試験条件の初期段階でき裂の進展が見られるが、サイクル回数の増加と共に、き裂進展速度は鈍化する傾向を示している。このように、モノリシック部材の熱サイクル試験で見られるような壊滅的なき裂進展挙動は全く認められておらず、部材としての損傷許容性を有していることを示している。

(4) シュラウドセグメントの熱応力解析

シュラウドセグメントの 1500℃試験条件で温度解析を行った。解析に際しては、熱電対

の温度計測値を参照してガス側および冷却側の熱伝達率を設定した。解析の結果を Figure 5-39 に示す。シュラウドセグメントの平面部はほぼ 1200℃の値を示しており、L 字型の植込み側は冷却とサポート側への熱伝導で 800℃程度まで温度低下している。この温度分布を基に定常熱応力を解析を実施し、その結果を Figure 5-40 に示す。流れに垂直方向の応力分布を見ると、平面中央部は極めて低い応力を示しているが、上流側および下流側のコーナ部は 0.8MPa 程度の引張応力の状態にある。そして、流れ方向の応力分布を見ると、平面中央部は 0.4MPa 程度の圧縮応力場であり、周方向エッジ部で、最大 1.1MPa の引張応力がかかっている。ノッチ形状からその部位の応力を見積ると、上流、下流のコーナ部では 5MPa、エッジ部では 7MPa 程度の引張応力となる。この応力レベルは材料の引張強度を超えており、ノッチ NO. 1 と 4 でき裂が発生したことが理解できる。ノッチ No. 2, 3 では、材料強度を超える応力は発生していない。

次に、燃料遮断時の非定常熱応力を燃焼ガス温度変化を基にして解析を行った。代表部位として、上流エッジ部、コーナ部および平面中央部の解析結果を Figure 5-41 に示す。これらの応力は高いピークを持たない緩やかな変化を示している。ピーク値が抑えられた理由として、弱冷却が効果的に作用していると考えられる。以上の解析結果から、き裂の発生と応力場との関連が明らかになり、このような熱応力解析が部材の強度評価を行う上で、有効であることを示している。

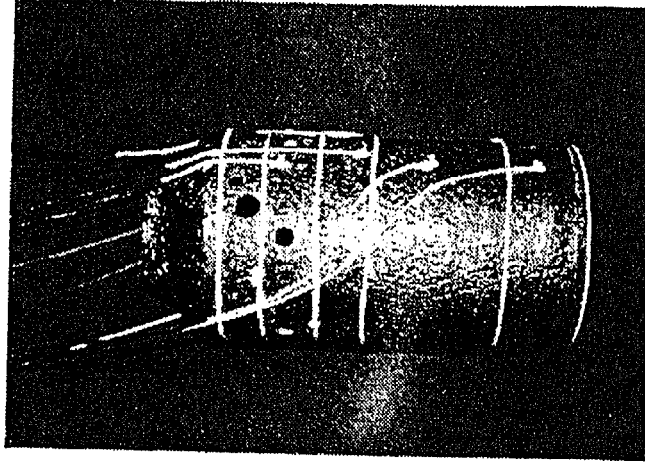


Figure 5-32 Combustion Liner

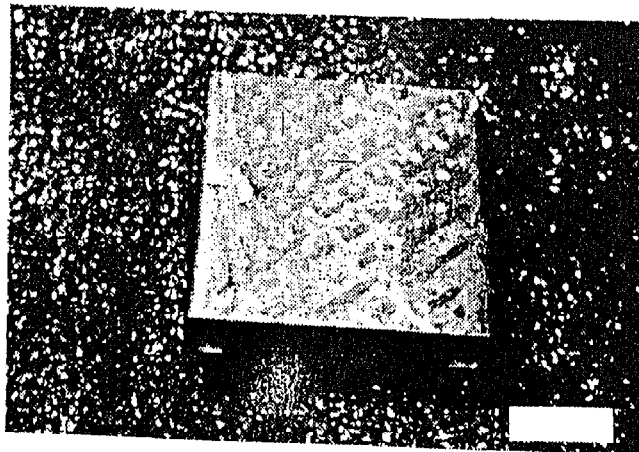


Figure 5-33 Shroud Segment

Table 5-4 Specification of CMC

Fiber/Matrix	SiC/SiC
Fiber volume fraction	30 %
Fiber structure	Filament winding method
Manufacturing	Reaction sintering
Bending strength (3 point, room temp.)	First matrix cracking 130 MPa (45°/45°) Max. 209 MPa (45°/45°)
Young's Modulus (1000°C)	225 GPa (45°/45°) 9.7 GPa (laminate)
Poisson's ratio (1000°C)	0.26 (45°/45°) 0.008 (laminate)
Thermal conductivity (1000°C)	30.4 W/mK (45°/45°) 16.7 W/mK (laminate)
Thermal expansion co. (1000°C)	5.1×10^{-6} 1/°C (45°/45°) 5.4×10^{-6} 1/°C (laminate)

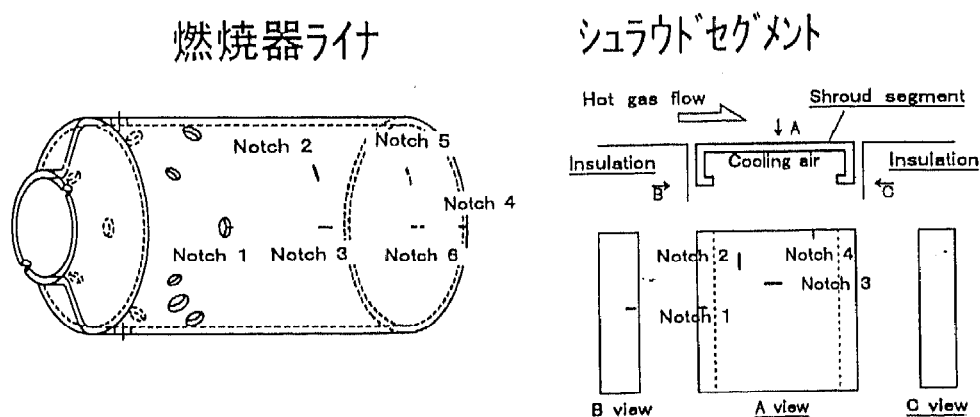


Figure 5-34 Notch in combustion liner and shroud segment.

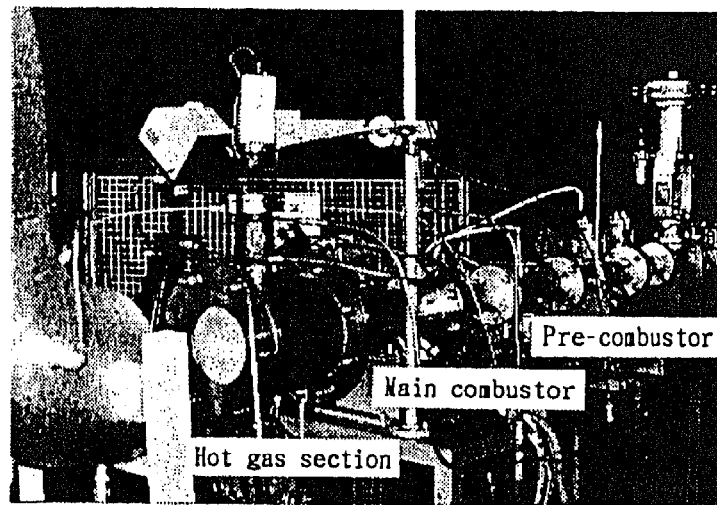


Figure 5-35 Test Apparatus

Table 5-5 Test conditions and results

<u>TEST CONDITIONS</u>			
- Fuel : Distillate oil (Atmospheric pressure combustion)			
- Heat cycle : Pre-combustor ; continuous combustion			
: Main combustor ; fuel shut down			
- Gas velocity at hot gas pass : 153 m/s (1500°C)			
<u>TEST RESULTS</u>			
- No. of heat cycle			total 217
• 1300°C/400°C cycle (15 min/10 min)			51
• 1500°C/400°C cycle (20 min/10 min)			166
- No. of inspection			15
- No. of crack	Combustor	combustion air hole	1
	Shroud segment	notch No.1,4	2

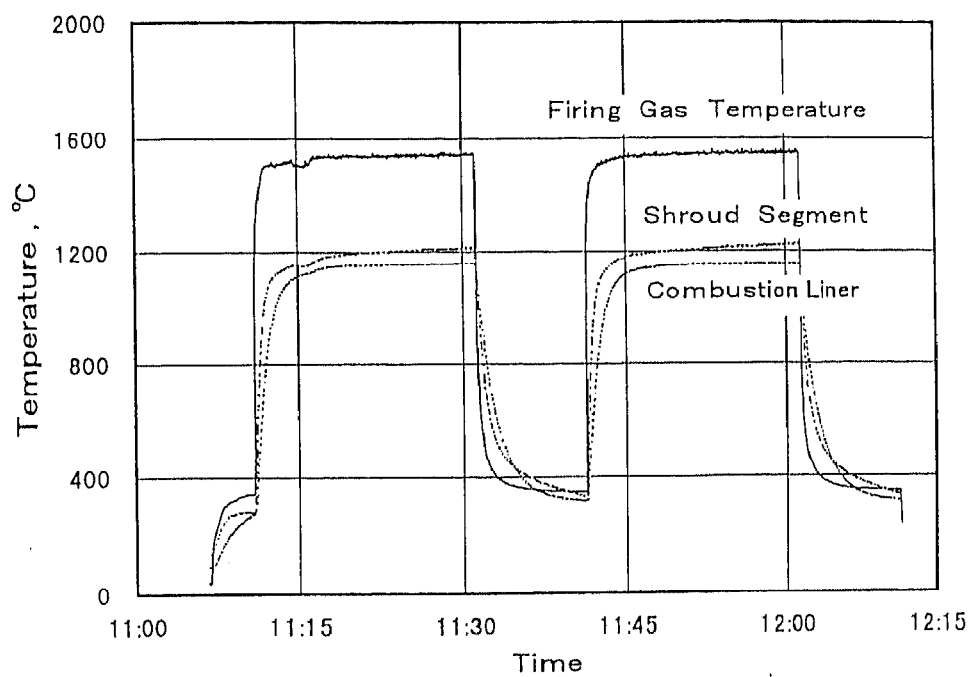
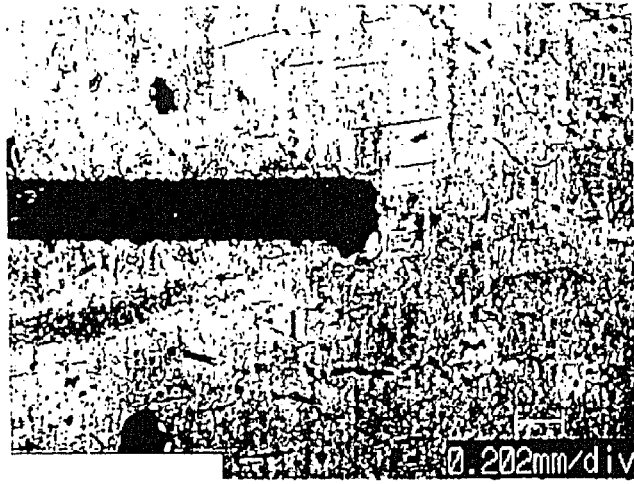
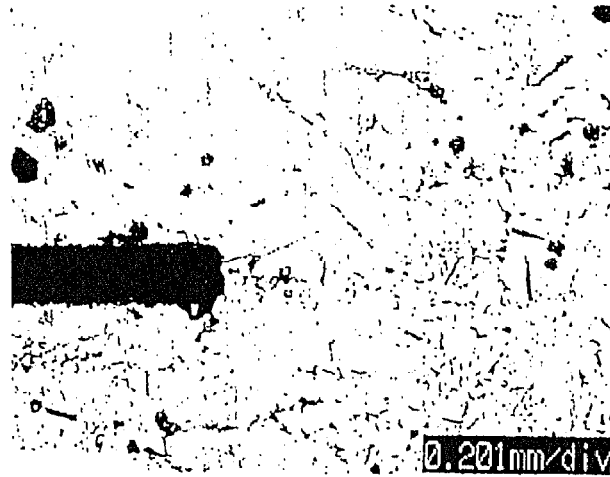


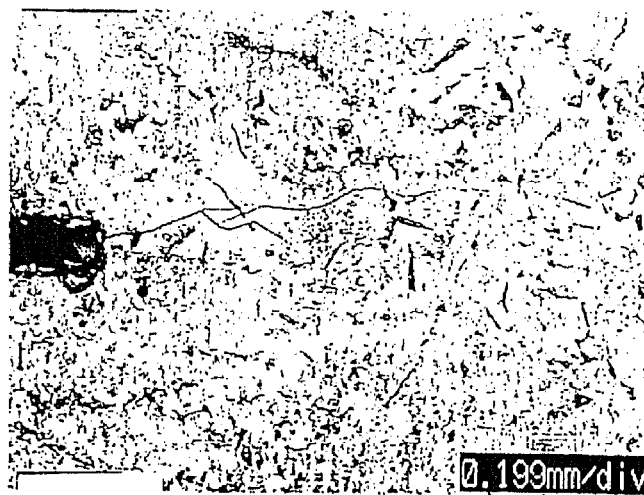
Figure 5-36 Temperature patterns of 1500°C/400°C heat cycle test



(a) Before test



(b) No. of heat cycle : 69



(c) No. of heat cycle : 132

Figure 5-37 Crack in shroud segment

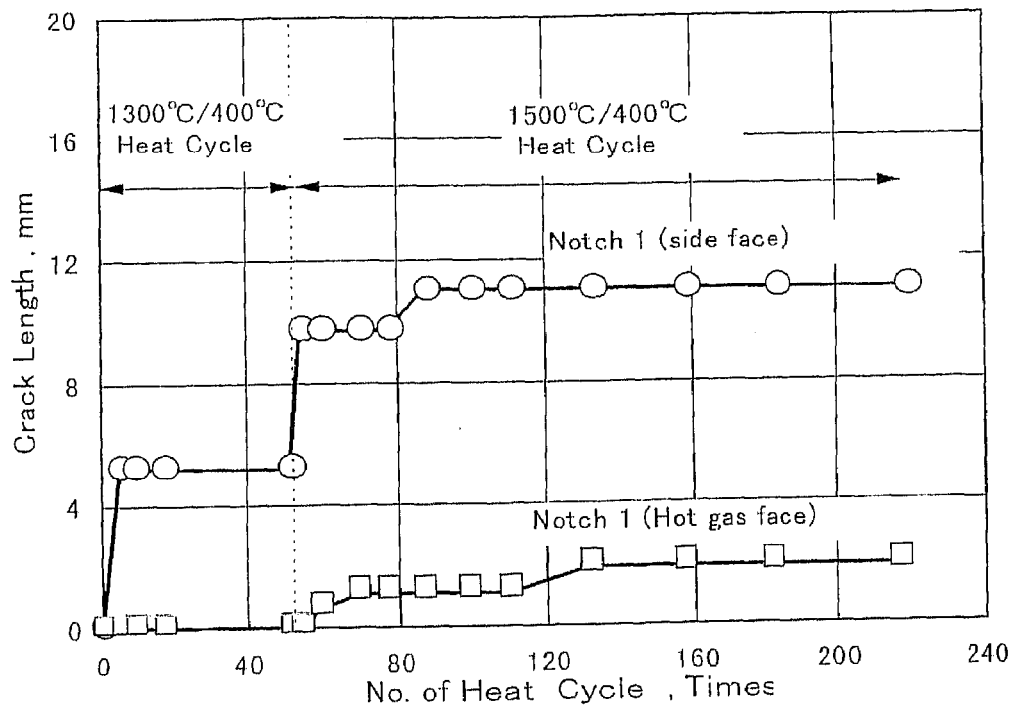


Figure 5-38 Crack propagation of shroud segment.

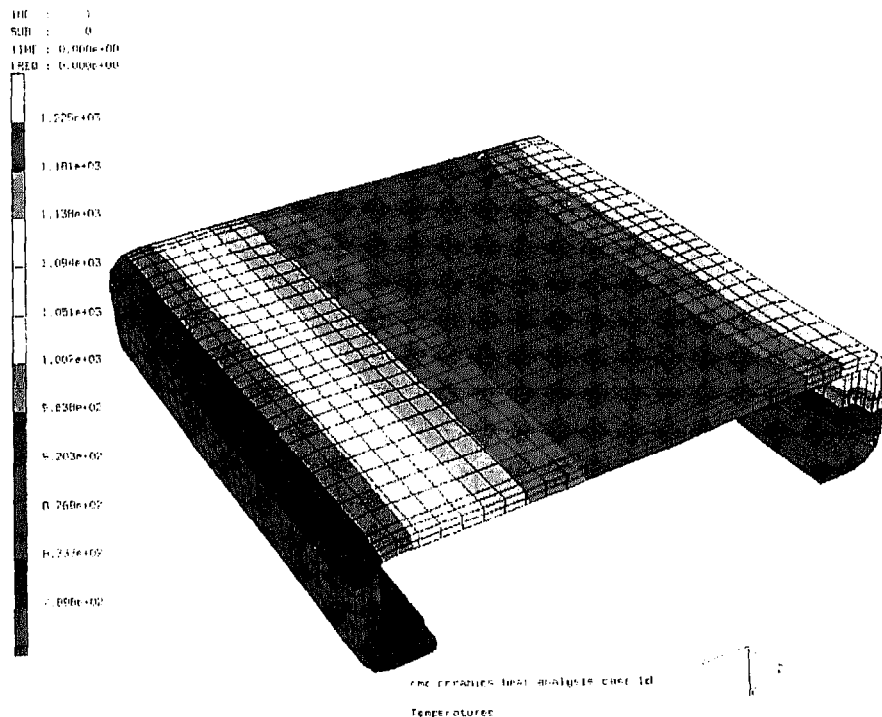
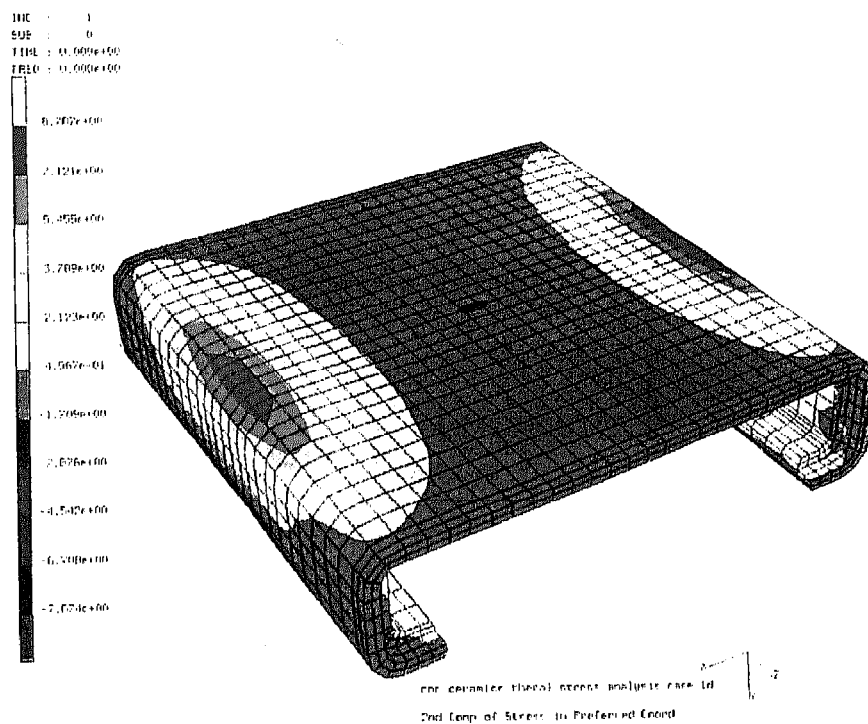
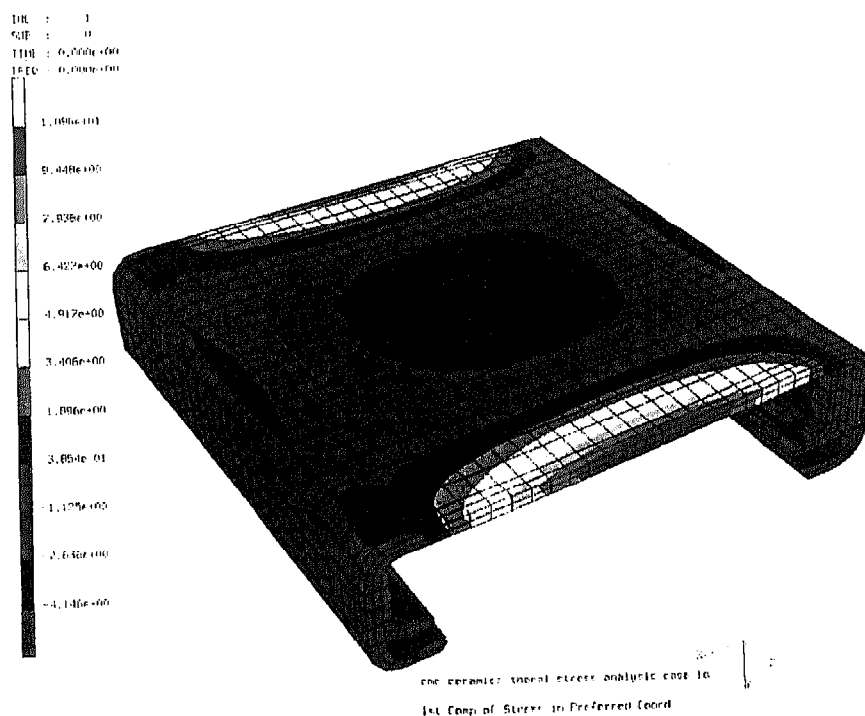


Figure 5-39 Temperature distribution of shroud segment
in condition of 1500°C hot gas



(a) Vertical direction to flow (z axis)



(b) Flow direction (x axis)

Figure 5-40 Steady state thermal stress distribution of shroud segment
in condition of 1500°C hot gas

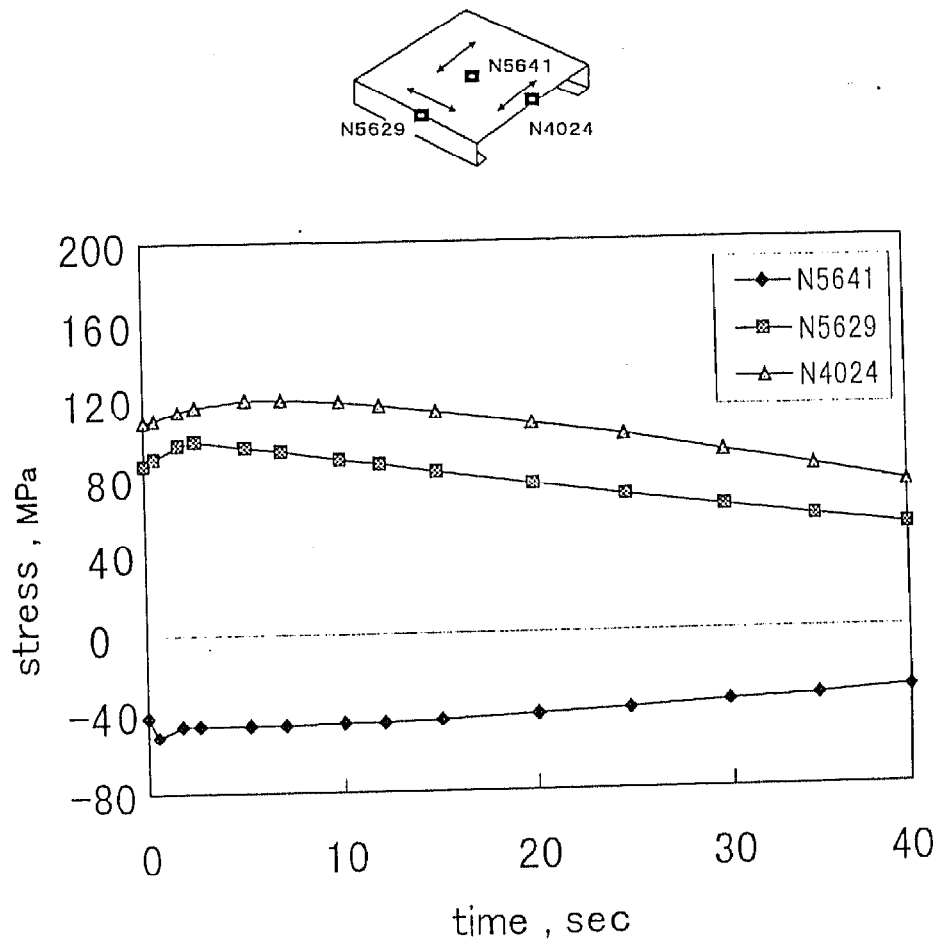


Figure 5-41 Transient thermal stress distribution of shroud segment
in condition of fuel shut down

5. 6 結言

セラミックスのガスタービン高温部品への適用によるガスタービン性能向上への寄与に関する検討を行った。また、モノリシックセラミックスをタービン静翼に適用して高温風洞試験を実施した。そして、その際金属ホルダ接触部でセラミック翼のチップングの発生が見られたため、このチップングの発生機構の解明と防止策を見出すために、き裂進展のシミュレーション解析と基礎的なチップング試験を行い、以下の点を明らかにした。

- (1) ガスタービンの高温部品である燃焼器、タービン動静翼およびシュラウドセグメントへのセラミックス適用によるガスタービンおよびコンバインドサイクル熱効率率は約 1% 向上する。
- (2) セラミック静翼の高温風洞試験におけるガスタービンの最も過酷な運転条件である全負荷からのトリップを模擬した熱サイクル試験で、全体として翼の健全性を確認することができた。しかしながら、セラミック翼の金属部との接触部にチップングの発生が見られた。
- (3) セラミック/金属接触構造の解析モデルにおいて摩擦作用を導入した解析の結果、セラミック接触部で高い引張応力が発生し、接触部を起点としたき裂の進展でチップングが発生する。
- (4) き裂進展の解析によるチップング破面形状は、高温風洞試験で発生したセラミック翼の貝殻状の破面形状とよく一致しており、き裂先端部の計算要素の削除によってき裂進展をシミュレーションする解析法の妥当性を確認した。
- (5) き裂進展過程で最大主応力は変動しながら変化し初期段階では進展に連れて応力は低下傾向を示し、更にき裂が進展する後期の段階で増加傾向に転じる。その要因として、き裂進展の初期にはき裂開口による応力緩和が生じ、後期では開口部が拡大して剛性が低下するためである。
- (6) チップングき裂面の変位様式は、圧縮荷重のみの場合はモードⅡであり、圧縮荷重に摩擦力が作用する場合はモードⅠ+Ⅱの混合モードとなる。この混合モードではき裂面での発生応力が大きくなるために、チップングの発生が起りやすくなる。
- (7) 金属面と接触するセラミック端面で摩擦力の作用を低減する構造あるいはセラミック端面のコーナR/面取りを大きくすることによって、セラミック接触部の発生応力を低減することで、チップング発生の防止が期待できる。

次に、CMC の材料開発と高温部品の設計法並びに CMC 材を使ったガスタービン部品試作

とこれら部品を試験供試体とした適用評価試験を行い、以下の点を明らかにした。

- (1) 繊維表面のコーティングとマトリックスへの添加によって繊維とマトリックス界面状態を制御することによって、破壊じん性特性を大幅に改善した CMC 材を開発した。
- (2) セラミックスを高温部品として適用する上で、部材の損傷を最小限に抑えるためにガスタービンの定格運転状態とトリップ時などの非定常状態での熱応力発生と材料の耐熱性を考慮して部品の冷却を制御する「弱冷却設計法」を提案した。
- (3) ガスタービン高温部品である燃焼器ライナとタービン通路部を構成するシュラウドセグメントを製織にフィラメントワインディング法を採用して反応焼結法で製作し、形状選定に当っては、製造法への配慮と上記設計法を採用することによって、計画通りの形状と繊維含有率を得ることができた。
- (4) 熱サイクル燃焼試験において、シュラウドセグメントの設けたノッチからのき裂の進展挙動を観察し、き裂の発生は試験条件の初期段階で見られるが、サイクル回数の増加と共に、き裂進展速度は鈍化する傾向を示しており、モノリシック部材のような壊滅的なき裂進展挙動は全く認められておらず、部材としての損傷許容性を有していることを確認した。
- (5) シュラウドセグメントの熱サイクル試験でノッチからのき裂が発生した部位と発生のない部位が認められており、この現象は試験条件における定常および非定常熱応力解析の結果と符合することを確認した。

参考文献

- (1) T. Ikeda, H. Okuma, N. Okabe, Study of Ceramic Application in Heavy Duty Gas-Turbine Blades, ASME Paper 91-GT-372, (1991).
- (2) 中野宏明, 奥野研一, 新関良樹, 小林正, 古閑昭紀, セラミック動翼高温スピンテスト, 機論, 59-557, B編, (1993), p.310.
- (3) N. Okabe, T. Ikeda, T. Okamura, A. Koga, A. Izumi and H. Hirata, An Experimental Study on Ceramic Moving Blades for Heavy Duty Gas Turbine, Proc. 91 Yokohama Int. Gas Turbine Congress, 91-YOKUHAMA-IGTC-102, (1991).
- (4) 土方常夫, 古閑昭紀, 和泉敦彦, 朝隈健介, 日本ガスタービン学会ガスタービン秋季講演会講演論文集, (1993), p.299.
- (5) T. Hijikata, A. Koga and K. Asakuma, Reliability of Ceramic Stator Blade Tested in Hot

Wind Tunnel, 95-YOKOHAMA-IGTC-79 (1995).

- (6)岡村隆成, 土方常夫, 古閑昭紀, 岡部永年, 平田英之, セラミックス/金属嵌合構造におけるチッピング発生とその破壊機構, 日本ガスタービン学会第10回ガスタービン秋季講演会講演論文集, (1995), p.179.
- (7)T.Kameda, S.Suyama, Y. Hayakawa, N. Amiji, M.Umezawa and H. Ichikawa, Development of Ceramic Matrix Composites, Proc. 4th Japan International SAMPE Symp., Vol.1 (1995), p.252.
- (8)A.Sayano, C.Sutoh, M.Asayama, M.Ikeda, N.Amiji and H.Ichikawa, Application Study of Ceramic Matrix Composites for Hot Parts, in Proc. 4th Japan International SAMPE Symp., Vol.1 (1995), p.258.
- (9)G.S.Corman, J.T.Heinen and R.H.Goetze, Ceramic Composites for Industrial Gas Turbine Engine Applications: DOE CFCC Phase I Evaluations, ASME Paper, 95-GT-387 (1995).
- (10)岡村隆成, 土方常夫, 網治登, 伊藤洋弘, 大熊英夫, セラミックス基複合材料のガスタービンへの適用に関する一考察, 日本ガスタービン学会第24回ガスタービン定期講演会講演論文集, (1995), p.111.
- (11)岡村隆成, 土方常夫, 伊藤義康, 亀田常治, 池田功, SiC 基長繊維複合材料のガスタービン高温部品適用評価試験, 日本機械学会第75期通常総会講演会講演論文集, (1998)
- (12)小田, 松井, 相馬, 梶田, 山田, 日本セラミックス協会学術論文誌, 96-5 (1988), p.539.
- (13)森きよみ, 磯野宏秋, 杉林俊雄, 段付き重ね合わせ接着継手の引張負荷に対する破壊挙動と強度, 機論, 60-569, A 編(1994), p.71.

第6章

高効率ガスタービンの開発における 高温化技術の適用

第6章 高効率ガスタービンの開発における高温化技術の適用

6. 1 緒言

第2章から第5章まで、ガスタービンの高温化技術の研究成果について述べた。これらの成果を1300℃級高効率ガスタービンの開発に適用し、さらに、プラントの高性能化を目指した次世代1500℃級ガスタービンの開発や将来の新サイクル発電システムとしての1700℃級水素燃焼タービン冷却翼の概念設計に反映する。

本章では、まず、出力15MWの1300℃級高効率ガスタービンの開発指針とその経緯を示す。ガスタービン試験発電所を建設して、ガスタービン性能や機械的特性、そしてタービン冷却翼の冷却性能等の総合的な検証を行っている。さらに、発電運転試験を継続して行っており、燃焼器やタービンなどの高温部品の長期的な運転健全性の検証を進めている。

従来、タービン冷却翼は空冷が採用されているが、次世代の1500℃級ガスタービンでは、冷却媒体に蒸気を使った蒸気冷却ガスタービンの構想がある。まず、冷却方式として、蒸気冷却と空冷の場合のプラント特性評価を行い、コンバインドサイクルにおける蒸気冷却方式の優位性を明らかにする。そして、冷却媒体としての蒸気の熱伝達特性について、冷却翼に採用した場合を想定して空気と比較評価している。また、遮熱コーティングをタービン冷却翼に適用することで、熱流束の低減による翼メタル温度の従来レベル維持と熱応力の低減効果を明らかにする。

将来の水素を燃料とした1700℃級水素・酸素直接燃焼タービンの発電システムの概念設計を行い、これを基にしてタービン冷却翼の冷却方式選定と試設計を実施している。冷却方式として回収式がプラント性能上有利であるが、運転信頼性等を含めた総合的な評価で、一部吹出し式を併用したハイブリッド方式を選定している。この方式に基づいた1700℃級タービン冷却翼の試設計を行い、超高温場における冷却翼の成立性を確認している。また、本発電システムは、燃焼生成物が全て水蒸気で NO_x や CO_2 が全く排出されないゼロエミッションプラントであり、システム概念設計を行って熱効率60%以上の極めて高いプラント性能達成の見込みを得ている。

6. 2 高温化技術の適用と課題

6. 2. 1 ガスタービンの開発と試験検証

前節で示したタービン冷却翼の研究成果を反映して出力15MWの1300℃級高効率ガスタ

ービンを開発するに当り、熱効率を従来の 1100℃級ガスタービンの 27～29% レベルから 32% まで高効率化することを開発目標としている。本ガスタービンは、中容量機の製品開発と大容量高効率機開発のための技術蓄積と目指しており、この二つの課題を達成するために、まず、大容量機の基本設計を行って、これを相似則の関係を使って中容量機の開発設計を行った。開発したガスタービンは、まず、発生出力を動力計を使って吸収して性能や機械的特性の運転試験を行った後、工場内に試験発電所を建設して発電運転による試験検証を行っている⁽⁶⁾。発生電力は一部を工場内で消費して、残りを電力会社の電力系統に供給している。

ガスタービンは、通常、定格連続運転や頻繁な起動・停止運転が行われ、タービン冷却翼などの高温部品はクリープ損傷や低サイクル疲労による損傷を受けている。このような現象は長期運転によって始めて現れるものであり、高温タービン試験やガスタービンの短期間の運転では発生するまでには至らない。従って、ガスタービンの長期運転信頼性を確保することは発電機器として重要な要素であり、本発電設備において、比較的長期運転による検証を課題として取り組んでいる。

さらに、試験発電所では、本機の運転試験に止まらず、次世代ガスタービンの高温化技術の主要課題として TBC 翼の耐久性や材料強度特性に優れた一方向凝固、単結晶冷却翼の健全性を確認するために、これらの冷却翼を試作してガスタービンに組み込んで、実機運転条件における事前検証試験を実施している。

6. 2. 2 次世代ガスタービンと将来型新サイクル発電システム

現在、1300℃級ガスタービンを使ったコンバインドサイクルプラントが運用されており、更に高温化を進めた 1500℃級ガスタービン技術の開発を進めている⁽²⁾⁽³⁾⁽⁴⁾。ガスタービンは高温化による高効率化と同時に、環境規制に対応するための低 NO_x 化も重要な課題である。燃焼器はプラント稼働の経済性から広く予混合稀薄燃焼法によるドライ低 NO_x 燃焼器(Dry Low NO_x Combustor: DLNC) が採用されており、燃料予混合の空気流量を確保するために、燃焼器やタービンの高温部の冷却空気流量は制限されてくる。従って、これら高温部位のより一層の冷却性能の向上と耐熱材料の開発が求められる。このような状況の中で、従来の空気冷却に代わる新しい冷却技術の研究が着手されており⁽⁵⁾、その一つとして蒸気冷却ガスタービンがある⁽⁶⁾。冷却媒体を空気から蒸気に変えることで、サイクル性能への影響や冷却システムの選定、また冷却媒体としての蒸気の特性評価や翼への熱負荷の増加が予想されるための対策などの多岐に渡る課題について検討を実施する⁽⁷⁾。

現在、火力発電プラントは、天然ガスを燃料とした大型コンバインドサイクルの導入によ

って高効率で、かつ硫化物等の排出を抑えたクリーンなプラントを実現している。更に、石炭を利用した石炭ガス化コンバインドサイクルプラントの研究開発が進められており、プラントの建設が計画される段階にある。しかしながら、このような化石燃料は炭素と水素を主成分とした燃料組成であり、 NO_x と CO_2 の排出は避けられないプラントシステムである。環境保全の面から、まず NO_x の排出は、ドライ低 NO_x 燃焼器の採用と、更に、プラント排ガス系に脱硝装置を設置することで大幅な低減が図られる。大型発電設備は、このような方式を採用することで、 NO_x の排出は極めて低レベルを実現している。 CO_2 については、回収と固定化の導入は、技術的および経済性の面からまだ確立されるまでには至っていない。 CO_2 排出量の削減は、プラント熱効率の向上による燃料消費量の低減による対応が迫られている。

このような状況にあって、今後の天然ガス燃料の枯渇や環境保全の面から排出 CO_2 の大幅な削減に対する将来の火力発電システムの構築が求められている。現在、国家プロジェクトにおいて、太陽エネルギーや水力発電等の再生可能エネルギーを利用して水素を製造し、この水素を燃料として酸化剤に酸素を用いた水素・酸素直接燃焼タービンシステムの提案が行われ、研究開発が進められている。このシステムは、タービン入口温度を 1700°C 級まで高温化して高効率化を図っており、また、水素・酸素直接燃焼のため燃焼生成物は水蒸気のみで、 NO_x や CO_2 は一切発生しない環境保全からもゼロエミッションを可能とする発電システムである。ここでは、発電システムの概念設計とこのシステムに適合するタービン冷却翼の冷却方式の選定および冷却の試設計を行い、本システムの実現の可能性を検討している⁽⁸⁾⁽⁹⁾。

6. 3 1300℃級高効率ガスタービンの開発

6. 3. 1 開発指針と要素技術開発

(1) 開発指針とガスタービンの特徴

出力 15MW クラスの 1300℃級高効率ガスタービン GT15 の開発方針を次のように定めた (Figure 6-1)。

- ◆大容量高効率ガスタービンを開発できる技術蓄積を行うこと。
- ◆このため、大容量高効率ガスタービンの基本設計を行い、この設計を基にして「相似則」によって中容量高効率ガスタービンを設計する。
- ◆これと同時に、ガスタービンの圧縮機、燃焼器、タービン等の要素技術開発を進める。
- ◆要素技術開発成果を反映して中容量高効率ガスタービンの製作並びに運転試験を行う。
- ◆開発されたガスタービンは試験発電所で運転試験を継続して行い、商用機としての運転信頼性の検証と次世代ガスタービン技術の試験検証を行う。

ガスタービンのような回転機は相似則が成立することが知られており、本ガスタービンと 50Hz 機出力 200MW クラスの大容量ガスタービンとの相似則の関係を Table 6-1 に示す。この表では、大容量機を基本として GT15 の寸法を 50Hz 機に対して相似比 $1/n = 1/3.4$ で縮小している。回転数は n 倍して高速回転機としているので、ロータ周速は大型機と同じとなり、圧縮機およびタービン動翼、そしてロータディスクに作用する遠心応力は大型機と同じである。圧縮機、タービン通路部内の作動流体の温度、圧力の状態量は同様に大型機と同じであり、翼列内の流速も同じになる。圧縮機吸込み空気流量は圧縮機入口の通路断面積に比例するので、 $1/n^2$ 倍になる。ガスタービン出力は空気流量に比例するため、 $1/n^2$ 倍になる。ここで、相似縮小の比が本ガスタービンのように比較的大きいと、圧縮機、タービン通路部のレイノルズ数 Re が下がるので、その影響によって内部効率が低下する。そのため、ガスタービン出力と熱効率は、大容量機に比べて若干低くなり、熱効率は絶対値で約 3% 程度低下する。

このように、ガスタービンが相似則の関係にあると、応力レベルは同じになること、速度が同じであるため空力条件が変わらないこと、そして温度が同じであるのでタービンの冷却条件が変わらないので、相似縮小サイズのガスタービンの運転試験によって、ガスタービンとして最も主要な技術課題である「強度」、「空力」、「冷却」技術を検証することができる。

GT15 ガスタービンの組立断面図と工場組立時の様子を Figure 6-2 示す。本ガスタービンの特徴は以下の通りである。

- ・中容量機で熱効率 32% の高効率機を実現した。先に開発を行った出力 25MW の 1100℃ 級ガスタービン GT25 の熱効率は、29% であり、+3% の熱効率向上を達成している。
- ・排ガス温度が 600℃ 程度と高く、コージェネレーション、コンバインドサイクルで高いプラント性能を得ることができる。
- ・圧力比 16 の高圧力設計で、圧縮機段落数 17 段、タービン段落数 3 段のコンパクト設計を実現している。
- ・出力軸を圧縮機吸込み側に設けて、軸上に機器構成が配置できて、省スペースを確保できる。

(2) 要素技術開発

ガスタービンの主要要素である圧縮機、燃焼器、高温タービンは Figure 6-3 に示すガスタービン要素技術試験設備で開発を行った⁽¹⁰⁾。この試験設備の機器構成を Figure 6-4 に示す。吸込み空気流量 51kg/s、圧力比 16 の試験圧縮機は前述の 2 軸式ガスタービン (GT25⁽¹¹⁾) によって増速機を介して駆動され、空力性能、圧縮機翼の振動特性、起動特性等の試験を行った。この圧縮機は試験完了後、他の試験設備の空気源として利用されている。燃焼器試験設備では、圧縮機の吐出空気が減温器で温度調節されて供給され、一方、都市ガスあるいは灯油燃料が供給されて燃焼器の低 NO_x 燃焼そして火炎伝播特性等の試験が実施される。この設備は大型ガスタービン用の燃焼器が実機と同じ温度、圧力レベルの試験が可能である。また、前節で示した高温タービン試験設備が設置されており、この装置に圧縮機吐出空気と燃料を供給して実ガスタービンと同じ高温高速燃焼ガス条件で試験ができ、タービン冷却翼の冷却性能や空力性能試験を行った。

試験圧縮機の吸込み空気流量や圧力比は GT15 ガスタービンの圧縮機と同じ仕様を採用しており、この試験結果を大幅にガスタービン用圧縮機の設計に反映している。高温タービン試験装置には、2 段落の冷却翼を組み込むことができ、GT15 ガスタービンの第 1, 2 段落の冷却動静翼を組み込んで 1300℃ 級の試験を行って所定の結果を得た。燃焼器の試験は、この高温タービン試験装置に組み込まれた燃焼器を使って実施し、燃焼特性やメタル温度等の計測を行い、これも所定の結果を得た。以上のように、この試験設備を使って実機に近い各要素の試験を実施して、その研究成果をガスタービンの設計、開発に反映した。

6. 3. 2 ガスタービンの発電運転試験

試験発電所屋内の全景を Figure 6-5、発電設備の主要項を Table 6-2 に示す。ガスタービンは、発電端出力 15MW、熱効率 32% 台とこの出力クラスでの高効率機である。試験発電

所の建設と運転経緯を Figure 6-6 に示す。1991 年に動力計を使った負荷試験を実施した後、1992 年 3 月から発電所への切換え工事を着工して、1993 年 1 月に官庁の使用前検査を受け、発電運転を開始した。発生した電力は事業所内で消費するとともに、電力系統に接続されて一般電力として活用されている。

試験発電所での主な試験内容とその状況について述べる。1993 年 1 月から 9 月までの冬場と夏場の計 743h の運転を行い、きわめて優れた運転信頼性を確認することができた (Table 6-3)。現在、6 年目に入り順調に運転を行っている。ガスタービン性能として、熱効率および出力は計画性能を満たしていることを確認し、圧縮機可変静翼による吸込み流量などのガスタービン特性に関する種々のデータを得た。タービン冷却翼の冷却性能は、すでに動力計での試験で確認しているが、タービン翼寿命評価のための負荷遮断など過渡時の翼メタル温度変化の計測や性能と運転信頼性の双方にかかわる圧縮機、タービン翼チップクリアランスの計測も実施している。

第 1 回定期検査を 1993 年 11 月に行い、ガスタービン内部の点検の結果、圧縮機の動静翼は正常であり、燃焼器は、燃焼器ライナ内面の遮熱コーティング (TBC) に水噴射の影響によって一部剥離が見られたほかは正常で、トランジションピースは特に不具合は見られなかった。タービンは初段動静翼全数に TBC を施工しており、数枚の翼に一部剥離が見られたほかはタービン動静翼全段落とも、正常な状態を確認した (Figure 6-7)。

6. 3. 3 次世代ガスタービン要素技術の事前検証

ガスタービンの研究開発を進めるうえで、主要な課題として‘高効率化’，‘環境適合’そして‘運転信頼性の向上’を挙げることができる。1300℃級ガスタービンの運転実証はもとより、次世代ガスタービンの要素技術としてコーティング翼などをガスタービンに組み込んだ事前検証を実施している。そして、単価での試験が完了したドライ低 NO_x 燃焼器の実機装着による運転検証や、当発電所に付帯する脱硝装置を使った排出 NO_x の制御特性試験も行っている。また、プラントの運転信頼性向上の支援技術としてガスタービンの診断技術の開発も進めており、これら多岐にわたる研究課題について発電運転による実証的な面からの試験研究を遂行している。

タービン動静翼の TBC は、さらに、耐久性の向上を目指して、溶射施工法の改善や新コーティング材料の開発を進めており、これらの技術成果を反映した TBC の運転評価を行っている。耐食コーティングについても、数種のコーティングを施工した動翼の運転評価を実施している。タービン動翼への一方向凝固や単結晶材の適用は高温化の大きな研究課題であ

り、鋳造法の改善など翼の試作と各種材料特性評価や加工試験を実施してきた。これら材料による初段動翼の実機運転での検証とデータ採取を目的としてタービンロータに組み込んだ試験を継続している（Figure 6-8）。

環境保全の面から、ドライ低 NO_x 燃焼器の開発は重要である。単体の試験が完了した燃焼器を縮小サイズであるがこの試験機に全付装着し、実機での NO_x 排出特性や燃焼安定性の最終確認を行っている。また、脱硝装置についても、プラントの起動、停止や負荷変化時の過渡状態での排出 NO_x やリークアンモニアの低減のために、フェジィなどの新制御方式による運転評価を実施している。

今後のコンバインドサイクルは高温化が図られた大容量の高効率ガスタービンが使用されるが、従来 of 運転実績の延長線では予想しにくい場合も推定される。オペレータに運転状態に関する情報を的確に提供できるように、ガスタービンの状態監視や振動、音響あるいは匂いと言った現象を診断技術に活用するための研究を進めている。

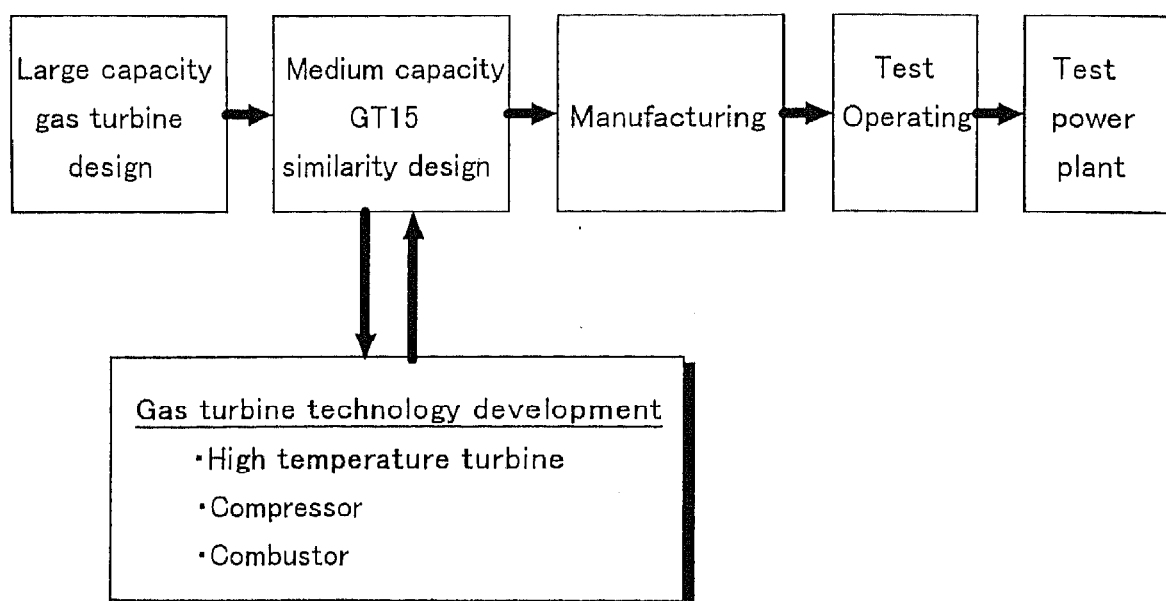
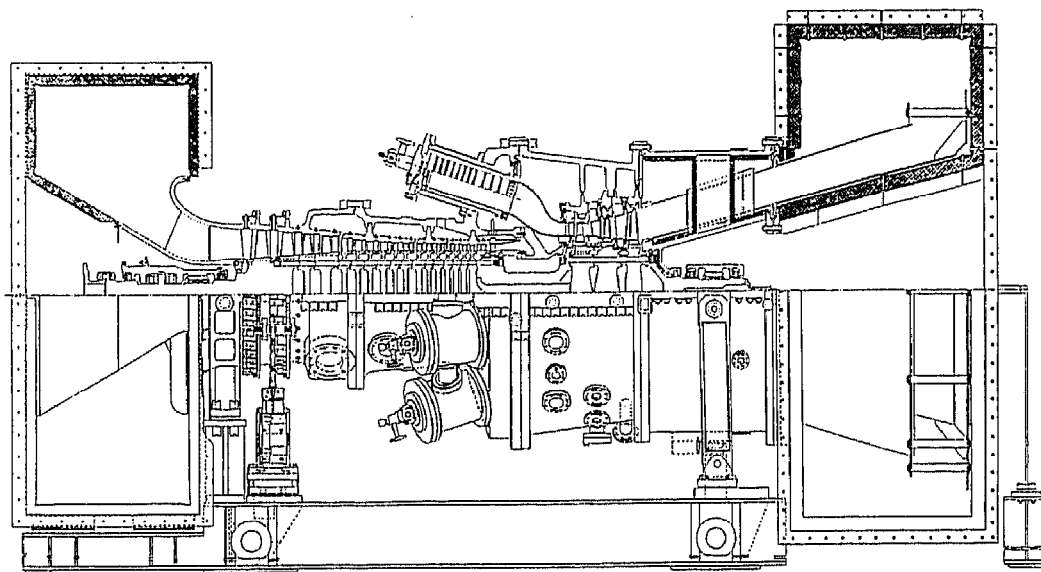


Figure 6-1 Process of gas turbine development.

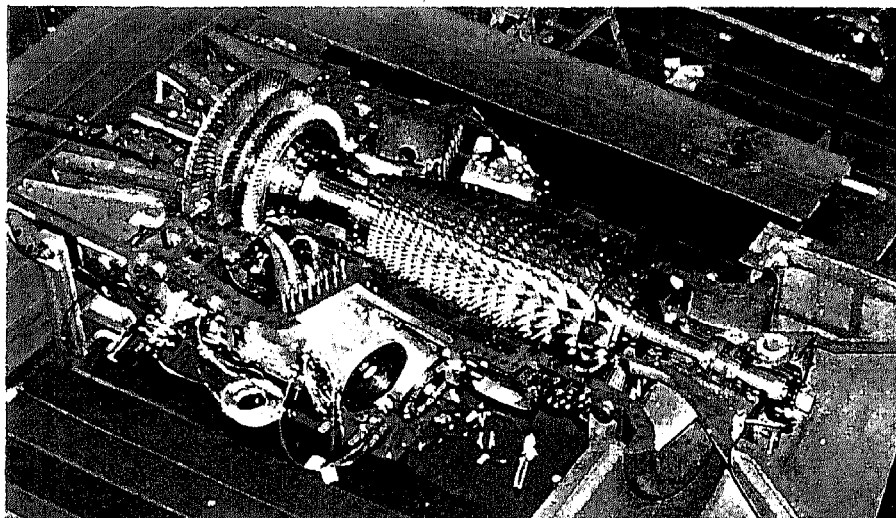
Table 6-1 Similarity of GT15 and large capacity gas turbine

Similarity ratio $1/n=1/3.4$

	50Hz large capacity gas turbine	GT15
Dimension(mm)	1	$1/n$
Rotor speed(rpm)	1	n
Circumferential speed(m/s)	1	1
Stress(Mpa)	1	1
Temperature(K)	1	1
Pressure(Mpa)	1	1
Air flow(kg/s)	1	$1/n^2$
Output(MW)	1	$1/n^2$
Thermal efficiency(%)	1	~ 1



(a) Cross section



(b) Gas turbine assembly

Figure 6-2 GT15 gas turbine

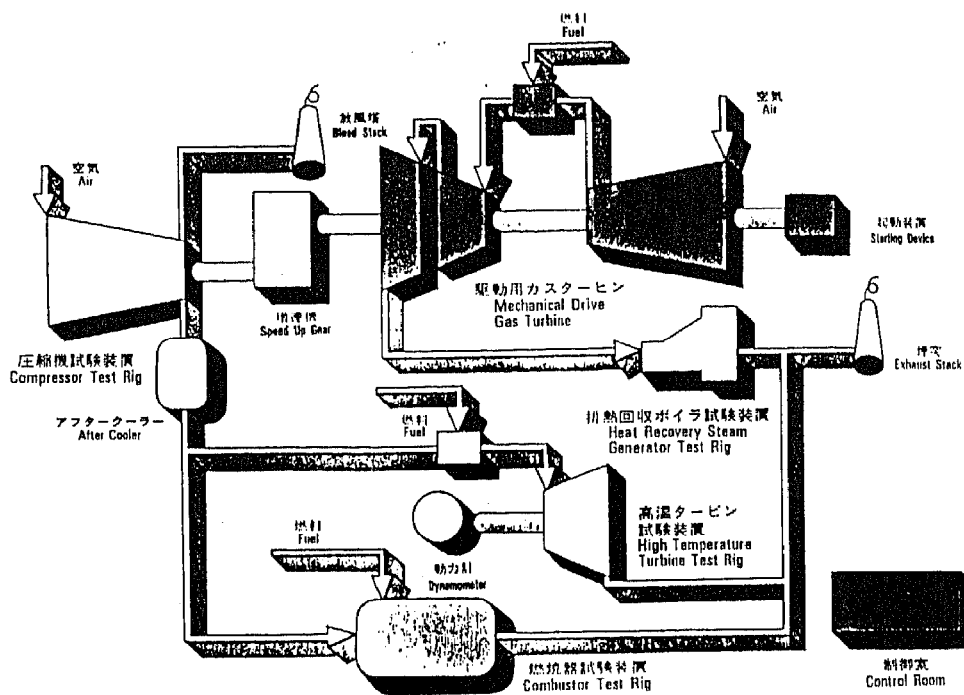


Figure 6-3 Gas turbine technology test facility

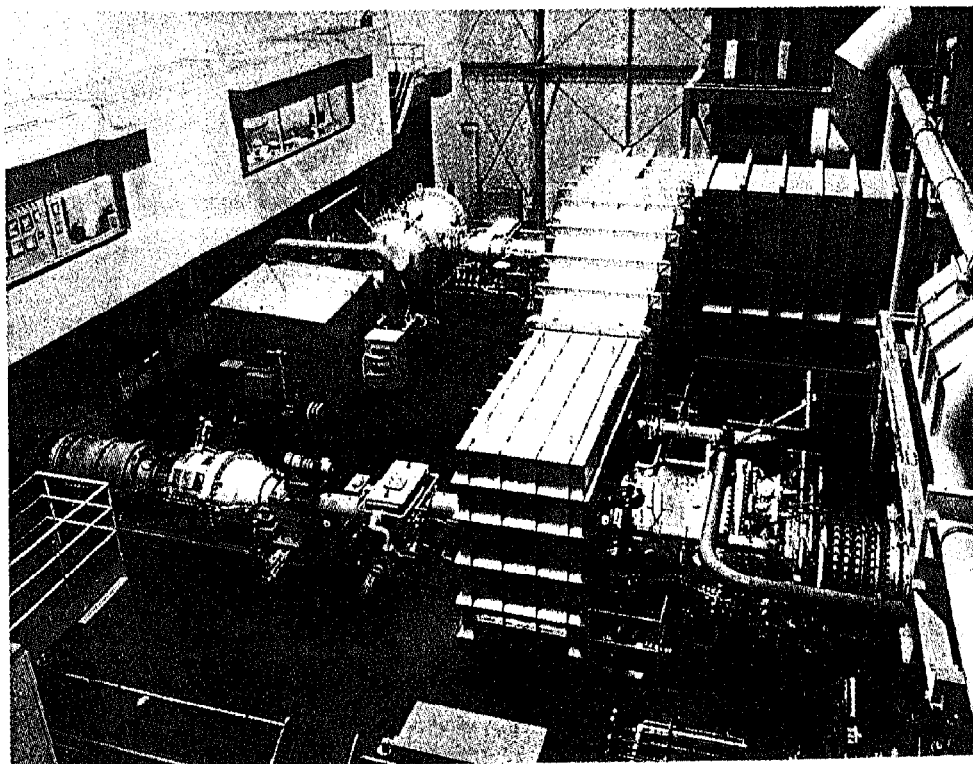


Figure 6-4 Test apparatus in gas turbine technology facility

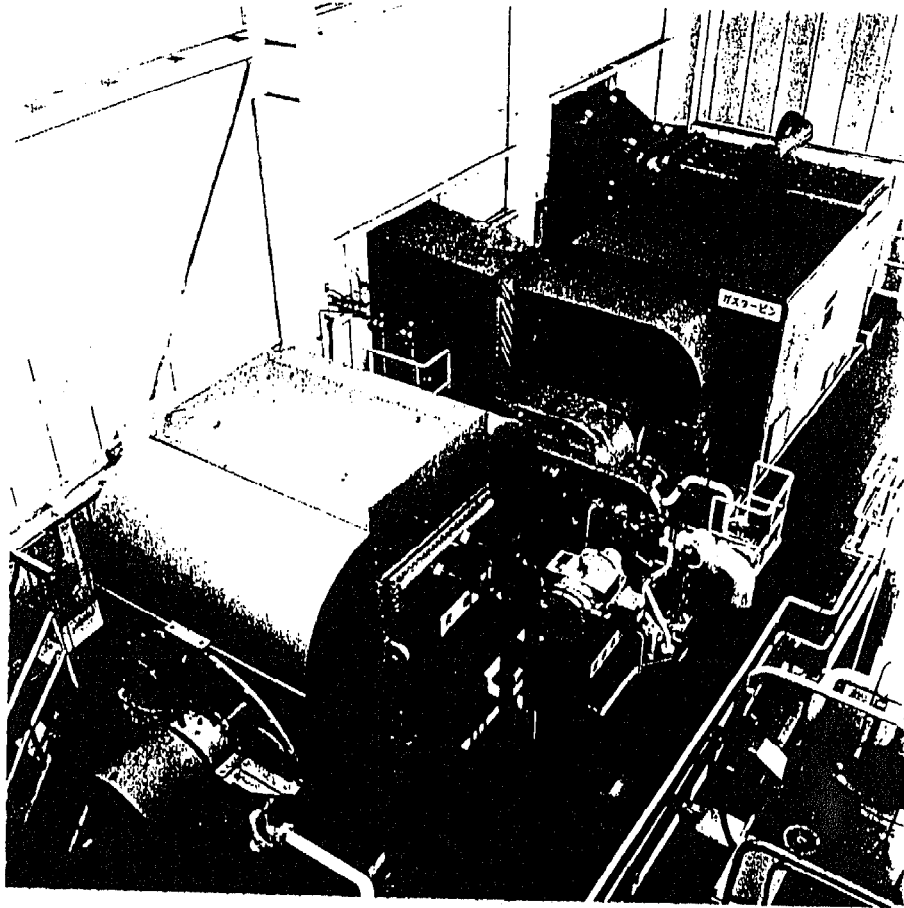


Figure 6-5 Indoor view of gas turbine test power plant

Table 6-2 Specifications of gas turbine test power plant

Gas turbine	
Type	Simple open cycle
Output	15000 kW
Thermal efficiency	32.1 %
Rotor speed	10188 rpm
Turbine inlet temperature	K
Pressure ratio	16
Air flow	51 kg/s
No. of compressor stage	17 stages
No. of turbine stage	3 stages
No. of combustor	8 cans
Generator	
Type	Air cooled
Capacity	18000 kVA
Voltage	11000 V
Rotor speed	3000 rpm
No. of frequency	50 Hz
Power	0.85
Main transfer	
Type	
Capacity	20000 kVA
Voltage	10500 V 22000 V
DeNOx	
Type	
efficiency	> 85.6 %

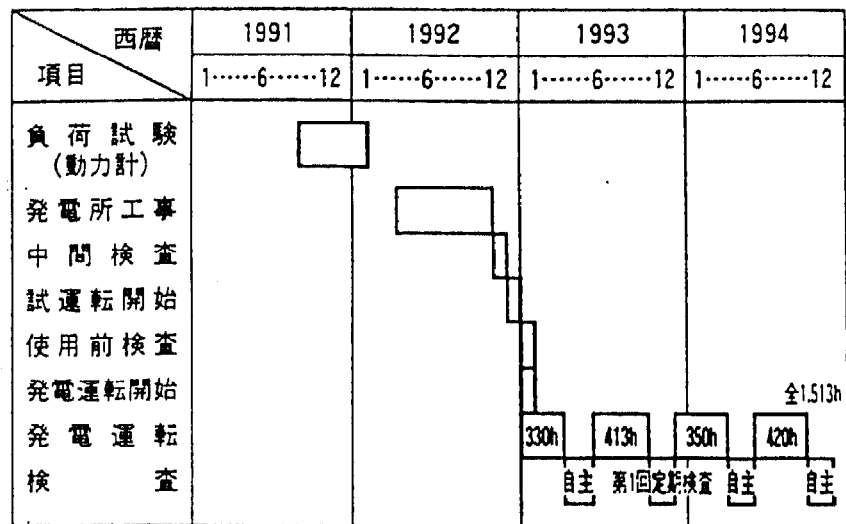


Figure 6-6 Constructions and operations at test power plant

Table 6-3 Gas turbine operational results at test power plant

項目	実績
運転期間	1993年1月25日～1993年3月31日, 1993年6月1日～1993年9月30日
総起動回数	123回
総運転日数	99回
総運転時間	743 h
総発電量	8,203 MWh
起動信頼性	100 %
運転信頼性	98.3 %

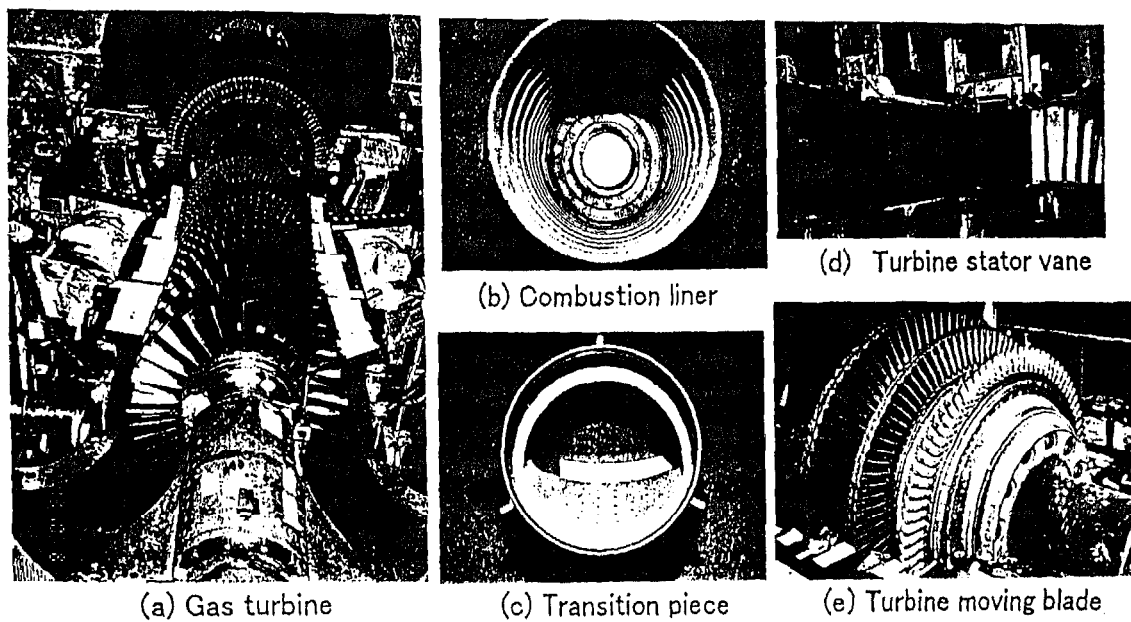


Figure 6-7 Gas turbine overhaul inspections after one year of operation

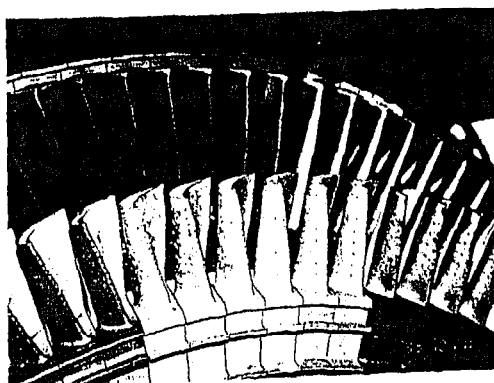


Figure 6-8 Directionally solidified (DS) and single-crystal (SC) alloy moving blades installed in turbine rotor

6. 4 1500℃級蒸気冷却ガスタービン開発に関する考察

6. 4. 1 ガスタービンの高温化限界

(1) ガスタービン内部の空気配分

ガスタービンの高温化を行う上で、燃焼器やタービンへの空気配分が基本となるので、先ずこの検討から始める。一般的に、DLNC のメイン燃焼部は予混合稀薄燃焼方式で、パイロット燃焼部には燃焼安定性に優れた拡散燃焼方式を併用している。NO_x はメイン燃焼部からはほとんど生成されないが、パイロット燃焼部からは拡散燃焼のために NO_x が生成されるので、今後更に低 NO_x 化を計るため、パイロット燃焼のメイン燃料へのシフト、そして最終的には全燃料の予混合稀薄燃焼が指向されている。従って、ガスタービン内の空気配分は全燃焼の予混合稀薄燃焼を前提とする。NO_x の生成は燃焼温度と滞留時間に依存しており、特に、燃焼温度の依存性が高く 1600℃前後を境にしてこれ以上温度が上昇すると NO_x は急激に増加する。燃焼温度として上記の温度を低 NO_x 化のための上限とし、これを目安に燃料の当量比 $\phi = 0.6$ に設定する。高温化で冷却流量も増加すると、ガスタービンの高効率化に影響するので、むやみに冷却流量を増加することは出来ない。ここでは、1300℃級ガスタービンの例からタービン冷却流量は圧縮機吸込空気流量の 20% に固定し、燃料は天然ガスを使用するものとする。

以上の前提の下で、ガスタービン内の空気配分をタービン入口温度を変化させて求めた結果を Figure 6-9 に示す。タービン入口温度が 1400℃までの範囲では非燃焼用空気はまだ十分に余裕があるが、1500℃になると燃焼用空気が増加して、逆に非燃焼用空気はかなり少なくなる。タービン入口温度が更に上昇して、1600～1700℃では非燃焼用空気はなくなり、燃焼器の冷却空気は全く確保できなくなる。この温度がタービン入口温度の上限であり、これ以上の温度上昇はできない。圧力比によって上限温度が異なっているが、これは当量比一定の条件と圧縮機吐出温度が圧力比に依存しているためである。ここで、タービン翼の冷却性能の改善によってタービンの冷却流量が減少ができたと仮定すると、この減少分の空気を燃焼器にまわせるので、燃焼用空気と非燃焼用空気流量の比に従って配分され、燃焼器冷却空気を増加することができる。ただし、タービン入口温度が上限温度に近いと、当初より非燃焼用空気が少ないので、その効果は余り期待できない。

(2) ガスタービンとコンバインドサイクル特性

次に、ガスタービンとコンバインドサイクル (CC) のサイクル特性について述べる。ガスタービンの圧力比とタービン入口温度をパラメータに取って、熱効率と比出力を求める。計

算条件は Table 6-4 の通りである。圧縮機およびタービン効率 は現状の大型ガスタービンの値を参考にした。燃焼器の圧力損失は予混合稀薄燃焼での予混合部の逆火防止のための燃料流出速度の確保と燃焼器冷却空気の減少に伴う冷却効果増大のための差圧確保の 2 点から従来よりも多少大きい値とした。蒸気系統は 2 ドラム／3 ドラムそれに再熱／非再熱の組合わせがあり、系統は複雑になるがプラント性能に優れた 3 ドラム再熱方式を選定する。蒸気条件はガスタービン排ガス温度条件によって最適化することが望ましいがここでは固定している。

上記の条件に従って求めたガスタービンおよび CC のサイクル特性を Figure 6-10 に示す。ガスタービンはタービン入口温度の高温領域で燃焼用空気の限界ラインに制限されてこの領域は存在しない。高温化に従い、ガスタービンの排ガス温度が高くなるが、タービン最終段は長翼で、半径方向に翼断面形状の変化が大きいため冷却構造が取れず、しかも、大きな遠心応力を受けるので、作動ガス温度は制限され、現状、650℃前後が限界と考えられる。また、高圧力比化においては、ガスタービンの起動時や負荷運転でのサージングが問題となるので、圧縮機の可変静翼の多段化や 2 軸型等も検討を要する課題である。

一方、CC の特性をみると、現在稼働している 1100℃級 CC のプラント熱効率は 43%前後で、プラント計画中の 1300℃級 ACC は 48%台である。タービン入口温度が 1500℃になると、熱効率は 50%台に達し、圧力比 18 近辺から熱効率の上昇が緩やかになる。温度が更に 1700℃まで上昇すると、圧力比 26 程度で熱効率は 55%の高い値が得られることが分かる。

6. 4. 2 蒸気冷却ガスタービンとコンバインドサイクル特性

ガスタービンの冷却技術は空冷を主体に冷却性能の向上に努力が払われているが、現状、ある程度上限レベルに到達してきたように思われる。燃焼器やタービンの冷却流量を低減するには、耐熱材料の開発が待たれ、この方面の研究開発が精力的に行われているが、ここでは、材料についてはタービン翼は一方向凝固や単結晶材の採用を前提とする。冷却技術の面から、空気とは別の冷却媒体としてガスタービンプラントで入手し易い蒸気に注目し、この蒸気を冷却媒体とするガスタービンおよび CC について以下に述べる。

タービン入口温度が 1500℃近辺から冷却空気流量の不足が生じることが明らかになったので、1500℃級ガスタービンに蒸気冷却を採用した場合のサイクル特性を調べる。ガスタービンの圧力比は CC の熱効率や比出力およびタービンの排ガス温度を考慮して 18 を選定する。蒸気冷却の適用部位として燃焼器、タービン動静翼があるが、ここでは初段タービン静翼に適用する場合を取り上げる。蒸気系統は先程のサイクル特性の検討で使った仕様と基

本的に同じ条件とし、追加となる蒸気冷却系は、ガスタービンの高温部を冷却した蒸気が熱を回収して再び蒸気系に戻るクローズド系と冷却を終えた蒸気がガスタービン内に混入するオープン系の2種類を考える。そして蒸気圧力は高圧と中圧の2種類の計4種類の組合わせについて検討する。これら4ケースの条件を Table 6-5 に、そして結果を Figure 6-11 に示す。

蒸気冷却ガスタービンでは、クローズド系に比べて、オープン系の熱効率と比出力は顕著に優れた特性を示す一方、このガスタービンを使った CC はガスタービン単独の特性とは逆になり、クローズド系で高圧蒸気を使用した場合が最も良い特性を示している。この場合のプラント熱効率は従来の空気冷却のガスタービンによる CC に比べて、蒸気流量が 10% で 1% 以上の高い特性となる。冷却空気不足の対策とプラント熱効率の向上の面から、サイクル特性上、蒸気冷却は高圧クローズド系が優れていることが分かる。

6. 4. 3 冷却媒体としての蒸気の熱伝達特性

次に、冷却性能の面から、蒸気の特徴を冷却方式が管内の対流冷却とインピンジメント冷却の2種類について⁽¹²⁾、空気と比較をしてみる。冷却方式および計算条件を以下に示す。

・管内対流冷却 (Dittus-Boelter の式)

$$Nu = 0.023 Re^{0.8} Pr^{0.4} \quad (6.1)$$

ここで、Nu はヌッセルト数、Re はレイノルズ数で、 $Re = U_m de / \nu$ で、 U_m は平均流速、 de は冷却孔径で、 $de = 2\text{mm}$ を採用している。 ν は動粘性係数である。Pr はプラントル数である。

・インピンジメント冷却 (Martin の式)

$$Num = G(g, H/D) F(Re_D) K_A Pr^{0.42} \quad (6.2)$$

ここで、 $Re_D = U_0 D / \nu$ であり、吹出しの形状については、吹出し孔径 $D = 1\text{mm}$ 、吹出し距離 $H = 4\text{mm}$ 、吹出し孔ピッチ $r = 10\text{mm}$ としている。

熱伝達特性を Figure 6-12 に示す。蒸気と空気が同じ圧力条件で、Re 数はほぼ同じ値を取り、両方式共、蒸気の熱伝達率は空気に比べて、Re 数の広い範囲で 1.5 倍程度高い。これは比熱や熱伝導率等の物性値の違いに起因している。空気冷却では、圧力レベルが当然ガスタービンサイクルと同程度であり、 1500°C 級で 1.8Mpa とすると、熱伝達率は管内の対流冷却とインピンジメント冷却双方でほぼ同じ $4000\text{W/m}^2\text{K}$ 程度である。一方、蒸気冷却において

は、中圧蒸気を使用する場合、圧力条件は空気冷却とほぼ同じレベルなので、熱伝達率は物性値の違いによる約 1.5 倍の $6000 \text{ W/m}^2\text{K}$ 程度となる。高圧蒸気になると、Re 数が大きくなり、蒸気圧力が 10 Mpa では、熱伝達率は両方式共 $20 \times 10^3 \text{ W/m}^2\text{K}$ 前後まで上昇して、空気冷却に比べてほぼ 5 倍近く高い優れた冷却性能を持つことがわかる。

これらの冷却側の熱伝達率を使って、タービン初段静翼のメタル平均温度を求めた結果を Figure 6-13 に示す。計算条件は、以下の通りである。

- ・ 高温ガス側熱伝達率 $3000 \text{ W/m}^2\text{K}$
- ・ 高温ガス温度 1923 K
(平均ガス温度 1773 K , パターンファクター 1.14 より算出)
- ・ 冷却媒体温度 773 K
- ・ 翼メタル厚さ 2 mm
- ・ 遮熱コーティング
 - トップコート $8\% \text{Y}_2\text{O}_3\text{-ZrO}_2$ 厚さ 0.2 mm
 - ボンドコート MCrAlY 厚さ 0.1 mm
- ・ 傾斜組成遮熱コーティング
 - $8\% \text{Y}_2\text{O}_3\text{-ZrO}_2 / \text{MCrAlY}$ 厚さ 0.65 mm
 - 厚さ方向組成分布 直線分布

フィルム冷却がない条件で空気および中圧蒸気による冷却では、メタル温度は 1000°C と 920°C でかなり高い温度を示している。高圧蒸気の場合は、メタル温度は 720°C 程度と大幅に低い温度レベルまで下がる。しかし、熱流束が増加するので、メタル内外の温度差が大きくなり、空気冷却での温度差はほぼ 140°C であるが、中圧蒸気では 160°C 、高圧蒸気になると 200°C まで拡大する。

蒸気冷却は冷却特性に優れているが、その分温度差による大きな熱応力が発生し (Figure 6-14)、高圧蒸気の場合、空気冷却の約 1.4 倍の熱応力が発生する。蒸気冷却では、熱応力の低減も同時に考慮しておかなければならない。空気によるフィルム冷却の併用は熱応力の低減に効果があるが、冷却媒体を多量に使用するとガスタービン性能を低下させるので注意を要する。遮熱コーティングも熱応力低減の一方策である。翼面に TBC を施行すると、空気冷却の場合には熱応力は約 85% に低減する。高圧蒸気冷却の場合は、熱応力は 1.4 倍から約 1.1 倍まで大幅に低減できる。傾斜組成コーティングが適用できると、熱応力を更に低減

することができ、空気冷却の場合とほぼ同じレベルにすることができる。遮熱コーティングはメタル温度の低下と同時に、熱応力緩和にも極めて有効な手段である。

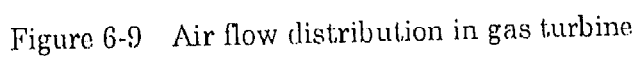
6. 4. 4 蒸気冷却技術の適用と課題

1500℃級ガスタービンを使った CC のプラント熱効率が 50%以上を目標とした研究開発を進めており⁽²⁾、そのプラント系統図を Figure 6-15 に示す。初段タービン静翼に蒸気冷却技術を適用し、排熱回収ボイラ（HRSG）高圧第 1 過熱器出口から抽気した高圧蒸気をガスタービンに導き、冷却を終えた蒸気を蒸気タービン高圧入口のラインに戻すクローズド系の蒸気冷却を採用している。静翼の冷却構造は Figure 6-16 に示すように、有効部は多孔式の冷却通路部から成っている。外輪側エンドウォールに導かれた蒸気は翼背側を冷却し、一部は内径側をエンドウォールを冷却した後、前縁部及び腹側を冷却して外径側エンドウォールに導かれ、残りの蒸気は後縁部を冷却して外輪側エンドウォールに入り、ここで合流して高圧蒸気タービン系に戻される。

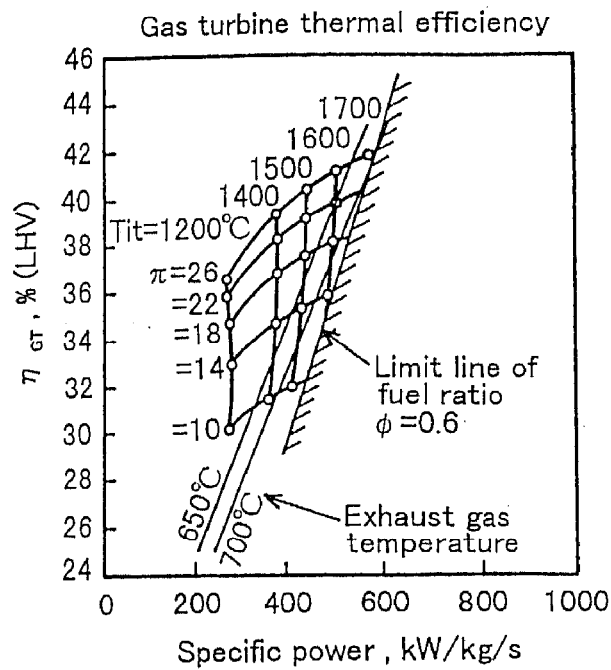
以上、ガスタービンの高温化を進める上で、新しい冷却方式として蒸気冷却技術の検討を行った結果、この方式は次のような利点を持っている。

- ・ D L N C の予混合燃焼用空気確保のための高温部位の冷却空気不足を解消する。
- ・ タービン翼に蒸気冷却を適用するとプラント熱効率は 1～2% 程度の向上が図れる。
- ・ 蒸気は冷却媒体として空気に比べて優れた冷却特性を持つ。

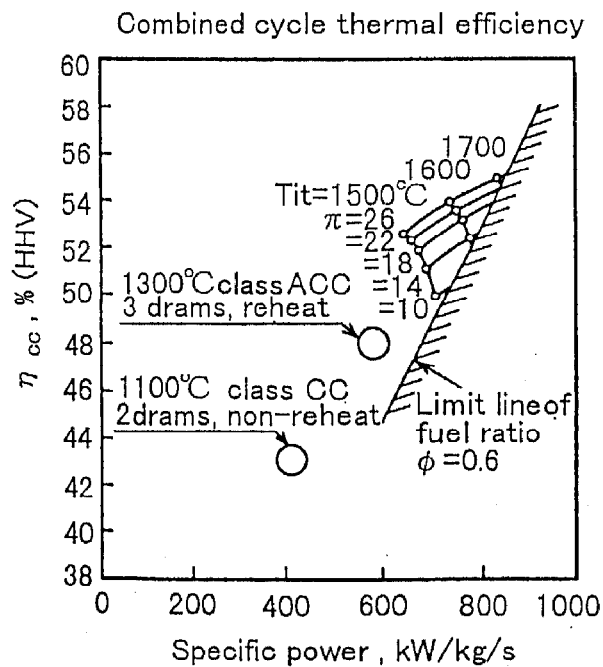
上記の利点を生かして、この蒸気冷却技術をガスタービンに適用するための技術課題を Table 6-6 に示す。



Atmospheric conditions ; Temperature	15 °C
; Pressure	0.1013 MPa
; Relative humidity	60 %
Fuel	Natural gas
Fuel heating value (HHV)	12980 kcal/kg
(LHV)	11750 kcal/kg
Compressor polytropic efficiency	92.9 %
Turbine polytropic efficiency	86.5 %
Turbine cooling air flow	20 %
Combustor pressure loss	5 %
Inlet pressure loss	100 mmAq
Exhaust pressure loss	670 mmAq
Gas temperature at HRSG exit	90 °C
Steam system	3 Drums , Reheat cycle
Steam conditions ; High pressure	10.2 MPa , 538 °C
; Medium pressure	2.2 MPa , 538 °C
; Low pressure	0.39 MPa , 230 °C
Generator efficiency	99 %
Type of combined cycle	Single shaft



(a) Gas turbine



(b) Combined cycle

Figure 6-10 Characteristics of gas turbine and combined cycle

Table 6-5 Calculation conditions of steam-cooled gas turbine cycle and combined cycle

Type of steam cooling system	Position of bleed/feed	Cooling steam temperature		Cooling steam pressure	
		Supply /Feed °C	Temp. rising in cooling blade °C	Supply /Feed MPa	Pre. loss %
Closed loop-High pre. (CLHP)	HP rehet ex. /HP tur. Inlet	338 / 538	150	102 / 9.59	6
Closed loop-Med. pre. (CLMP)	MP rehet ex. /MP tur. Inlet	230 / 380	150	22 / 2.07	6
Open loop-High pre. (OLHP)	HP rehet ex. / -	388 / -	-	102 / -	-
Open loop-Med. pre. (OLMP)	MP rehet ex. / -	230 / -	-	22 / -	-

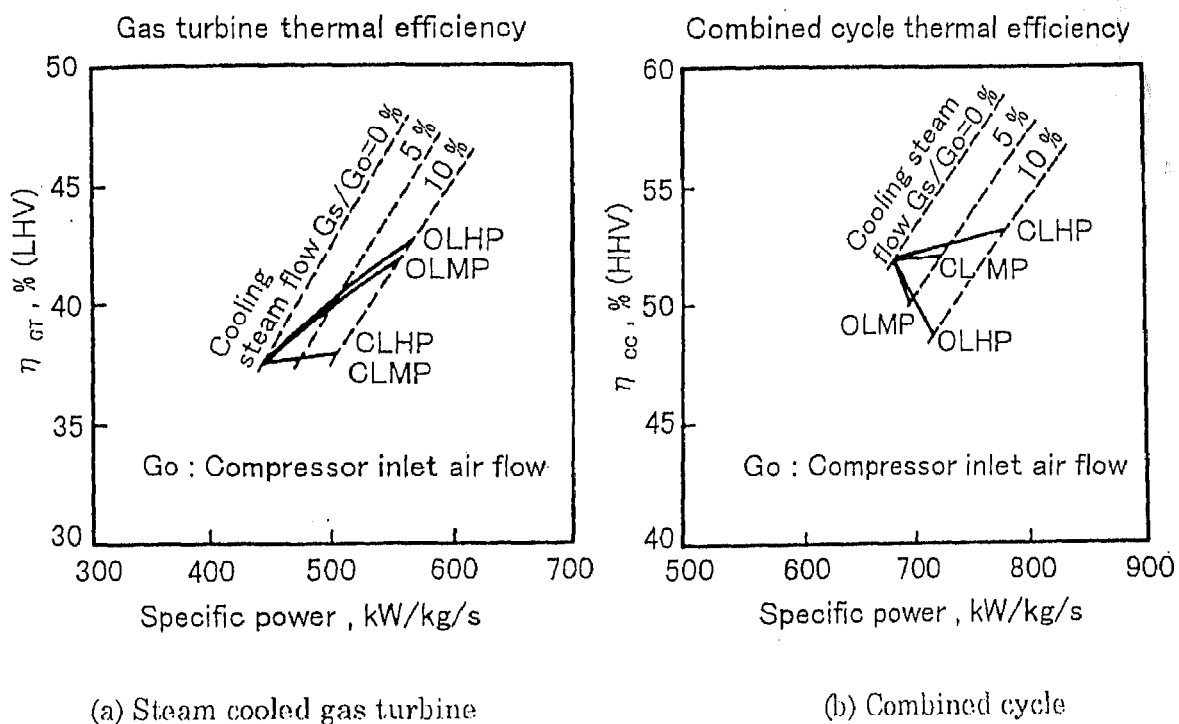


Figure 6-11 Characteristics of steam-cooled gas turbine and combined cycle

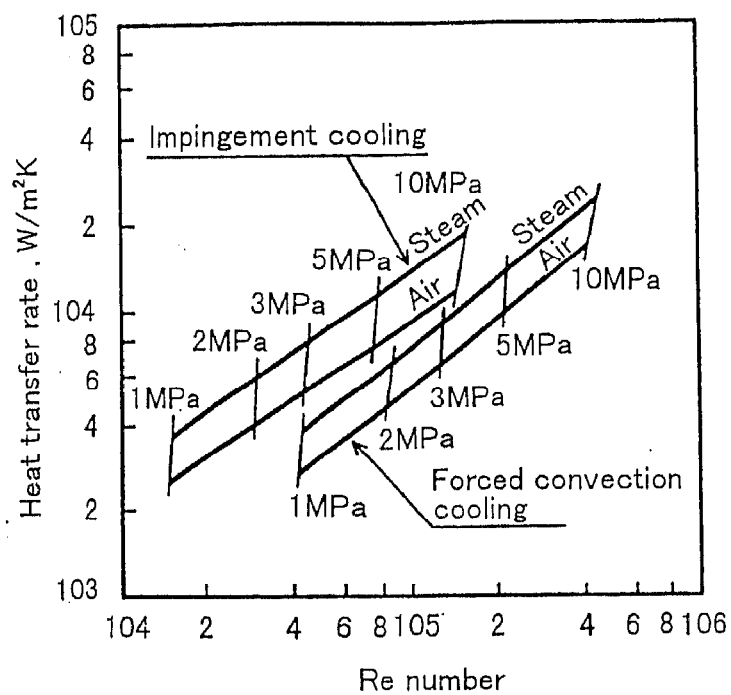


Figure 6-12 Comparison of heat transfer rate between steam and air

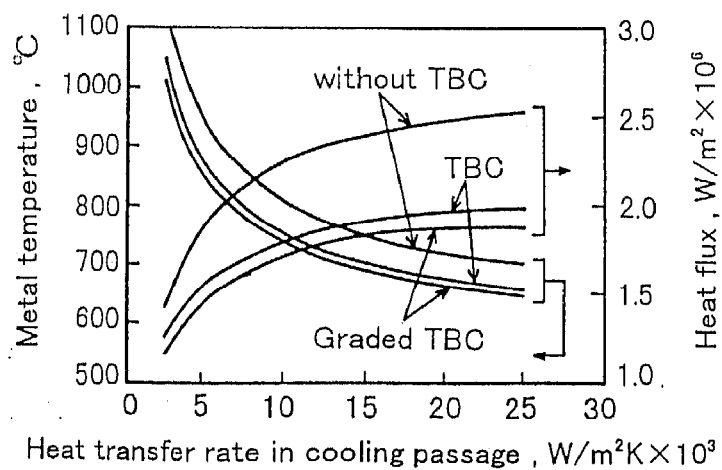


Figure 6-13 Metal temperature of first stage turbine stator vane

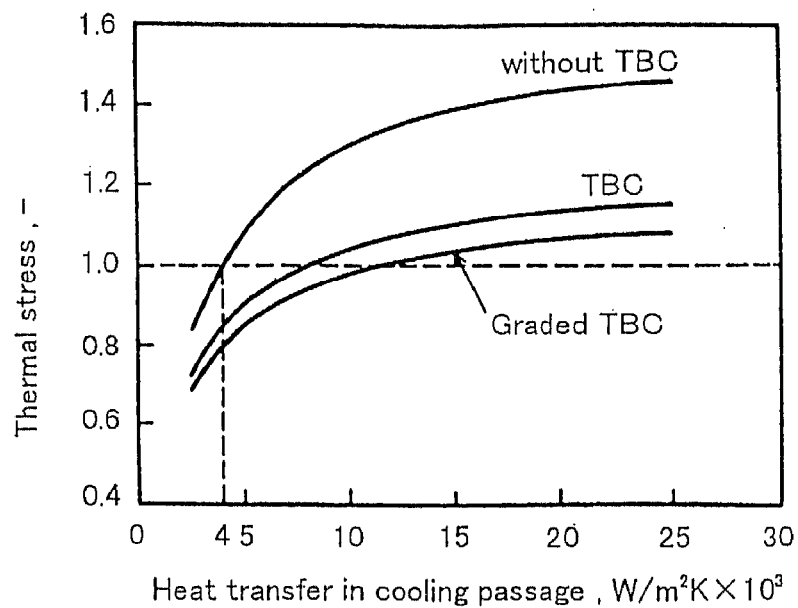


Figure 6-14 Effect of thermal stress release in turbine stator vane applied thermal barrier coating

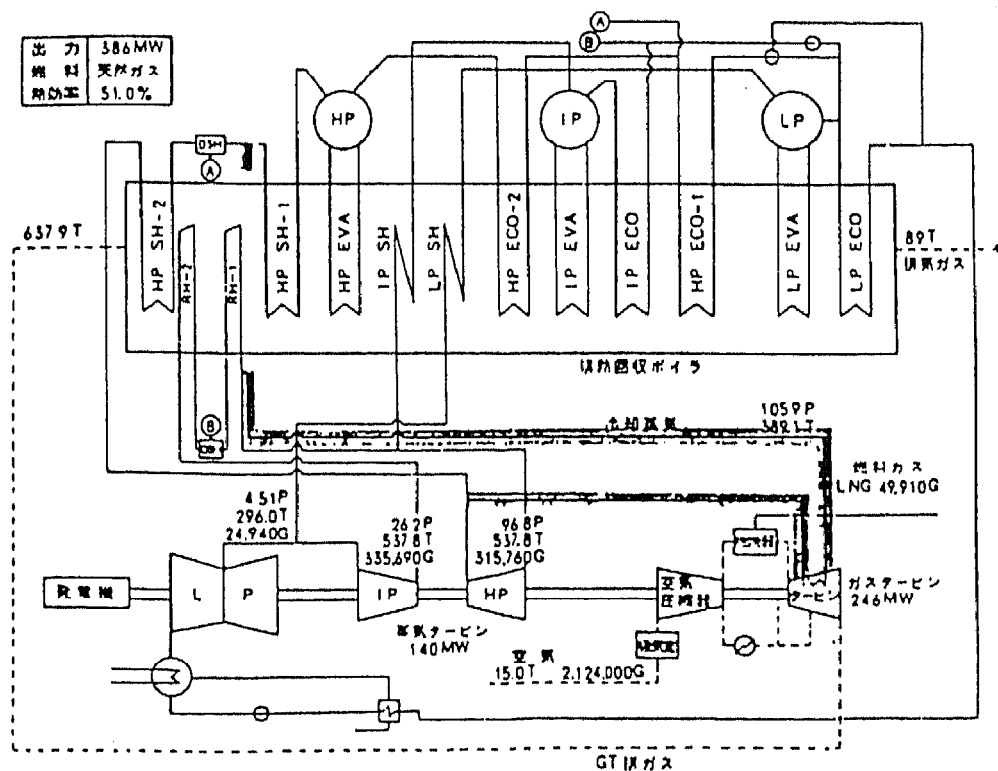


Figure 6-15 Diagram of combined cycle plant applied steam-cooled gas turbine⁽⁸⁾

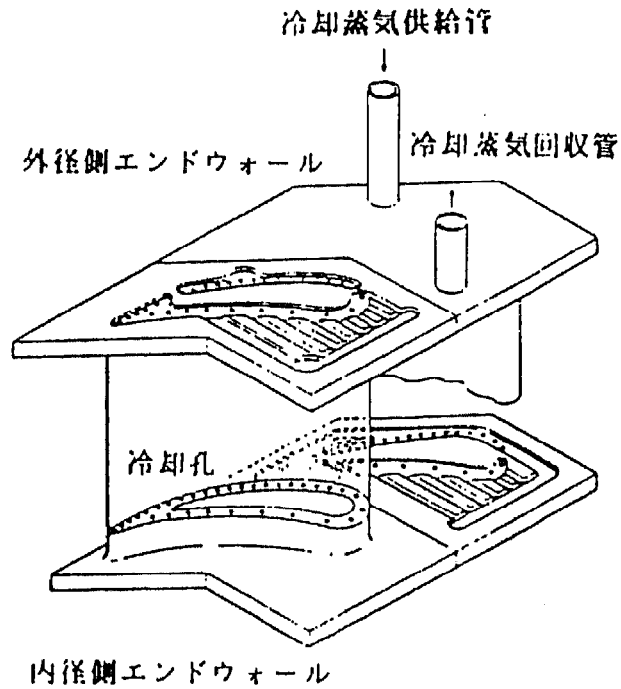


Figure 6-16 First stage steam-cooled turbine stator vane

Table 6-6 Subjects of steam cooling technology

項 目	内 容	対 策
冷却性能	蒸気の冷却特性	・実機条件による検証
熱応力低減	冷却性能に優れ、メタル内外面の温度差が大きい	・空気によるフィルム冷却や遮熱コーティングによる熱応力緩和 ・材料の熱疲労強度特性の向上
蒸気供給、シール構造	耐圧性、蒸気漏洩の防止	・耐圧構造の検証 ・シール構造の検証
蒸気ドレーン	ドレーンによる熱衝撃、蒸気腐蝕	・系統及び運転制御法の改善
スケールの付着	冷却性能の低下	・蒸気ドレーンの防止 ・蒸気性状管理

6. 5 1700℃級水素燃焼タービン発電システムの概念設計と冷却翼試設計

6. 5. 1 発電システムの概念設計

1700℃級水素・酸素直接燃焼タービンシステムの実現の可能性を探る上で、次に示すような課題について検討する。

- ・熱効率 60%以上のプラントサイクルの提案
- ・上記サイクルに基づいたプラント構成とタービン構造の概念設計
- ・本プラントシステムに適合するタービン冷却翼の冷却方式の選定と試設計

現在、開発が進められている 1500℃級ガスタービンを採用したコンバインドサイクルの熱効率は、52～54%（HHV 基準）であり、熱効率が 60%以上の目標は、現状のコンバインドサイクルシステムでタービン入口温度を 1700℃級に高温化しただけでは達成が困難であり、新サイクルの採用とシステムの最適化が必須となる。サイクルとしては、高温水蒸気を作動媒体として再燃や高温熱交換器を組み合わせた「新ランキンサイクル」やグラーツ大学が提案している「グラーツサイクル」がある。このグラーツサイクルはトッピングサイクルのブレイトンサイクルとボトムリングサイクルのランキンサイクルを混合した混合サイクルで構成されている。作動媒体が水蒸気の場合や CO₂ のような不活性ガスを採用した種々のサイクルが提案されている。

本論においては、作動媒体を水蒸気としたグラーツサイクルを基本サイクルとする。プラントを構成する機器の内部効率や機械的強度および圧損等を実現可能な数値に設定してヒートバランスを組み、プラント熱効率の目標を達成できるかのサイクル検討を行う。見通しが得られたところで、プラントの全体構成とタービンや高温熱交換器等の各機器の概念設計を行う。次に、タービン冷却翼の冷却方式の選定を行う。方式選定に当たっては、プラント性能や運転信頼性等のプラント全体の最適化を考慮する。この結果に基づいたタービン翼の冷却設計を実施して、冷却翼の概念を提示する。

（1）サイクル構成

発電システムを検討する上での、基本サイクルを Figure 6-17 に示す。プラント出力は 500MW クラスである。このサイクルは、基本的に水蒸気を作動媒体としたブレイトンサイクルとランキンサイクルの混合サイクルである。ブレイトンサイクルは蒸気圧縮機、水素・酸素直接燃焼器および高温タービンから構成されている。蒸気圧縮機入口の蒸気条件として、流量 106.1kg/s、圧力 0.014MPa、温度 114℃の飽和線に近い過熱蒸気の状態にある。圧縮機出口の吐出圧力は 0.5MPa で、圧縮比は 37 である。燃焼器は水素・酸素当量比燃焼が行

われる。高圧タービン出口が燃焼器入口に接続して高圧タービンを通過した蒸気流量が燃焼器に供給される。タービン入口の蒸気温度は 1700°C で、流量は 222.4 kg/s と圧縮機吸込み流量に比べて大幅に増加しており、通常の高圧タービンではこの差は僅かであるが、流量差が大きいことはグラーツサイクルの特徴である。ランキンサイクルは高圧および低圧タービンそして復水器と給水ポンプから構成されている。高温タービン出口に熱交換器があり、高圧蒸気が高温タービンの出口蒸気と熱交換して高圧タービン入口に供給される。また、熱交換器の中間部のブレイトンサイクル側から抽気された蒸気は、低圧タービンに供給されている。

(2) 冷却系統の選定とプラント性能

Figure 6-17 に示したヒートバランスは高温タービンの冷却系統を持たない仮想上の基本システムであり、現実の高温タービンを構成する上で、冷却系統が必要となる。冷却系統として種々考えられるが、次の点を選定基準とした。

- ・プラント性能低下への影響が小さいこと
- ・系統および機器構成をできる限り複雑にならないようにして、経済性、運転信頼性および制御性を確保すること

通常の高圧タービンではタービンの冷却は圧縮機吐出から抽気されている。しかしながら、タービン翼の冷却に回収式が採用されることを前提にすると、回収式は開放式の冷却に比べて比較的圧損が大きくなるので、ブースタ圧縮機が必要になる。このような機器を追設すると、ブースターの駆動動力によるプラント性能の低下や信頼性の低下等があるため、余り有効な方策とはならない。このような検討の結果、冷却系統は高圧タービン出口蒸気を採用することとした。この蒸気温度は 520°C と冷却媒体としては高い温度であり、高温タービンの排気系に冷却器を設けて 350°C まで冷却する。また、冷却系の圧損を考慮して高圧タービンの圧力比を少し小さくして出口圧力を 0.555 MPa に上げて、圧損分として 0.055 MPa を確保している。

タービンの必要冷却流量およびシール流量を冷却翼等の高温部の冷却設計で得られた値を用いてプラントのヒートバランスの計算を行い、その結果を Figure 6-18 に示す。このようなヒートバランスを組むことでプラントの熱効率は 60% 以上を達成している。また、プラント熱効率と冷却流量の関係を Figure 6-19 に示す。冷却蒸気流量が 0% の仮想上の位置で、基本サイクルより僅かに低い値を示しているのが、高圧タービン出口圧力を冷却系統の圧損分だけ引き上げた結果、生じた性能低下分である。この値は極めて小さく、性能低下への影

響が小さいことが分る。また、冷却蒸気流量割合を増加する場合、開放式の流量増加は回収式の流量増加に比べて、性能低下への影響は小さく、この結果から、プラント性能の面からはタービン翼の冷却方式は回収式が有利であると言える。

プラント性能を更に改善する方策として、高温タービンの出口に再生器を設けて圧縮機吐出蒸気を導き、ここで熱回収を行って燃焼器に送る、いわゆるブレイトンサイクルを再生サイクルとすることで、プラント熱効率は 61% に達する性能向上を図ることができる。

6. 5. 2 タービン冷却翼の冷却方式選定

高温タービンの要項を Table 6-7 に示す。高圧および低圧タービン段落数はそれぞれ 4/3 段落の計 7 段落である。高温タービンの初段動静翼の冷却方式の選定を行うための評価を行った。冷却方式として、次の方式が考えられる。

- ◆全面膜冷却方式（ Full coverage film cooling : FCFC）——吹出し式
- ◆回収方式
- ◆ハイブリッド方式（回収式に吹出し式を併用する方式）
- ◆水冷却方式
- ◆蒸発冷却方式

これらの方式に対して、次の項目に従って評価を行った。

- ・プラント性能
- ・タービン翼冷却性能
- ・タービン翼の健全性
- ・運転信頼性

それぞれの冷却方式に対する評価の結果を Table 6-8 に示す。

- ◆全面膜冷却方式
 - ・冷却媒体の全量吹出しでプラント性能面から不利である。
- ◆回収方式
 - ・冷却媒体の吹出しがないので、プラント性能上有利である。
 - ・TBC 表面温度が 1400～1500℃と、従来の使用環境である 1100℃程度から見て開発課題が過大である。
 - ・TBC が高温に晒されるため、TBC の劣化損傷によるタービン冷却翼の耐久性に難点がある。
- ◆水冷却方式

- ・タービン翼は過冷却でメタル温度が必要以上に低下し過ぎる。冷却に用いた過熱水のプラント性能向上のための利用用途がなく、プラント性能の低下を来す。
- ・タービン冷却翼の冷却通路にスケールの堆積による経年的な冷却性能低下を来す。
- ・冷却通路にスケールの堆積による腐食進展で、タービン翼の耐久性に難点がある。長期運用による翼のクラックの発生と開口部からの水漏洩で、タービン内の他の高温部品への注水による破損とタービンの重大トラブル発生の可能性を内在している。

◆蒸発冷却方式

- ・水冷却方式の2項と同じ。
- ・起動停止、負荷変動時の熱流束の変化で蒸発量が変動し、翼メタル温度の過熱、過冷却の熱サイクルによる損傷を受けて耐久性に難点がある。

◆ハイブリッド方式

- ・総合的な評価の結果として、回収式に吹出し式を併用したハイブリッド式が最も優れた冷却方式であることを結論付けた。上記の評価から、ハイブリッド方式は、回収式のプラント性能が高い利点と FCFC の冷却性能、材料の耐久性、運転信頼性に優れた面を併せち、総合評価で優れた方式であり、この方式を選定した。

6. 5. 3 タービン初段冷却翼試設計

(1) 初段冷却翼の設計条件と冷却構造

高温タービンの初段動静翼の冷却設計条件とこの条件を基に試設計したタービン翼の主要項をそれぞれ Table 6-9 と Table 6-10 に示す。動静翼の冷却方式としては、前項の冷却方式の評価で本システムに最も適合した方式として評価されたハイブリッド方式を選定している。翼材料としては、現在、材料強度としてクリープ破断強度や低サイクル疲労強度に優れた第2世代の単結晶材 CMSX-4 を採用する。また、TBC の採用はタービンメタル温度を現行の冷却翼とほぼ同じレベルに維持するには、不可欠の技術である。TBC の施工方法として、現在、タービン翼への適用としてプラズマ溶射の研究を行っているが、さらに耐剥離特性の改善が期待される EB-CVD による方法が期待されており、この施工方法についても基礎的な研究を進めている。

試設計したタービン初段静翼並びに動翼の冷却構造を Figure 6-20 と Figure 6-21 に示す。初段静翼は、翼有効部で前縁から後縁まで4室に区切られてそれぞれの部屋に薄板のインサートが挿入されている。冷却蒸気は外輪エンドウォール側から供給される。前縁部を冷却する蒸気はインサートに明けられた多数の小孔から翼内面に吹き付けられてインピンジメント

冷却を行う。そして翼前縁部をシャワーヘッド冷却して主流蒸気中に吹き出される。また、一部は翼の背側と腹側のフィルム冷却として翼面に沿って吹き出される。後縁部では、外輪から供給された冷却蒸気は傾斜リブを備えた通路を通過してこの部位を冷却した後、後縁部に設けられた通路を通過してこの部位を冷却し、後縁から主流蒸気中に吹き出される。一部の冷却蒸気は内輪後方に導かれて、エンドウォール後部に設けられたフィルム孔から吹き出されてエンドウォールをフィルム冷却している。翼の中央部は、翼面とインサートで冷却通路が構成されている。翼内面に傾斜リブを設けて、後縁部側と同様、伝熱促進を図っている。

まず、冷却蒸気は外輪エンドウォールから背側の冷却通路に供給されて背側を冷却し、その後、内輪エンドウォールに導かれて冷却通路を通過してこの部位を冷却し、翼腹側に廻り込んでこの部位の冷却通路を通過して冷却して、外輪エンドウォールの冷却通路を通過して冷却した後、高温タービンの燃焼器入口に戻される。一部、腹側に設けられたフィルム孔から翼面に沿って吹き出されてフィルム冷却に供される。このように、翼の冷却は、前縁部や後縁部のように熱的条件の厳しい個所には冷却蒸気が主流蒸気に吹き出す方式を、翼中央部で回収式としたハイブリッド方式を採用している。吹出し冷却流量は全冷却流量のほぼ 50% 程度である。

次に、初段動翼について述べる。冷却はサーペンタイン冷却通路を基本として、初段静翼と同様、前縁部と後縁部は吹出しを、翼中央部は回収式を主体としたハイブリッド方式を採用している。冷却通路には傾斜リブを備えている。冷却蒸気はタービンロータを通過して翼の植込部に供給される。前縁部はシャワーヘッドによる冷却と背側と腹側にフィルム孔を設けて、フィルム冷却を行っている。後縁部は半径方向の通路部を形成しており、冷却蒸気は冷却通路を通過して翼先端から主流蒸気に吹き出される。翼中央部は冷却を完了した蒸気は植込部に戻り、ロータの戻りの冷却通路を通過して燃焼器入口に戻される。

(2) 翼内外面の熱伝達率とメタル温度解析

タービン冷却翼のメタル温度分布を求めるためには、翼面の熱伝達率とフィルム冷却効率および翼内部冷却通路の熱伝達率や冷却蒸気条件を得る必要がある。初段静翼と動翼についてメタル温度分布を求めるための検討を実施しており、ここでは、主に動翼の検討内容について述べる。冷却設計における冷却翼の許容温度は次の通りである。

- a) TBC の最高温度 < 1200℃
- b) メタルの最高温度 < 930℃
- c) 翼断面平均温度 < 10⁵h クリープ破断強度の温度 + 設計裕度分

ここで、a)における最高温度は、TBCの温度が高くなると焼結が起って体積が縮小し、そのためクラックが発生してTBCの耐久性が低下することを防止するために上限温度である⁽¹³⁾。また、b)の温度は、メタルが高温水蒸気雰囲気中で高温酸化が顕著に起こらない上限温度である。

動翼中央スパンにおける翼面熱伝達率分布を Figure 6-22 に示す。レイノルズ数は、 $Re = 1.8 \times 10^6$ である。動翼の前縁は翼列の構成上、静翼のように鈍頭にすることができないため、この部位の熱伝達率が高くなっている。フィルム冷却効率の分布を Figure 6-23 に示す。次に、同スパンの冷却通路内の熱伝達率分布を Figure 6-24 に示す。前縁部は、翼面の高い熱伝達率に対応して、インピンジメント冷却による高い熱伝達率を実現している。このような条件から、動翼の温度分布を計算した結果を Figure 6-25 に示す。TBC 表面温度とメタル温度は許容温度を満足する結果が得られている。翼断面の平均温度は 738℃であり、動翼の遠心応力は、翼材の 10⁵h クリープ破断強度を十分に満足していることを確認した。

次に、動翼で行った検討と同じ手順で静翼の温度分布を求めた結果を Figure 6-26 に示す。動翼と同様、上記の温度制限を満足していることを確認した。

6. 5. 4 今後の研究課題の抽出

1700℃級水素・酸素直接燃焼タービン発電システムを実現するために、今後取り組むべき開発課題を以下に示す。

1) プラント全体

- ・水素・酸素当量比燃焼技術
- ・混合サイクルにおける閉ループシステムの運転制御性の検証
- ・高温熱交換器のコンパクト化と運転信頼性

2) タービン冷却翼

- ・冷却効率の改善によるプラント性能の向上
- ・TBC の耐久性の検証と耐熱温度の向上
- ・単結晶材の高温水蒸気雰囲気下での酸化挙動と材料強度特性の把握

6. 6 ガスタービン開発への高温化技術適用

以上、1300℃級、1500℃級および 1700℃級ガスタービンの開発への冷却および材料に関わる高温化技術の適用について述べてきたが、これらを Table 6-11 に取りまとめて示す。

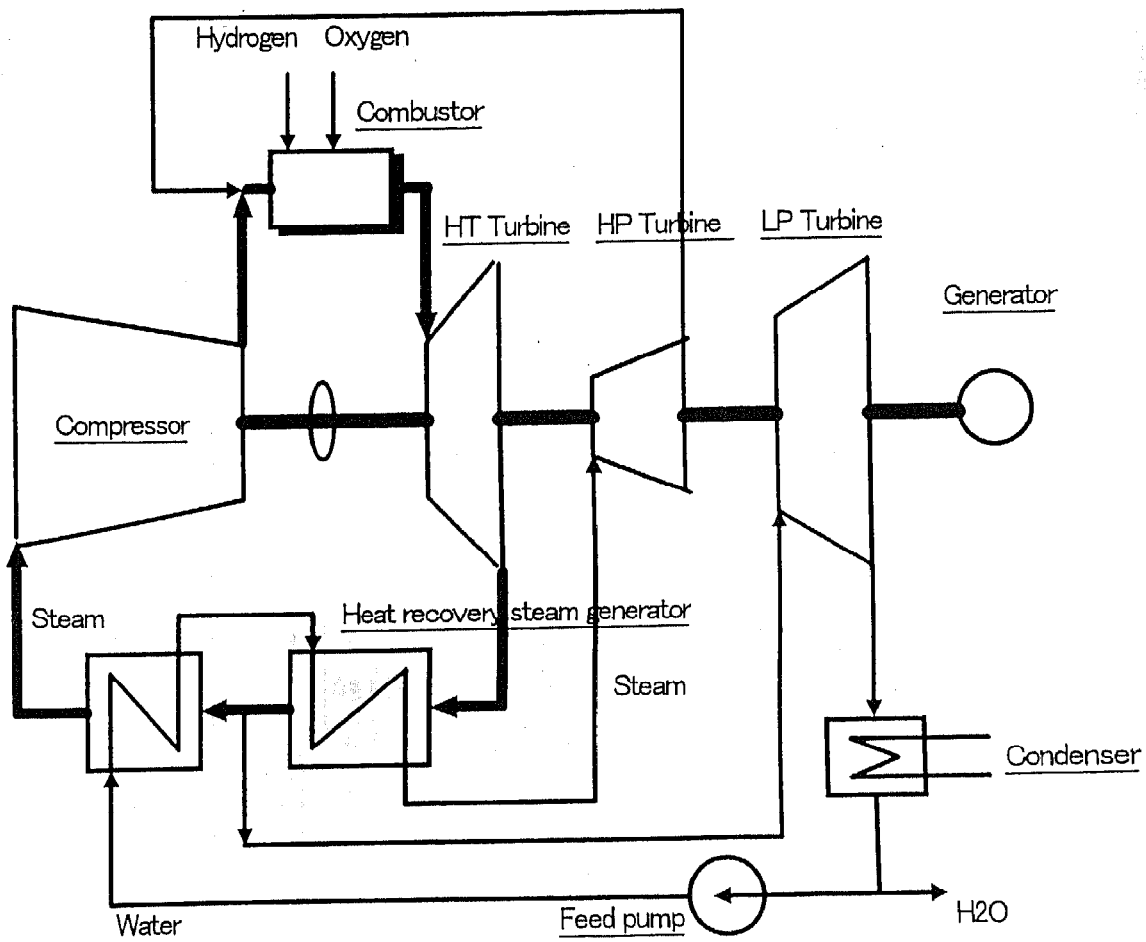


Figure 6-17 Diagram of Graz cycle

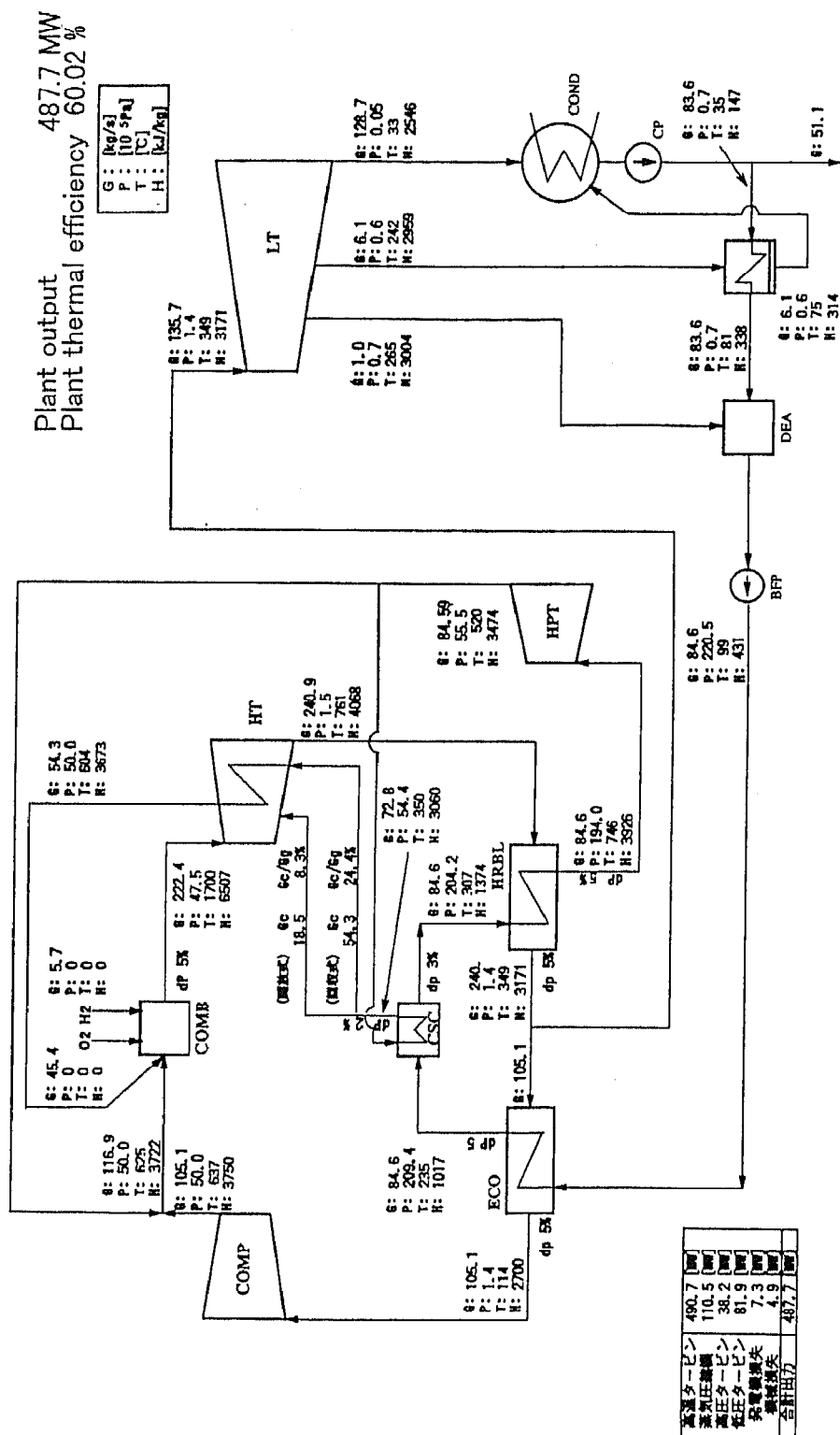


Figure 6-18 Heat balance for 1700°C class hydrogen combustion turbine system

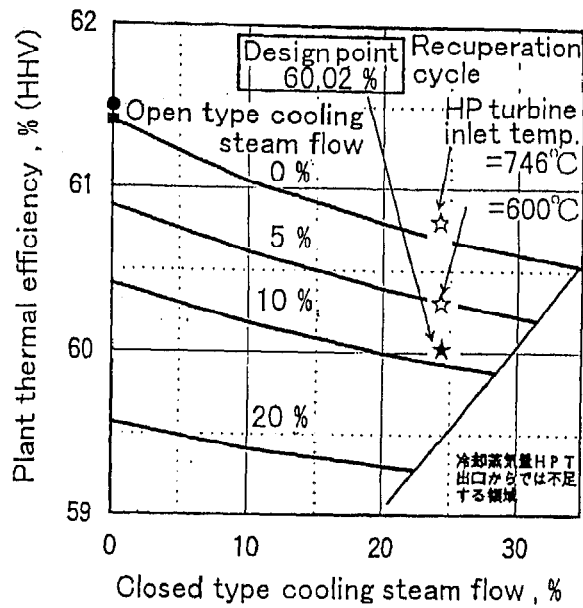


Figure 6-19 Relation of thermal efficiency of power plant and cooling steam flow

Table 6-7 Specifications of 1700°C class hydrogen combustion turbine

	高温タービン		高圧タービン
	高温高圧タービン	高温低圧タービン	
回転数	6000rpm	3000rpm	6000rpm
段落数	4	2	6
入口圧力	4.75MPa	0.70MPa	19.4MPa
入口温度	1700°C	1069°C	746°C
出口圧力	0.70MPa	0.15MPa	5.55MPa
出口温度	1069°C	761°C	503°C
圧力比	6.8	4.7	3.5
	蒸気圧縮機		低圧タービン
	低圧圧縮機	高圧圧縮機	
回転数	6000rpm	12000rpm	3000rpm
段落数	12	22	4
入口圧力	0.14MPa	0.67MPa	0.14MPa
入口温度	114°C	306°C	349°C
出口圧力	0.67MPa	5.0MPa	0.005MPa
出口温度	306°C	637°C	33°C
圧力比	4.8	7.5	28

Table 6-8 Evaluation of cooling system for first stage turbine blades

Cooling type	FCFC	Closed loop cooling	Hybrid cooling	Water cooling	Vaporized cooling
Cooling fluid	Steam	Steam	Steam	Water	Water / Steam
<u>Evaluation items</u>					
Plant efficiency	△ 1)	○	○	△ 4)	△
Cooling efficiency	○	△	○	○ 5)	○ 7)
Durability of blade	○	△ 2)	○	△	△
Operating reliability	○	△ 3)	○	× 6)	× 8)
Result	△	△	○	△	△

Table 6-9 Design conditions for first stage turbine cooling blades

	Stator vane	Moving blade
<u>Inlet main steam flow</u>		
Mean temperature °C	1700	1570
Max. temperature °C	1809	1641
Pattern factor %	10	7
Pressure MPa	4.74	3.71
<u>Cooling steam</u>		
Temperature °C	350	374
Pressure MPa	5.4	5.69
Cooling flow %	6.4	7.1
<u>Thermal barrier coating</u>		
Thickness mm	0.2	0.15

Table 6-10 Specifications of first stage turbine cooling blades

	Stator vane	Moving blade
Cooling type	Hybrid type	Hybrid type
Material	Ni base super-alloy Single crystal CMSX-4	Ni base super-alloy Single crystal CMSX-4
Blade height	70mm	70mm
Chord length	135mm	45mm

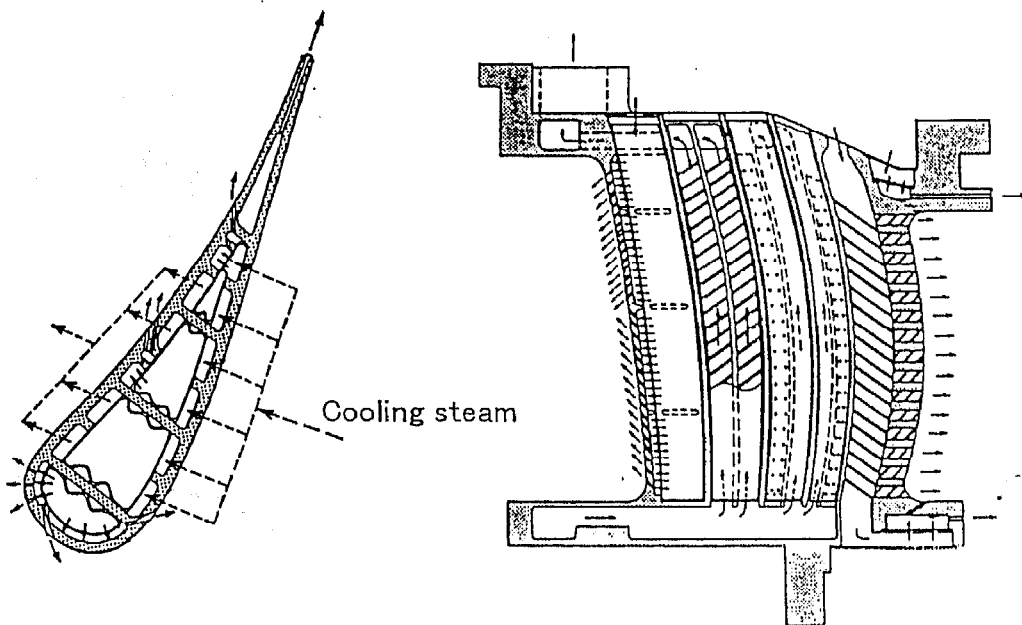


Figure 6-20 First stage turbine stator vane

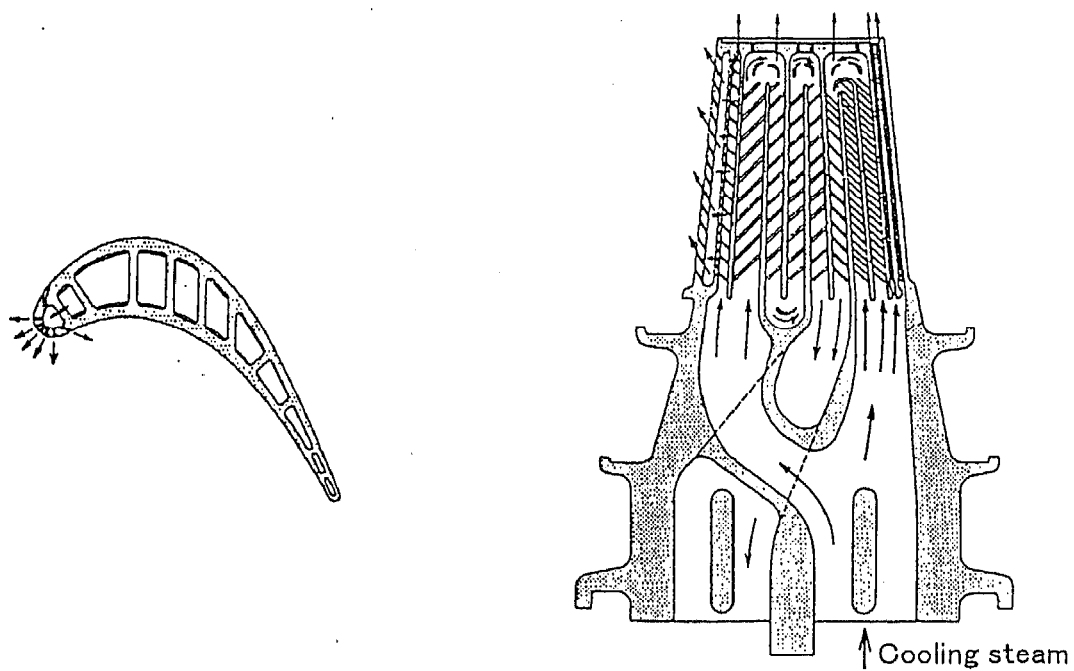


Figure 6-21 First stage turbine moving blade

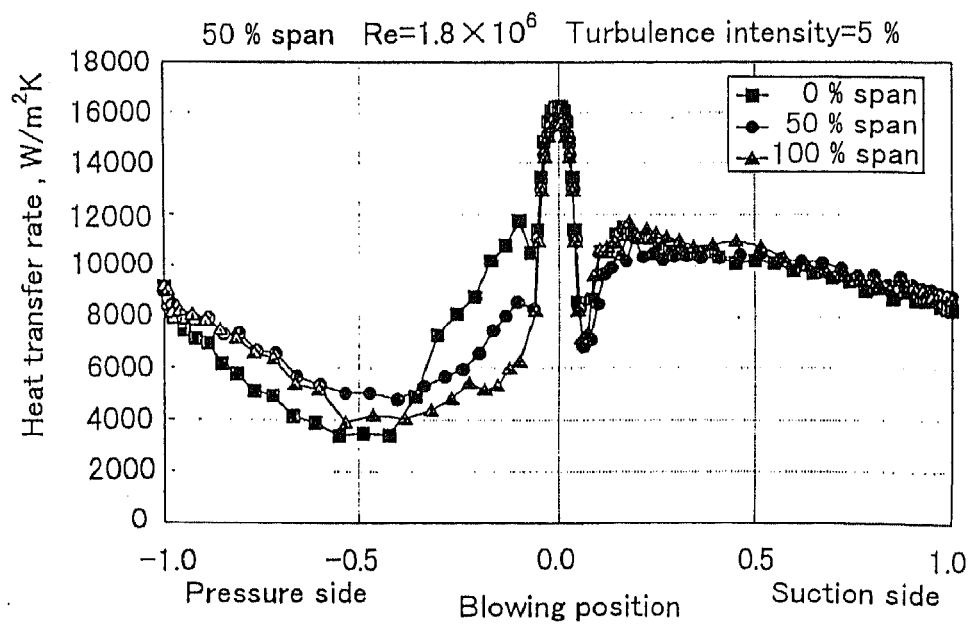


Figure 6-22 Heat transfer rate on airfoil of first stage turbine moving blade

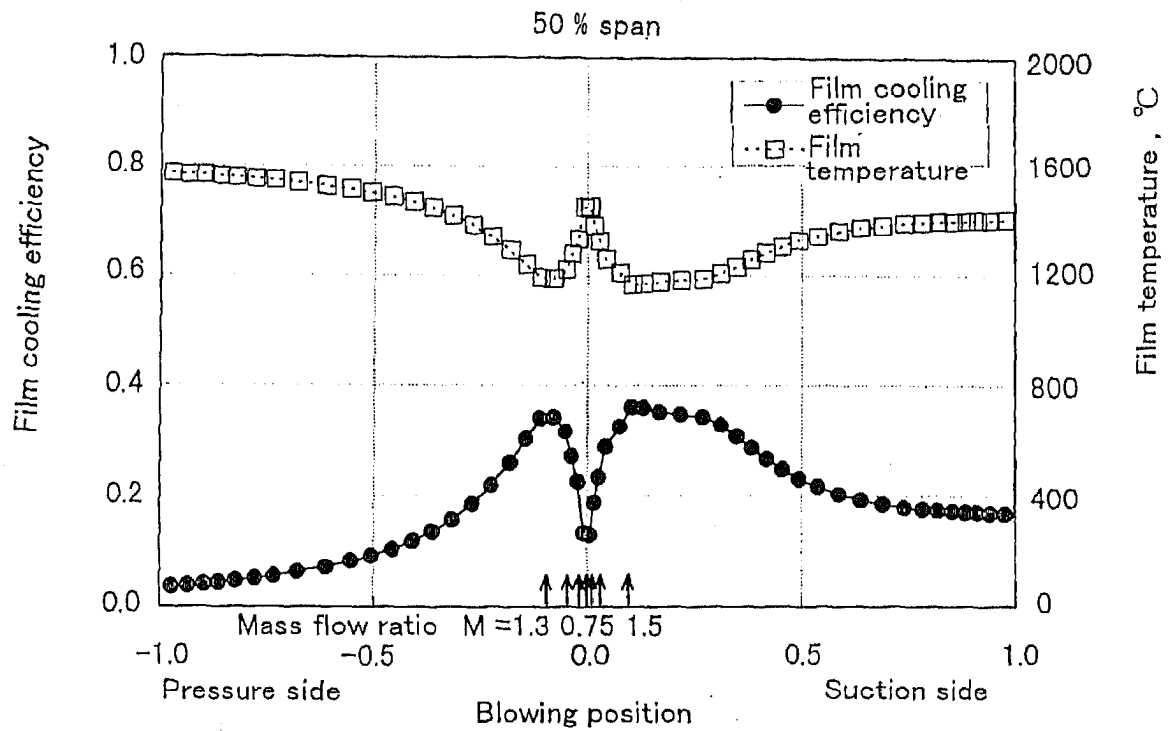


Figure 6-23 Film cooling efficiency on airfoil of first stage turbine moving blade

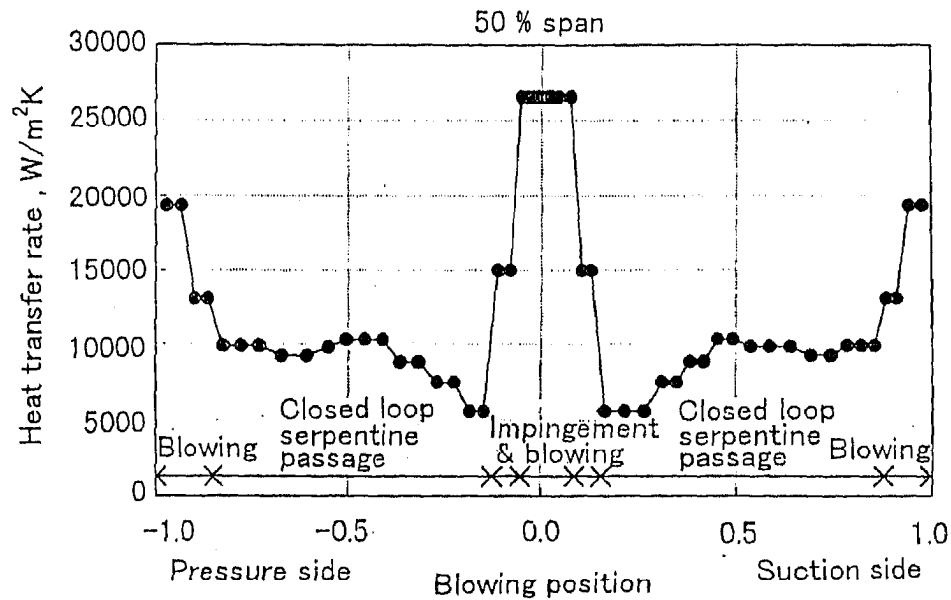


Figure 6-24 Heat transfer rate in cooling channel of first stage turbine moving blade

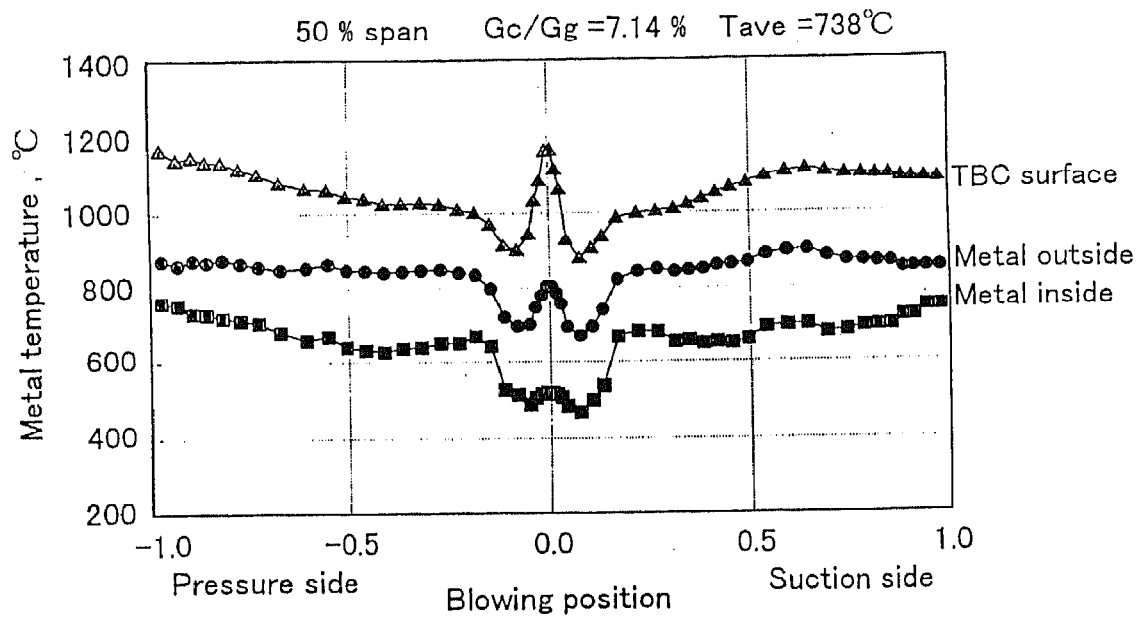


Figure 6-25 Metal temperature distribution of first stage turbine moving blade

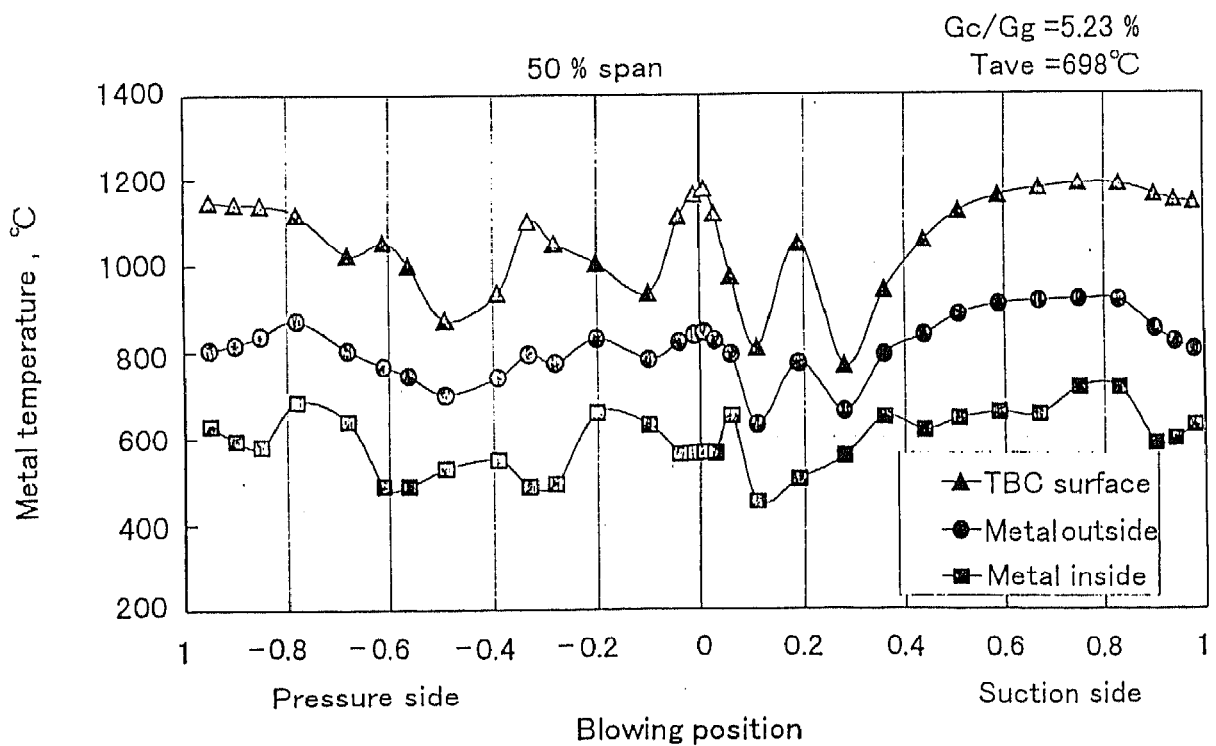


Figure 6-26 Metal temperature distribution of first stage turbine stator vane

Table 6-11 Application of high temperature technologies for development of gas turbine

GTレイティング	高温化技術				新サイクル
	冷却技術	金属材料	TBC	セラミックス	
1300℃級GT	空冷, 伝熱特性 改善	普通鑄造 DS	適用評価	適用評価	—
1500℃級GT	蒸気冷却 同上	DS, SC	適用	適用評価	—
1700℃級GT	蒸気冷却 同上	DS, SC	適用	—	トッピング/ ボトムング 混合サイクル

6. 7 結言

出力 15MW の 1300℃級高効率ガスタービンの開発を行い、発電運転試験によって次の点を明らかにした。

- (1) 発電運転試験によって、ガスタービン性能および振動等の機械的特性に関して、計画値を満足していることを確認した。更に、長期運転を実施することでデータを蓄積して、その成果を運転信頼性向上に反映する。
- (2) 次世代 1500℃級ガスタービンに適用する要素技術の実機条件での運転検証として、一方向凝固材と単結晶材でタービン初段動翼を製作してタービンロータに組み込み、また、各種遮熱コーティングを施工した初段静翼のレインボー試験を実施し、有効な試験データを得た。
- (3) 単缶試験を終了した低 NO_x 燃焼器を本ガスタービンに全缶組み込んで、実機運転状態で NO_x 排出特性や機械的信頼性について試験検証を実施して健全性を確認した。

今後とも運転試験を継続して行い、ここで得られた成果をガスタービンの開発に反映するとともに、発電プラントの高性能化や低 NO_x 化そして運転信頼性の向上や保守性改善に適用していく。

次に、1500℃級蒸気冷却ガスタービン開発のための検討を行い、以下の点を明らかにした。

- (1) 1500℃級ガスタービンにおいて、タービン翼に回収式蒸気冷却方式を採用することで、コンバインドサイクル発電プラントの熱効率は燃料の高位発熱量基準で 50% 以上を達成することができ、かつ、従来の空冷吹出し方式に比べて 1~2% 高い熱効率が得られる。
- (2) ガスタービンの高温化によるコンバインドサイクル性能の向上を図る上で、ガスタービンの最終段動翼の機械的制限等を考慮して圧縮機の最適圧力比を選定した。
- (3) サイクル性能上の初段動翼入口温度を基準として、タービン初段静翼に回収式蒸気冷却を採用することで、従来の空冷方式に比べて燃焼器出口温度を 100℃ 程度下げることができるため、予混合稀薄燃焼方式を採用した低 NO_x 燃焼器の NO_x 低減に有利である。
- (4) 冷却媒体としての蒸気の熱伝達特性は空気に比べて約 1.5 倍高く、蒸気冷却は空冷に比べて優れた冷却特性を持つ。この熱伝達特性が高いことと回収式のためフィルム冷却を採用していないことから、蒸気冷却は空冷の場合よりも翼内に高い熱応力が発生する。タービン翼に遮熱コーティングを採用することで、熱負荷は半減することができ、翼内の熱応力は従来の空冷とほぼ同等に抑えることができる。

そして、1700℃級水素・酸素直接燃焼タービンシステムの概念設計と冷却翼の試設計を行

しい、次の点を明らかにした。

- (1) 発電システムのヒートバランス、プラント構成並びに高温タービン等の機器のプラント概念設計によって、発電プラントの熱効率が 60% を超える高効率発電システムの見通しを得た。
- (2) タービン翼冷却方式の選定において、プラント性能、冷却性能並びに運転信頼性等の総合的な評価を行い、タービン初段動静翼は回収式冷却を基本として、熱的条件の厳しい前縁と後縁部に開放式吹出し冷却を併用した 'ハイブリッド方式' が最も優れた冷却方式である。2 段落以降のタービン翼の冷却方式は、主流温度が 1500℃ 級と同レベルにあることから全回収方式を選定した。
- (3) 1700℃ 級タービン初段動静翼の概念設計を行い、冷却方式として上記ハイブリッド方式を採用し、基材に第 2 世代の単結晶材を使用して、さらに遮熱コーティングを採用することによって、タービン冷却翼は従来と同レベルのメタル温度を維持できる見通しが得られた。
- (4) プラント全般並びにタービン冷却翼の課題を抽出し、今後の研究開発の方向性を示した。

参考文献

- (1) 岡村隆成, 石井潤治, 山本優, 京浜ガスタービン試験発電所の概要と運転状況, 東芝レビュー, 49-4, (1994), p.272.
- (2) H. Matuzaki, K. Simomura, Y. Fukuyama, T. Araki, J. Ishii, S. Yamamoto, S. Sibuya, and I. Okuhara, New Advanced Cooling Technology and Material of the 1500°C Class Gas Turbine, ASME Paper 92-GT-240, (1992).
- (3) 岡村隆成, 伊藤勝康, 山田正彦, 高効率化と燃料多様化が進むコンバインドサイクル機器技術, 東芝レビュー, 51-7, (1996), p.11.
- (4) 岡村隆成, ガスタービンの高温化と燃焼技術, 日本機械学会第 73 期通常総会講演会講演論文集, (1996), p.458.
- (5) 吉田豊明, 熊谷, 瀧, ガスタービン学会ガスタービン秋期講演会, (1991), p.195.
- (6) E.D.Alderson, G.W.Scheper, A.Chon, ASME Paper 87-JPGC-GT-1, (1992).
- (7) 岡村隆成, ガスタービンの蒸気冷却技術, 日本ガスタービン学会ガスタービンセミナー第 21 回資料集, (1993), p.71.
- (8) 福田雅文, 岡村隆成, 次世代ガスタービンと発電システム, 日本機械学会第 5 回動力・エ

エネルギー技術シンポジウム, (1996)

(9)岡村隆成他, WE-NET 水素燃焼タービン/1700℃級タービン冷却翼試設計, 東芝技術報告 TRD-20693, (1996).

(10)山本一, 岡村隆成, 小林正, ガスタービン開発と技術検証, 東芝レビュー, 42-6, (1987), p.420.

(11)岡村隆成, 和泉敦彦, 佐々木隆, 2 軸ガスタービンの圧縮機運転特性, 日本ガスタービン学会 第 18 回定期講演会講演論文集, (1990), p.87.

(12)日本機械学会編, 伝熱工学資料, (1986)p.55, 65.

(13)高橋雅士, 浜田孝浩, 伊藤晶行, 松本一秀, 岡村隆成, プラズマ溶射法によるイットリア部分安定化ジルコニア溶射皮膜の熱特性, 溶接学会全国大会, (1996).

第7章

結 論

第7章 結 論

本論文では、発電プラントに使われるガスタービンの高性能化のための高温化技術を取り上げて、これを実現するための冷却技術および材料技術の手法ならびに研究成果をとりまとめ、これら得られた高温化技術の成果を高効率ガスタービンの開発に適用した。あわせて、高温部に適用される新材料の冷却、構造設計の手法を提案した。さらに、ガスタービンプラントの運転状態におけるタービン冷却翼の時間経過に伴う熱的挙動を明らかにし、冷却翼の寿命評価や経済性に関わる新たな保守管理の必要性を課題として明確にした。

また、本研究を進める上で、熱流体技術や強度、構造設計そして材料の評価技術などの広範な技術を駆使して、工学分野の境界領域技術の融合のための方法論を提案し、その有効性を明らかにした。

第1章では、本研究の背景とガスタービンの高温化技術のニーズについて述べ、高効率ガスタービン開発への高温化技術の必要性と本研究の目的およびそれを達成するための研究手段について述べた。

第2章では、タービン冷却翼の内部冷却通路の熱伝達特性の向上と実機ガスタービンの運転状態に近い高温タービン試験でのタービン冷却翼の冷却性能を検証することの必要性について述べた。

最も過酷な運転環境で作動するタービン動翼のサーペントイン冷却通路を想定した 180° 曲り部を持った往復流路の回転場における基礎的な熱伝達特性試験を実施した。従来、回転場の通路内壁面の熱伝達率は計測システムの制限から測定点数が少ないため、熱伝達特性を十分に把握することが困難であったが、多点計測が可能な計測システムを採用することで、平滑面に対する伝熱促進リブ配置による熱伝達特性の改善並びに静止場に対する回転場の影響を明らかにすることができた。

上記伝熱基礎試験の成果や設計データを基にして 1300°C 級タービン冷却翼の設計を行い、静翼は Co 基、動翼は Ni 基の超合金を採用してインベストキャスティング法による精密鋳造によって冷却翼を製作した。この冷却翼を高温タービン試験装置に組み込んで、実機と同じ高温・高速ガス雰囲気での回転試験で翼メタル温度計測を行い、計画通りの冷却性能を検証した。同時に、空力性能や運転健全性を確認することによって、冷却、空力、強度および構造

設計法の確立を図った。

第3章では、タービン動翼材として使用されている Ni 基超合金 IN738LC が、時効によって材料の主強化相である γ' 相の平均粒径と時効温度、時間との関係を明らかにした。この手法を発電運転に供されたタービン冷却動翼に適用して、ガスタービン運転中の翼メタル温度を推定した。そして、このメタル温度を基にしてタービン翼面の熱伝達率の解析方法を提案し、運転時間の異なる動翼にこの方法を適用して翼面熱伝達率を求めた。運転時間経過に伴って、熱伝達率が局所的に増大していることを明らかにした。この運転経過に伴う熱伝達率変化の要因を解明するために、まず、翼表面の観測を行って高温酸化による荒れた状態が認められたため、面粗度を計測してこの粗度の影響を考慮した翼面熱伝達率の解析を行った。その結果、ガスタービンの運転時間経過に伴う翼面粗度の増大が翼面熱伝達率を増加させ、これによって翼メタル温度が上昇する機構を明らかにした。

従来、ガスタービンの運転中に冷却翼の翼面熱伝達率が変化することの認識がなく、翼メタル温度は運転中に不変として取り扱っている。しかしながら、翼メタル温度が運転中に上昇して高温酸化の加速化とクリープ破断強度の低下を招き、これがタービン冷却翼の寿命に影響を及ぼすことになると、ガスタービンの運転信頼性と経済性の低下が懸念される。そのため、ガスタービンの運用において、タービン冷却翼の翼面粗度やメタル温度に関する保守管理の充実が重要な課題であることを提示した。

第4章では、タービン冷却翼に遮熱コーティングを適用する上で、その耐久性と遮熱特性を十分に把握することが重要であり、そのためには、コーティングの剥離損傷機構の解明と冷却翼での遮熱効果の検証の必要性について述べた。

遮熱コーティングの長時間高温雰囲気試験と熱サイクル試験によって、層内の組成変化や剥離損傷挙動を明らかにした。同時に、遮熱コーティング層内の応力解析を実施して、トップコートとボンドコート界面形状と熱応力発生の関係を見出した。また、高温酸化によるボンドコート上の Al_2O_3 層の生成と成長応力の関係やボンドコートの予備酸化がコーティング層内に発生する応力の緩和作用があることを明らかにした。これら試験と解析結果から、コーティング層内の剥離損傷機構を明らかにした。また、ボンドコートの予備酸化がトップコートの剥離損傷に対して改善効果があることも明らかにし、その成果を遮熱コーティングの製造プロセスにも反映した。

さらに、熱応力緩和が期待できる傾斜組成遮熱コーティングの熱応力解析のための解析モデルを提案し、熱サイクル試験に供されたコーティング試験片のき裂発生状況と熱応力解析による応力発生状態との相関性を明らかにした。

次に、高温タービン試験装置に遮熱コーティングを施工したタービン初段冷却静翼を組み込んで試験を行い、翼の冷却性能が 0.025~0.035 向上することを明らかにした。この性能向上分はガス温度を 100℃程度上昇させることに相当しており、遮熱コーティングは高温化に大きく貢献できることを実証した。

第 5 章では、ガスタービン高温部品へのセラミックスの適用がガスタービンおよびコンバインドサイクル性能に与える影響を評価し、燃焼器とタービンの初段静翼から 2 段静翼までの高温部品にセラミックスを適用することによって、両者の性能はそれぞれおよそ 1%向上することを明らかにした。

次に、モノリシック材を使用したタービン翼の設計思想を示し、動翼はホットスピン試験、静翼は高温風洞試験を実施してその健全性を評価した。静翼試験でセラミックス翼が金属との接触部でチップングが発生したため、チップングの新しいシミュレーション解析法を提案し、解析によってその生成過程を明らかにすると共に、その結果から導いたセラミックス/金属の接触構造の設計指針を提案した。

さらに、モノリシック材のぜい性な材料特性の欠点を補う観点から、損傷許容性が期待できるセラミックス基長繊維複合材を使って、フィラメントワインディング法で製織し、反応焼結法によって燃焼器ライナとシュラウドセグメントを製作した。これら供試体の熱サイクル試験を行い、事前に設けた切欠きからのき裂発生と進展挙動を観察し、き裂の発生は試験条件の初期段階で起こり、サイクル回数の増加に伴ってき裂進展速度は鈍化する傾向を示しており、セラミックス高温部品として従来のモノリシック材には見られない優れた損傷許容性を有することを確認した。

また、ガスタービンの定常および過渡的運転状態での熱応力発生による部材への負荷の最少化と材料の耐熱性を考慮したセラミックス高温部品の「弱冷却設計法」を提案した。

第 6 章では、高温化技術の研究成果を適用して、出力 15MW クラスの 1300℃級高効率ガスタービンを開発した。本機は従来の 1100℃級中容量機の熱効率 27~29%に対して、熱効率が 32%と大幅な性能向上を達成した。発電運転試験によってガスタービン性能やタービン

翼の冷却特性およびロータ振動などの機械的特性を総合的に把握し、運転健全性を実証した。

次に、次世代 1500℃級蒸気冷却ガスタービンを使用したコンバインドサイクルのプラント性能評価を行い、蒸気冷却は回収方式を採用することによって従来の吹き出し空冷方式に比べて、熱効率を 1－2 % 向上させることを明らかにした。また、冷却媒体である蒸気の熱伝達特性は、空気に比べて 1.5 倍の優れた特性を示すことを明らかにした。

将来の水素を燃料とした 1700℃級水素・酸素直接燃焼タービンの発電システムの概念設計とタービン冷却翼の冷却方式の選定評価並びに冷却翼の試設計を行った。その結果、プラント熱効率 60% 以上を達成する高効率ゼロエミッション発電システムの見込みを得ると共に、超高温の 1700℃級タービン冷却翼の成立性の見通しを明らかにした。

以上、発電プラント用ガスタービンの高温化技術の研究とこの研究成果を反映した高効率ガスタービンを開発した。これらの成果は発電プラントの熱効率の向上をもたらすことができ、社会的な要請であるエネルギー資源の有効利用と CO₂ 排出量の削減による地球温暖化防止の観点から極めて有益である。本研究の高温化技術とガスタービン開発の成果は、このような視点からも重要で、かつ社会に多大な貢献もたらすものと確信している。

謝 辭

謝 辞

本論文をまとめるに当たり、懇切丁寧なご指導を賜りました東京工業大学工学部機械宇宙学科教授小林英男博士ならびに教授宮内敏雄博士，助教授井上剛良博士，助教授中村春夫博士，助教授森章博士に深く感謝の意を表しますとともに、愛媛大学工学部環境工学専攻教授岡部永年博士にも多くのご助言をいただき、厚くお礼申し上げます。

また、公開論文説明会では、上記の先生方に加え、東京工業大学工学部機械科学科教授山根隆一郎博士に有益なコメントをいただき、あわせてお礼申し上げます。

本論文の研究は著者が所属した(株)東芝電力・産業システム技術開発センター火力発電機器技術担当部門で行ったものである。

本論文に関する研究の実施ならびに本論文をまとめるに当たり、温かく見守っていただいた電力・産業システム技術開発センター主席技監柏谷英男博士と技監深倉寿一博士に深甚の謝意を表します。

あわせて、同センター火力発電機器技術担当部門で本論文をまとめるに当たり、色々とご支援いただいた桧佐彰一氏（元部長，現同センター技監），小林正博士（現グループリーダー）に深く感謝申し上げます。

本論文に関する研究の実施と本論文をまとめるに当たり、実験，解析，討論などに多大のご協力をいただいた同センター火力発電機器技術担当主幹川岸裕之氏，主査古閑昭紀氏，主査土方常夫氏（現新エネルギー・産業技術総合開発機構），主務伊藤勝康氏、また、同センター金属・セラミックス材料技術担当主幹伊藤義康博士、主査吉岡洋明博士，主査藤山一成，主査伊藤洋茂氏，主務亀田常治氏，斎藤大蔵氏、同センター製造加工技術担当主務高橋雅士氏、また、エネルギー事業本部技術業務部チームリーダー本多啓三博士，さらに、京浜事業所原動機機器部ガスタービン設計担当主査油谷好浩氏，小林隆裕氏に心より感謝申し上げます。

最後に、本論文をまとめるに当たり、多くのご助言をいただいた東京農工大学工学部機械システム工学科教授望月貞成博士に厚くお礼申し上げます。そして、終始心暖かく見守っていただいた故室博博士に心より感謝申し上げます。

本研究に関する発表論文

本研究に関係した発表論文

- (1) 岡村隆成, 古閑昭紀, 油谷好浩, 吉岡洋明, 藤山一成, 岡部永年, 時効による組織変化を利用したタービン動翼の翼面熱伝達率の解析, 機論 (B 編), 61-583 (1995-3).
- (2) 伊藤義康, 高橋雅士, 岡村隆成, 豊田政男, 傾斜組成遮熱コーティングの熱応力緩和特性, 機論 (A 編), 61-583 (1995-3).
- (3) 岡村隆成, 小林隆裕, 伊藤義康, 高橋雅士, 粒子分散モデルによる傾斜組成遮熱コーティングの熱応力解析, 機論 (A 編), 62-602 (1996-10).
- (4) 伊藤義康, 高橋雅士, 岡村隆成, 永田晃則, ジルコニア遮熱コーティング皮膜の焼結収縮特性の基礎研究, 材料, (1998).
- (5) 岡村隆成, 古閑昭紀, 吉岡洋明, 岡部永年, ガスタービン運転下におけるタービン冷却 翼の翼面熱伝達率とメタル温度に及ぼす面粗度の影響, 機論 (B 編), (1998). (投稿中)
- (6) 岡村隆成, 土方常夫, 古閑昭紀, 岡部永年, セラミックタービン翼の金属接触部におけるチッピングの発生機構機構, 機論 (A 編), (1998). (投稿中)